Grey Scale #13
Colour Chart #13
DANES PICTA .COM

# AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

IM. GENERAŁA BRONI
KAROLA ŚWIERCZEWSKIEGO

POUFNE
Egz. Nr 1

## INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY

Część IV

WYBRANE ZAGADNIENIA
INŻYNIERYJNO-LOTNICZEGO ZABEZPIECZENIA
DZIAŁAŃ BOJOWYCH LOTNICTWA

Nr ewid. 51
Nr ewid.
42954

WARSZAWA LISTOPAD 1973

**AKADEMIA**
**SZTABU GENERALNEGO**
IM. GENERAŁA BRONI
KAROLA ŚWIERCZEWSKIEGO

POUFNE
Egz. Nr 1

# INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY

Część IV

## WYBRANE ZAGADNIENIA INŻYNIERYJNO-LOTNICZEGO ZABEZPIECZENIA DZIAŁAŃ BOJOWYCH LOTNICTWA

Nr ewid. 51
Nr ewid.
42954

WARSZAWA LISTOPAD 1973

A K A D E M I A  S Z T A B U  G E N E R A L N E G O
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KTEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
[redacted]
Egz.nr... 1

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12657
PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1999 roku
art. 86 ust. 2 (Dz.U. RP Nr 11 poz. 95)
podpis

# INFORMATOR TAKTYCZNO-TECHNICZNY
## Część IV

## Wybrane zagadnienia inżynieryjno-lotniczego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa

BIBLIOTEKA SZKOLENIOWA DZ. I
AKADEMII GEN. BR. K. ŚWIERCZEWSKIEGO
Nr ewid. Pp 51

BIBLIOTEKA [illegible]
Archiwum [illegible]
Nr ewid. 42954

W A R S Z A W A  LISTOPAD  1973

$\frac{kg}{km} \cdot \frac{km}{h}$

Informator taktyczno-techniczny obejmuje niektóre podstawowe zagadnienia z zakresu sprzętu lotniczego i zabezpieczającego oraz możliwości jego wykorzystania. Przeznaczony jest do wykorzystania przez kadrę dydaktyczno-naukową i słuchaczy ASG, głównie pionu lotniczego. Może być również wykorzystany przez Wojska Lotnicze i Wojska OPK.

Informator taktyczno-techniczny składa się z pięciu części:

Część 1 - "Wybrane zagadnienia nawigatorskiego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa" - opracowali: płk doc. dr Roman DWORAK, płk doc. dr Eugeniusz GRYSIEWICZ, płk dypl. Ryszard SIELECKI.

Część 2 - "Wybrane zagadnienia bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów" - opracował płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI.

Część 3 - "Radioelektronika" - opracowali: ppłk mgr inż. Kazimierz PIĄTKOWSKI, ppłk inż. Jan LISOWSKI, mjr mgr Jerzy SIWICKI.

Część 4 - "Wybrane zagadnienia inżynieryjno-lotniczego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa" - opracowali: ppłk mgr inż. Adam ZACZEK, płk mgr inż. Janusz RACZKO.

Część 5 - "Wybrane zagadnienia tyłowego zabezpieczenia działań bojowych lotnictwa" - opracował mjr dypl. Mieczysław CHAMERA.

---

W niniejszej, części 4 "Informatora" jest szczegółowo opracowana instrukcja obliczania zasięgu i długotrwałości lotu samolotu MiG-21 M, ponieważ dotychczas brak było takiego opracowania w języku polskim. Ponadto, w części tej zawarte są: wybrane zagadnienia i obliczenia taktycznych promieni działania, zasięgów i długotrwałości lotu pozostałych typów samolotów; główne dane taktyczno-techniczne samolotów własnych i niektórych samolotów państw obcych; elementy obliczeń inżynieryjno-operacyjnych oraz niektóre dane kalkulacyjne i normy czasowe, wykorzystywane w planowaniu zabezpieczenia inżynieryjno-lotniczego działań bojowych lotnictwa.

SPIS TREŚCI

Str.

Wstęp

1. Zasięg i długotrwałość lotu samolotu MiG-21M ..... 8

1.1. Wstęp ..... 8

1.2. Ogólne pojęcia podstawowe i dane techniczne do obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych ..... 8

1.2.1. Poję cia i wiadomości ogólne ..... 8

1.2.2. Wpływ różnych czynników na zasięg i długotrwałość lotu samolotu ..... 11

1.2.3. Główne dane techniczne do wykonywania obliczeń inżynieryjno - nawigacyjnych ..... 15

Dane wyjściowe do wykonywania obliczeń inżynieryjno nawigacyjnych zasięgu i długotrwałości lotu pojedyńczego samolotu w ustalonych warunkach ..... 15

Główne dane techniczne do inżynieryjno-nawigacyjnych obliczeń lotu pojedyńczego samolotu w warunkach nie ustalonych /zmiennych/ ..... 23

1.2.4. Zadania i kolejność obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych: 78

Kolejność obliczania zasięgu i długotrwałości lotu.. 78
Kolejność obliczania czasu, zużycia paliwa i przebytej drogi ..... 86
Przykłady obliczeń : czasu, drogi i zużycia paliwa w locie na przechwycenie celów powietrznych lecących na małych i średnich wysokościach ..... 93
czasu, drogi i zużycia paliwa w locie z zadaniem wykonania uderzenia na cele naziemne ..... 94

1.2.5. Uzupełnienie : 95
Tabele praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu wyliczone dla różnych wariantów obciążeń /oporów czołowych/ samolotów i różnych warunków lotu:
- bez dodatkowych zbiorników paliwa /tabela 5/..... 97
- z jednym dodatkowym zbiornikiem paliwa o pojemności 490 litrów /tabela 6/ ..... 104
- z jednym dodatkowym zbiornikiem paliwa o pojemności 765 /800/ litrów /tabela 7/ ..... 111
- z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa o pojemności po 490 litrów każdy /tabela 8/ ..... 118
- z trzema dodatkowymi zbiornikami paliwa o pojemności po 490 litrów każdy /tabela 9/ ..... 122
- z trzema dodatkowymi zbiornikami paliwa, w tym dwa o pojemności po 490 litrów i trzeci o pojemności 765 /800/ litrów /tabela 10/ ..... 124

Wykresy obliczonych taktycznych promieni działania samolotów typu MiG-21pf i MiG-21pfm w zależności od prędkości lotu i obciążenia zewnętrznego ..... 126

2. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotów typu Ił-28, Ił-28R, Lim-5 /Lim-6bis/ i MiG-19 ..... 130

2.1. Wiadomości ogólne ..... 130

2.2. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Ił-28

Dane obliczeniowe, tabele oraz wykres obliczonych wartości dla różnych warunków lotu ..... 137

2.3. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Ił-28R, dane obliczeniowe, tabele oraz wykres obliczonych wartości dla różnych warunków lotu ..... 153

2.4. Promienie działania i długotrwałości lotu s-tu Lim-5 Dane obliczeniowe, tabele oraz wykresy obliczonych wartości dla różnych warunków lotu, w tym również wykresy dla samolotów Lim-6bis i Lim-1Art..... 173

2.5. Promienie działania i długotrwałości lotu s-tu MiG-19, dane obliczeniowe, tabele obliczonych wartości dla różnych warunków lotu ..... 213

2.6. Wykresy obliczonych taktycznych promieni działania samolotów typu Su-7BM w zależności od prędkości lotu i różnych wariantów obciążeń ..... 233

3. Obliczenia inżynieryjno operacyjne zabezpieczenia działań bojowych ..... 240

3.1. Oznaczenia przyjęte w obliczeniach ..... 240

3.2. Przedmiot obliczeń i dane wyjściowe ..... 243

3.3. Metody obliczeń głównych wzkaźników do planowania zabezpieczenia inżynieryjno-lotniczego działań bojowych ..... 245

3.4. Obliczenie potrzebnej ilości silników lotniczych na operację i określenie prawdopodobnej zmiany resursu silników ..... 265

3.5. Określenie potrzebnej ilości zapasowych agregatów na planowany okres szkolenia bojowego ..... 267

3.6. Obliczenie potrzebnej ilości części zamiennych i agregatów na operację ..... 269

3.7. Obliczenie potrzebnej ilości samolotów transportowych do przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego transportem powietrznym w wyznaczonym terminie ... 275

3.8. Obliczenie potrzebnej ilości samochodów do przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego w wyznaczonym terminie ..... 280

3.9. Obliczenie czasu przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego przy ograniczonej ilości wykorzystania transportu powietrznego ..... 282

3.10. Obliczenie czasu przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego przy ograniczonej ilości samochodów transportowych ..... 285

3.11. Obliczenie czasu holowania samolotów na start przy ograniczonej liczbie ciągników ..... 286

3.12. Obliczenie czasu na przygotowanie samolotu do lotu z uwzględnieniem pomocy specjalistów o innych kwalifikacjach, którzy część czasu poświęcają na inne prace ..... 287

3.13. Obliczenie potrzebnej ilości agregatów i części zamiennych , których zużycie przewiduje się w czasie operacji ..... 288

4. Wybrane niektóre średnie normy czasowe oraz jednostki kalkulacyjne do planowania zabezpieczenia inżynieryjno-lotniczego działań bojowych lotnictwa ..... 290

4.1. Ważniejsze pojęcia i wskaźniki średnich norm gotowości bojowej ..... 290

4.2. Ważniejsze dane i jednostki kalkulacyjne oraz niektóre dane techniczne sprzętu i możliwości zabezpieczenia technicznego działań bojowych ..... 294

5. Podstawowe dane taktyczno-techniczne samolotów własnych i państw obcych ..... 310

5.1. Samoloty myśliwskie, przechwytujące i myśliwsko-szturmowe, myśliwsko-bombowe i szkolno-bojowe ..... 311

5.2. Wybrane charakterystyki uzupełniające dane tabelarycznie osiągi i własności taktyczno-techniczne samolotów typu MiG-21 oraz Su-7 różnych wersji ..... 316

5.2.1. Wybrane charakterystyki samolotów MiG-21M i MiG-21MF..316

5.2.2. Wybrane charakterystyki samolotów MiG-21pfm i MiG-21pf.321

5.2.3. Wybrane charakterystyki samolotów MiG-21F-13 .....327

5.2.4. Wybrane charakterystyki samolotów MiG-21R ..... 331

5.2.5. Wybrane charakterystyki samolotów MiG-21U ..... 334

5.2.6. Wybrane charakterystyki samolotów Su-7BKŁ ..... 339

5.2.6.1. Warianty podwieszeń zewnętrznych /uzbrojenia/ samolotów Su-7BM i Su-7BKŁ według ustalonych umownie grup ciężarowych ..... 353

5.2.7. Zasięg i długotrwałość lotu samolotów Su-7BKŁ ..... 369

5.3. Samoloty rozpoznawcze i bombowe ..... 375

5.4. Samoloty transportowo-łącznikowe i śmigłowce ..... 379

5.5. Dane taktyczno-techniczne samolotów państw obcych..... 381

## Ważniejsze skróty i oznaczenia użyte w tekście.

$Q_p$ — Ilość paliwa na pokładzie samolotu /w zbiornikach/ w kG.

$Q_{p.gł.}$ — Ilość paliwa w zbiornikach głównej instalacji paliwowej samolotu - w kG.

$Q_{p.p.}$ — Ilość paliwa w podwieszanych /dodatkowych/ zbiornikach instalacji paliwowej samolotu - w kG.

$Q_{p.obl.}$ — Ilość paliwa obliczeniowa, którą należy przyjmować jako rozporządzalny zapas paliwa w obliczeniach zasięgu i długotrwałości lotu samolotu.

$Q_{p.w.}$ — Ilość paliwa /w kG/ zużywana podczas lotu wznoszącego na określoną wysokość - najczęściej, licząc od chwili rozpoczęcia startu.

$Q_{p.z.}$ — Ilość paliwa zużywana przez silnik na ziemi przed rozpoczęciem lotu samolotu /w kG/ - na : uruchomienie i próbę silnika oraz kołowanie samolotu do początku startu.

$Q_{p.zn.}$ — Ilość paliwa zużywana podczas lotu zniżającego - zniżania się samolotu w określonym przedziale wysokości /w kG/.

$Q_{p.l.}$ — Ilość paliwa zużywana podczas lądowania samolotu /w kG/.

$Q_{p.k.}$ — Ilość paliwa zużyte podczas lotu po okręgu - "na lot po kręgu".

$Q_{p.lp.}$ — Ilość paliwa zużywana w locie poziomym /w kG/.

$Q_{p.zap.}$ — Ilość paliwa w zbiornikach /w kG/ przyjmowana jako zapas rezerwowy - nawigacyjny lub inny.

$t$, $T$ — oznaczenia czasu lub temperatury jak w treści opisowej.

$t_z$ — czas pracy silnika na ziemi przed lotem i po locie samolotu /w minutach/.

$t_w$ — czas lotu wznoszącego /w min./.

$t_{zn}$ — czas lotu zniżającego /w min./.

$t_l$ — czas lądowania /w min./.

$t_k$ — czas "lotu po kręgu" /w min./.

$t_{lp}$ — czas lotu poziomego /w h - min./.

$t_{prakt.}$ — czas praktycznej długotrwałości lotu /w h-min./.

$t_{prakt.max.}$ — czas maksymalny praktycznie możliwej długotrwałości lotu samolotu /w h - min./.

$t\ ^oC$ — temperatura otoczenia /atmosferyczna/ w $^oC$, odpowiednio dla każdej wartości wysokości według Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej /MAW/.

| | |
|---|---|
| G | Ciężar w KG. |
| $G_{max}$ | Ciężar samolotu maksymalny /startowy/ w kG |
| $G_o$ | Ciężar samolotu startowy lecz bez paliwa w zbiornikach. |
| $\gamma_p$ | Ciężar właściwy paliwa w $kG/dm^3$ |
| $v_p$ | Ilość paliwa objętościowo w litrach. |
| $C_k$, $q_k$ | Jednostkowe zużycie paliwa na kilometr drogi w kG/km. |
| $C_h$, $q_h$ | Jednostkowe zużycie paliwa na godzinę lotu w kG/h |
| $q_s$ | Sekundowe zużycie paliwa w kG/s. |
| ZMZL | Zakres maksymalnego zasięgu lotu - odpowiada warunkom minimalnej wartości $q_k$. |
| ZMDL | Zakres maksymalnej długotrwałości lotu - odpowiada warunkom minimalnej wartości $q_h$. |
| ZPSMG | Zakres pracy silnika "małego gazu". |
| ZPSN | Zakres pracy silnika nominalny. |
| ZPSE | Zakres pracy silnika- eksploatacyjny- odpowiada 0,8ZPSN. |
| ZPSM | Zakres pracy silnika-maksymalny /bez dopalania/. |
| ZPSMD | Zakres pracy silnika z minimalnym dopalaniem. |
| ŻPSPD | Zakres pracy silnika z pełnym dopalaniem. |
| H | Wysokość lotu w m. |
| V | Prędkość lotu w km/h lub w m/s. |
| M | Liczba Macha |
| $V_{rz}$ | Prędkość lotu rzeczywista w km/h. |
| $V_{prz}$ | Prędkość lotu przyrządowa w km/h. |
| L | Zasięg lotu - przebyta droga przez samolot względem powierzchni ziemi - w km. |
| $L_w$ | Droga przebyta podczas lotu wznoszącego - w km |
| $L_{zn}$ | Droga przebyta podczas lotu zniżającego - w km. |
| $L_{lp}$ | Droga przebyta podczas lotu poziomego - w km. |
| $L_{prakt}$ | Zasięg praktyczny lotu = $L_w + L_{lp} + L_{zn}$. |
| $L_{prakt,max}$ | Maksymalny praktyczny zasięg lotu - w km. |
| $C_x$ | Współczynnik oporu czołowego samolotu /wartość nie wymiarowana/ |

# 1. ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU SAMOLOTU MiG-21M

## 1.1. WSTĘP

Niniejszy rozdział składa się z trzech głównych podrozdziałów :
- pierwszy- zawiera pojęcia podstawowe, krótką charakterystykę wpływu różnych parametrów i warunków zewnętrznych na zasięg i długotrwałość lotu samolotu jak również, zalecenia i wskazówki wnoszenia odpowiednich poprawek /z powyższych względów/ w praktycznych obliczeniach inżynieryjno-nawigacyjnych;
- drugi- zawiera wszystkie podstawowe dane techniczne i charakterystyki niezbędne do wykonywania praktycznych obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych każdego lotu;
- trzeci- zawiera wskazówki metodyczne wykonywania obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych oraz praktyczne przykłady obliczania zużycia paliwa, przebytej drogi i czasu lotu samolotu według nakazanego profilu lub programu.

Ponadto, w końcowej części rozdziału podane są wykresy pomocnicze oraz tablice praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu samolotu bez podwieszeń i z podwieszeniami zewnętrznymi, odbywanego :
- na zakresach maksymalnego zasięgu i długotrwałości lotu oraz,
- na różnych wysokościach lotu poziomego.

## 1.2. OGÓLNE POJĘCIA PODSTAWOWE I DANE TECHNICZNE DO OBLICZEŃ INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNYCH

### 1.2.1. POJĘCIA I WIADOMOŚCI OGÓLNE

1. Pełny zapas paliwa - $Q_p$ /kG/ - wagowa ilość paliwa znajdującego się na pokładzie samolotu lecz nie całkowita, a tylko ta, która może być zużytkowana przez silnik, zależna od pojemności zbiorników instalacji głównej oraz od pojemności zbiorników podwieszanych /zewnętrznych/ i ciężaru właściwego paliwa.

$$Q_p = Q_{p.gł.} + Q_{p.p.}$$

gdzie:
- $Q_{p.gł.}$ - użyteczny zapas paliwa w zbiornikach głównej instalacji paliwowej /w zbiornikach wewnętrznych konstrukcji samolotu/;
- $Q_{p.p.}$ - użyteczny zapas paliwa w zbiornikach podwieszanych.

2. Obliczeniowy zapas paliwa $Q_{p.obl.}$ /kG/ - zapas paliwa /wagowo/, przyjmowany za wartość początkową w obliczeniach inżynieryjno-nawigacyjnych zasięgu i długotrwałości lotu.

$$Q_{p.obl.} = Q_p - 0{,}07 \cdot Q_{p.gł.}$$

gdzie: $0{,}07 \cdot Q_{p.gł.}$ - stanowi 7% zapas gwarancyjny, konieczny dla uwzględnienia poprawki sumarycznej na :

- możliwe odchyłki rzeczywistych charakterystyk zużycia paliwa w porównaniu z podanymi w niniejszej instrukcji, spowodowane określoną tolerancją dokładności pomiarów, przeliczeń i samego wykonania tych charakterystyk, a ponadto na:
- dopuszczalne tolerancje regulacji silników;
- dopuszczalne tolerancje technologiczne produkcji /wykonania/ poszczególnych egzemplarzy samolotów i silników w seriach produkcyjnych;
- zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu oraz charakterystyk silnika w procesie eksploatacji, które są naturalne i dopuszczalne w ustalonych granicach tolerancji;
- zaliczanie do ograniczonej ilości grup, najróżniejszych wariantów podwieszeń zewnętrznych samolotu, mających w przybliżeniu jednakowe wartości aerodynamicznych współczynników oporu czołowego. Jest to konieczne w celu ograniczenia zakresu obliczeń i sprowadzenia do rozsądnej ilości praktycznych wariantów uzbrojenia i podwieszeń zewnętrznych /teoretycznie może ich być bardzo dużo/.
- to, że w przypadku niekorzystnego zsumowania się większości wspomnianych wyżej dopuszczalnych odchyłek technicznych tolerancji, określony 7 % zapas gwarancyjny paliwa może być całkowicie zużyty w czasie lotu samolotu. Wobec tego, gwarancyjnego zapasu technicznego paliwa 7 % nie wolno z góry przeznaczać na jakie kolwiek inne cele np., nie może to być brane pod uwagą jako zapas nawigacyjny itp.

3. Praktyczny zasięg lotu samolotu /grupy samolotów/ - $L_{prakt.}$ /km/

Praktycznym zasięgiem lotu samolotu /grupy samolotów/ nazywamy pełny zasięg /odległość - przebytą drogę/ lotu wykonywanego w nakazanych warunkach /prędkość, wysokość i profil lotu/ z lądowaniem na własnym lub innym lotnisku w powiązaniu z tym, że :

- start samolotu odbywa się z pełnym lub innym, ściśle określonym zapasem paliwa;
- przylot na lotnisko docelowe lub do punktu rozpoczynania manewru zaj-

ścia do lądowania odbywa się /następuje/ w chwili, w której na samolocie znajduje się jeszcze zapas paliwa niezbędny dla zniżenia lotu i wylądowania i ponadto dla ewentualnie koniecznego powtórnego zajęcia /"przejścia na drugi krąg"/ według ustalonego systemu np., według "dużego prostokąta" lub "dwoma zawrotami o 180°" albo też "po kręgu";
- w zbiornikach pokładowych, do całkowitego zużycia, pozostaje jeszcze paliwo, w ilości wystarczającej do wylądowania samolotu /grupy samolotów/ i zakołowania na miejsce postoju.

4. Praktyczna długotrwałość lotu - $t_{prakt.}$ /h-min/ jest to czas liczony od chwili, gdy pilot zwiększa zakres pracy silnika i rozpoczyna tym samym start, do momentu przyziemienia samolotu po przebytym locie w podobnie nakazanych warunkach lotu i przy takich samych końcowych dodatkowych wymaganiach, jak podano wyżej w punkcie"3" w definicji praktycznego zasięgu lotu samolotu /grupy samolotów/.

5. Maksymalny praktyczny zasięg lotu samolotu /grupy samolotów/ - $L_{prakt.max.}$ /km/ jest to zasięg takiego lotu, który odbywa się na najwygodniejszej wysokości i na zakresie "maksymalnego zasięgu" /z prędkością, której na nakazanej wysokości lotu-najwygodniejszej, odpowiada najmniejsze kilometrowe zużycie paliwa przez silnik/. Przy tym do przebytej drogi w locie poziomym doliczona jest też droga przebyta podczas wznoszenia do najwygodniejszej wysokości przelotu poziomego i po tym podczas zniżania do lądowania. Ponadto w omawianym przypadku bierze się pod uwagę pełny zapas paliwa w zbiornikach samolotu w chwili uruchomienia silnika do lotu.

6. Maksymalna praktyczna długotrwałość lotu - $t_{prakt.max.}$ /h-min./ jest to czas praktycznej długotrwałości lotu /według definicji podanej w punkcie 4/ wykonanego na najwygodniejszej wysokości, na zakresie maksymalnej długotrwałości lotu, któremu odpowiada najmniejsze godzinowe zużycie paliwa.

Praktyczna oraz maksymalna praktyczna długotrwałość i zasięg lotu samolotu /grupy samolotów/ określane są bez uwzględniania wpływu wiatru, dla warunków atmosfery wzorcowej.

Określając praktyczny i maksymalny praktyczny zasięg i długotrwałość lotu należy brać pod uwagę za wartość wyjściową obliczeniowy zapas paliwa i uwzględnić /odejmować od niej/ zużycie paliwa na:
- uruchomienie i próbę silnika;
- kołowanie samolotu na pas startowy do punktu rozpoczęcia startu;

- wykonanie startu;
- wykonanie zbiórki w szyku /ugrupowaniu/ bojowym gr / samolotów;
- rozpuszczenie szyku /ugrupowania/ bojowego przed l owaniem;
- wykonanie zajścia do lądowania;
- wykonanie powtórnego zajścia do lądowania /konieczna rezerwa/ według ustalonego systemu;
- lądowanie i zakołowanie samolotu /grupy samolotów/ na miejsce postoju.

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu powinno być wykonane z uwzględnieniem poprawek wynikających z przyjęcia do obliczeń rzeczywistych warunków meteorologicznych /wiatru i temperatury powietrza atmosferycznego/ oraz rzeczywistych warunków i sytuacji taktycznej na trasie lotu i w rejonie celu /toru i profilu lotu, prędkości i wysokości na poszczególnych odcinkach oraz stosowanych manewrów/.

7. Kilometrowe zużycie paliwa - $q_k$ - kG/km - jest to ilość paliwa zużywana na jeden kilometr przebytej drogi przez samolot na danym zakresie lotu przy bezwietrznej pogodzie.

8. Godzinowe zużycie paliwa - $q_h$ - kG/h - jest to ilość paliwa zużywana w czasie jednej godziny lotu samolotu w nakazanych warunkach. Godzinowe zużycie paliwa można można określić /wyliczyć/ jako iloczyn kilometrowego zużycia paliwa przez rzeczywistą prędkość lotu :

$$q_h = q_k \cdot V_{rz} \quad kG/h$$

9. Charakterystyczne warunki /zakresy/ lotu wyróżnia się w zależności od przyrządowej prędkości lotu dla każdej wysokości. Są one obliczone i wszystkie niezbędne parametry tych warunków, określone z wyników obliczeń, podano w tabelach dla następujących charakterystycznych warunków lotu:
- na maksymalnym zakresie pracy silnika /bez dopalania/ - odpowiadają one maksymalnym wartościom prędkości lotu oraz kilometrowego i godzinowego zużycia paliwa;
- na zakresie maksymalnego zasięgu - odpowiadają one minimalnemu kilometrowemu zużyciu paliwa /minimalnej wartości $q_k$ /;
- na zakresie maksymalnej długotrwałości - odpowiadają one minimalnemu godzinowemu zużyciu paliwa /minimalnej wartości $q_h$ /.

## 1.2.2. WPŁYW ROŻNYCH CZYNNIKÓW NA ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU

Zasięg i długotrwałość lotu przy danym początkowo zapasie paliwa zależy już głównie od warunków /parametrów/ lotu, w szczególności od

wartości prędkości i wysokości.

Należy pamiętać, że przez prawidłowe dobranie warunków lotu możemy uzyskać znaczne zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu w porównaniu z uzyskanymi wynikami przy niewłaściwym doborze prędkości i wysokości lotu, rozporządzając w obu przypadkach tym samym zapasem paliwa.

Chcąc osiągnąć wykonanie zadania w powietrzu i zużyć na to możliwie najmniejszą ilość paliwa, koniecznie trzeba przy dobieraniu warunków lotu /prędkości i wysokości/ uwzględniać wpływ na zużycie paliwa czynników omówionych niżej.

10. Prędkość lotu wpływa na zużycie paliwa następująco: zwiększenie lub zmniejszenie wartości prędkości lotu w stosunku do wartości najwygodniejszej dla osiągania maksymalnego zasięgu lotu /zakresu maksymalnego zasięgu/, powoduje zawsze zwiększenie wartości kilometrowego zużycia paliwa, a za tym i zmniejszenie zasięgu lotu. Przyrządowe prędkości lotu /według szerokiej wskazówki prędkościomierza/ odpowiadające "zakresowi maksymalnego zasięgu lotu" na różnych wysokościach oraz dla różnych współczynników oporu czołowego samolotu /zależnych od ilości i rodzaju podwieszeń zewnętrznych/, podane są w tabeli na rys. 7.

Zakres maksymalnej długotrwałości lotu samolotu z wszystkimi wariantami podwieszeń zewnętrznych odpowiada wartości przyrządowej prędkości lotu równej 480 km/h na wszystkich wysokościach, a więc podana wartość jest niezmienną mimo zmienności innych parametrów.

11. Wysokość lotu wpływa w sposób zasadniczy na zasięg lotu samolotu. Wpływ ten jest następujący: jeżeli wysokość lotu zwiększa się począwszy od zera do 10000-11000 m, to wraz z nią zwiększa się zarówno zasięg jak i długotrwałość lotu. Wobec powyższego, jeżeli warunki wykonywania każdego konkretnego zadania w powietrzu dopuszczają możliwość zakładania /wyboru/ dowolnej wysokości lotu, wówczas trzeba wybierać bezsprzecznie loty na dużej wysokości. Wartości barometrycznych wysokości, odpowiadające minimalnym wartościom kilometrowego zużycia paliwa w locie na zakresie maksymalnego zasięgu, w zależności od różnych współczynników oporu czołowego samolotu, podane są w tabeli 1.

Tabela 1

WYSOKOŚCI BAROMETRYCZNE, KTÓRYM ODPOWIADAJĄ MINIMALNE WARTOŚCI KILOMETROWEGO ZUŻYCIA PALIWA $q_k$ PODCZAS LOTU NA ZAKRESIE MAKSYMALNEGO ZASIĘGU Z RÓŻNYMI WSPÓŁCZYNNIKAMI OPORU CZOŁOWEGO

| Współczynnik oporu | 9÷11 | 12÷13 | 14÷15 | 16÷17 | 18÷19 | 20÷22 | 23÷25 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Wysokość lotu /m/ | 11000 | 10000 | 9000 | 8000 | 7000 | 6000 | 5000 |

12. Temperatura atmosferyczna ma następujący wpływ na zużycie paliwa:

- jeżeli na danej wysokości lotu będzie utrzymywana jedna wartość /stała/ przyrządowej prędkości lotu, wówczas zmiana temperatury atmosferycznej na tej wysokości lotu nie ma praktycznie wpływu na kilometrowe zużycie paliwa. Należy jednak pamiętać, że w podanych warunkach jednej i tej samej wartości przyrządowej prędkości lotu będą odpowiadały różne wartości rzeczywistej prędkości lotu, zależne od zmiany temperatury atmosferycznej: w miarę zwiększania się temperatury atmosferycznej zwiększa się odpowiednio wartość rzeczywistej prędkości lotu /patrz rys.20/ i odwrotnie przy czym, wartość prędkości przyrządowej /liczby M/ pozostaje niezmienna.
- wartość godzinowego zużycia paliwa /na dławionych zakresach pracy silnika/ podczas lotu na danej wysokości lotu zmienia się odpowiednio do zmian temperatury atmosferycznej na tej wysokości. Jest to zrozumiałe jeżeli pamiętamy, że wartość godzinowego zużycia paliwa jest równa iloczynowi wartości kilometrowego zużycia paliwa pomnożonej przez wartość rzeczywistej prędkości lotu, która zmienia się wraz z zmianą temperatury atmosferycznej jak wspomniano wyżej. Wobec powyższego, w miarę zwiększania się temperatury atmosferycznej na danej wysokości, zwiększa się odpowiednio wartość godzinowego zużycia paliwa i odwrotnie, przy czym wartość przyrządowej prędkości lotu z założenia utrzymuje się niezmienną.;
- chociaż zmiana temperatury atmosferycznej, przy utrzymaniu stałej wartości przyrządowej prędkości lotu, nie powoduje praktycznie żadnej zmiany wartości kilometrowego zużycia paliwa tym nie mniej, zasięg lotu wyraźnie zależy od zmiany temperatury atmosferycznej. Tę pozorną sprzeczność łatwo wytłumaczyć jest tym, że: zmiana temperatury atmosferycznej bezpośredno powoduje zmianę charakterystyk i parametrów wznoszenia samolotu na nakazaną wysokość, w szczególności zmienia się ilość zużytego paliwa, czas i droga przebyta podczas wznoszenia. Zmiany te wywołane są z kolei tym, że zmienia się wartość prędkości pionowej wznoszenia oraz wartość sekundowego zużycia paliwa na ustalonej ilości obrotów silnika pracującego na zakresie maksymalnym albo na zakresie pełnego lub dławionego dopalania, na których to zakresach pracy silnika odbywa się wznoszenie samolotu do nakazanej wysokości. W ogólnym przypadku można stwierdzić, że w miarę zwiększania się temperatury atmosferycznej powyżej wartości odpowiadającej atmosferze wzorcowej, zwiększa się również całkowite zużycie paliwa oraz czas i droga przebyta podczas wznoszenia do nakazanej /danej/ wysokości lotu poziomego. Ponadto zwiększa się wartość godzinowego zużycia paliwa na danej wysokości /przy niezmienionej wartości przyrządowej prędkości lotu/ i w ostatecznym wyniku

zasięg i długotrwałość lotu zmiejszają się /gdy zwiększa się temperatura atmosferyczna/ nie patrząc na to, że zwiększa się czas i droga przebyta podczas wznoszenia do nakazanej /danej/ wysokości. Obniżanie się temperatury atmosferycznej poniżej wartości odpowiadającej atmosferze wzorcowej powoduje, odpowiednie zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu nie patrząc na to, że czas i droga przebyta podczas wznoszenia do nakazanej /danej/ wysokości lotu zmniejszają się.

Godzinowe zużycie paliwa na ustalonych /według ilości obrotów/ zakresach pracy silnika, w szczególności na "zakresie maksymalnym", "pełnego dopalania" i"minimalnego dopalania", przedstawione wykresami na rys.14 ÷ 18, zmniejsza się w miarę zwiększania się temperatury atmosferycznej, w odniesieniu do odpowiadającej jej wartości atmosfery wzorcowej. Wartości temperatury atmosferycznej dla różnych wysokości atmosfery wzorcowej podane są w formie wykresu na rys.20.

13. Ciężar samolotu ma bardzo poważny wpływ na zasięg i długotrwałość lotu. Wpływ ten jest taki, że na każdej dowolnej wysokości lotu zwiększenie ciężaru samolotu powoduje natychmiast odpowiednie zwiększenie wartości kilometrowego zużycia paliwa i odwrotnie, zmniejszeniu ciężaru samolotu towarzyszy jednocześnie odpowiednie zmniejszenie wartości kilometrowego zużycia paliwa, a wobec powyższego zmienia się też odpowiednio zasięg i długotrwałość lotu. Zmiany wartości kilometrowego zużycia paliwa podczas pracy silnika na ustalonych zakresach, uzależnione od ciężaru samolotu, należy określać przy pomocy wykresów podanych na rys.1.9÷1.13. Kolejność posługiwania się tymi wykresami omówiona jest na stronie 19.

Jeżeli znana jest rzeczywista wartość $q_{k1}$ kilometrowego zużycia paliwa dla danej rzeczywistej wartości ciężaru samolotu $G_1$, wówczas można wyliczyć wartość kilometrowego zużycia paliwa, odpowiadającą innemu określonemu ciężarowi samolotu według wzoru:

$$q_{k2} = q_{k1} \cdot \left[ 1 + 0{,}1\, H_{obl.} \left( \frac{G_2}{G_1} - 1 \right) \right] \quad kG/km$$

gdzie: $q_{k2}$ - szukana wartość kilometrowego zużycia paliwa, odpowiadająca określonemu ciężarowi samolotu $G_2$ ;

$q_{k1}$ - znana wartość kilometrowego zużycia paliwa, odpowiadająca znanej również wartości ciężaru samolotu $G_1$ ;

$H_{obl.}$ - dana wartość barometrycznej wysokości lotu w /km/, na której znane są wartości $q_{k1}$ i $G_1$ oraz szuka się $q_{k2}$ dla przyjętego /danego/ $G_2$.

Zgodnie z podanym wyżej wzorem można stwierdzić, że zwiększenie ciężaru samolotu, a z nim zwiększenie się wartości kilometrowego zużycia paliwa, zawsze powoduje odpowiednie zmniejszenie zasięgu i długotrwałości lotu w niezmienionych warunkach /prędkości i wysokości/.

14. Zewnętrzne podwieszenia uzbrojenia lotniczego lub dodatkowych zbiorników paliwa, mają dwojaki wpływ na warunki lotu:
- po pierwsze - zwiększa się przy tym ciężar samolotu i to wpływa na zasięg i długotrwałość lotu w taki sposób, jak opisano wyżej w p.13;
- po drugie - zwiększa się przy tym opór czołowy samolotu, a to zawsze powoduje zwiększenie wartości zarówno kilometrowego jak też i godzinowego zużycia paliwa w locie z niezmienioną prędkością przyrządową; powoduje to również zwiększenie czasu , zużycia /ogólnego/ paliwa i drogi przebytej podczas startu /rozbiegu/ i wznoszenia do wysokości nakazanej dla lotu poziomego.

Ogólny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z podwieszonym zewnętrznie uzbrojeniem, są zawsze mniejsze w porównaniu z samolotem nie mającym podwieszeń zewnętrznych.

Opór czołowy samolotu bez zewnętrznych podwieszeń i z podwieszeniami, w zależności od ich charakterystyk geometrycznych i aerodynamicznych, określa się z pomocą współczynnika oporu czołowego . Współczynnik ten uważa się za jeden z głównych parametrów, określających charakterystyki samolotu /każdego/ brane pod uwagę w obliczeniach zasięgu i długotrwałości lotu. Wartości omawianego współczynnika, określenie ich itp, omówine są szczegółowo dalej, w punkcie 17./str. 17 /

## 1.2.3. GŁÓWNE DANE TECHNICZNE DLA WYKONYWANIA OBLICZEŃ INŻYNIERYJNO - NAWIGACYJNYCH

### 1.2.3.1. DANE WYJŚCIOWE DO WYKONYWANIA OBLICZEŃ INŻYNIERYJNO NAWIGACYJNYCH ZASIEGU I DŁUGOTRWAŁOSCI LOTU POJEDYŃCZEGO SAMOLOTU W USTALONYCH WARUNKACH /ZAKRESACH/

15. Eksploatacyjna /faktycznie użytkowa/ pojemność wszystkich zbiorników pokładowych głównej instalacji paliwowej samolotu wynosi 2600 l. Dodatkowo, na samolot mogą być podwieszane: jeden, dwa lub trzy zbiorniki o pojemności 490 litrów każdy albo w podaną kombinację może być też użyty jeden zbiornik o pojemności użytkowej 765 litrów, który zezwala się podwieszać tylko pod kadłub samolotu - pozostałe dwa pod skrzydło samolotu.

Eksploatacyjny czyli możliwy do zużycia całkowity zapas paliwa w

zbiornikach instalacji samolotu /niezależnie od ich rzeczywistej-konstrukcyjnej pojemności/, jeżeli są one napełnione całkowicie wynosi :
- w zbiornikach głównych /bez podwieszanych/ ..... 2600 litrów;
- z jednym podwieszanym zbiornikiem 490 l ..... 3090 -"- ;
- z jednym podwieszanym zbiornikiem 765 l ..... 3365 -"- ;
- z dwoma podwieszanymi zbiornikami po 490 l ..... 3580 -"- ;
- z trzema podwieszanymi zbiornikami po 490 l ..... 4070 -"- ;
- z trzema podwieszanymi zbiornikami - 2 x 490 + 1x765..4345 - "- ;

Wartości obliczeniowe zapasów paliwa w zależności od wariantu napełnienia zbiorników i ciężaru właściwego paliwa, podane są niżej w tabeli 2, które należy przyjmować w obliczeniach inżynieryjno-nawigacyjnych za wartości początkowe.

T A B E L A 2

Obliczeniowe - rozporządzalne zapas paliwa w zbiornikach s-tu.

| Wariant napełnienia zbiorników | Rozporządzalny zapas paliwa w kG z ciężarem właściwym w kG/dm$^3$: | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 0,755 | 0.775 | 0.800 | 0.830 |
| bez dodatkowych zbiorników | 1830 | 1880 | 1940 | 2010 |
| z jednym dodatkowym zbiorn. 490 l | 2200 | 2260 | 2330 | 2420 |
| z jednym dodatkowym zbiorn. 765 l | 2410 | 2470 | 2550 | 2640 |
| z dwoma dodatk. zbiorn. po 490 l | 2570 | 2640 | 2720 | 2820 |
| z trzema dodatk. zbiorn. po 490 l | 2940 | 3020 | 3110 | 3230 |
| z trzema dodatk. zbiornikami: dwa po 490 l i trzeci 765 l | 3150 | 3230 | 3330 | 3460 |

16. Ciężar samolotu w gotowości do lotu : z napełnionymi całkowicie zbiornikami pokładowymi instalacji samolotowych paliwem, olejem, cieczami i gazami roboczymi, wraz z załogą i uzbrojeniem, będziemy nazywać <u>ciężarem maksymalnym</u> lub <u>ciężarem startowym</u> samolotu. Ciężar maksymalny samolotu oblicza się każdorazowo według wzoru:

$$G_{max} = G_o + V_p \cdot \gamma_p \qquad /kG/$$

gdzie :
- $V_p$ - eksploatacyjny zapas paliwa w litrach /objętościowy/ określany jak wyżej w punkcie 15.
- $\gamma_p$ - ciężar właściwy paliwa w kG/dm$^3$ ;
- $G_o$ - ciężar samolotu określony jak maksymalny tylko bez eksploatacyjnego zapasu paliwa. Wyznacza się go sumując odpowiednie wartości podane w tabeli 3.

TABELA 3

Charakterystyki ciężarowe samolotu i jego podwieszeń zewnętrznych.

| Lp | Wyszczególnienie | Ciężar /kG/ | Uwagi |
|---|---|---|---|
| 1 | Samolot w konfiguracji gładkiej: z załogą, zbiorniki napełnione całkowicie olejem, tlenem, powietrzem, cieczami roboczymi instalacji hydraulicznych oraz pozostającą zawsze w instalacji paliwowej, nie wyczerpywaną ilością paliwa lecz bez amunicji lotniczej /artyleryjskiej, bombowej itd/, belek nośnych zewnętrznych podwieszeń i bombotrzymaczy oraz bez eksploatacyjnego /użytkowego/ zapasu paliwa : | 5760 | 2550<br>5760<br>300<br>22<br>8472 |
| 2 | Podskrzydłowe belki nośne /2 szt./ | 45 | |
| 3 | Podkadłubowa belka nośna /1 szt./ | 24 | |
| 4 | Wyrzutnie rakietowe typu APU-3S /2 szt./ | 41 | |
| 5 | Wyrzutnie pocisków S-24 typu APU-7 /2 szt./ | 40 | |
| 6 | Pociski rakietowe R-3S /2 szt./ | 150 | |
| 7 | Pociski rakietowe S-24 /2 szt./ | 469 | |
| 8 | Wyrzutnie UB-16-57U /2 szt./ | 112 | bez pocisków |
| 9 | Pociski rakietowe S-5M /32 szt./ | 124 | w dwóch wyrzutniach UB-16-57U |
| 10 | Bomby OFAB-100 /2 szt./ | 264 | |
| 11 | Bomby FAB-250 /2 szt./ | 500 | |
| 12 | Bomby FAB-500 /2 szt./ | 1000 | |
| 13 | Naboje i ogniwa taśmy amunicyjnej do działka GSz-23 /200 szt./ | 75 | |
| 14 | Dodatkowy /podwieszany/ zbiornik paliwa o pojemności 490 litrów /1 szt./ | 46 | |
| 15 | Dodatkowy /podwieszany/ zbiornik paliwa o pojemności 765 l /1 szt./ | 61 | |
| 16 | Belki wielozamkowe MBD2-67 do podwieszania bomb /2 szt./ | 120 | |

17. Współczynniki oporu czołowego samolotu bez żadnych podwieszeń /w konfiguracji gładkiej/ oraz różnych podwieszeń uzbrojenia i dodatkowych /podwieszanych/ zbiorników paliwowych, podane są w tabeli 4.

W celu określenia współczynnika oporu czołowego samolotu z podwieszonym uzbrojeniem lub z podwieszonymi dodatkowymi zbiornikami paliwa, należy przyjąć z tabeli 4 wartości współczynników oporu czołowego oddzielnie dla każdego rodzaju podwieszenia i zsumować je razem z współczynnikiem oporu samolotu z zewnętrznymi belkami nośnymi i wyrzutniami /lecz bez podwieszonego uzbrojenia; pocisków, bomb, zbiorników/, którego wartość jest równa 1.0.

Przykład: współczynnik oporu czołowego samolotu z dwiema rakietami R-3S na zewnętrznych punktach podwieszenia pod skrzydłem i dwoma blokami UB-16-57U na wewnętrznych punktach podwieszenia pod skrzydłem i ponadto, ze zbiornikiem dodatkowym paliwa podwieszonym pod kadłubem, określa się sumą:

$$C_x = 10 + 2 + 3 + 2 = 17$$

Otrzymany sumaryczny współczynnik oporu czołowego samolotu z podwieszeniami zewnętrznymi jest parametrem, według którego /ściślej dla którego/ określa się z wykresów i tabel wartość kilometrowego zużycia paliwa jak również, drogę, czas i ogólną wartość zużytego paliwa z wykresów podanych na rys.1 ÷ 13 i 22 ÷ 49.

T A B E L A 4

Wartości współczynników oporu czołowego.

| Nazwa podwieszeń | Współczynnik oporu czołowego $C_{x_{woc}}$ | Rozmieszczenie na samolocie | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | belka nośna | | | | |
| | | pod skrzydłem | | pod kadłubem | pod skrzydłem | |
| | | zewnętrzna | wewnętrzna | | wewnętrzna | zewnętrzna |
| Samolot bez podwieszeń lecz z belkami nośnymi | 10 | - | - | - | - | - |
| Dwie rakiety R-3S /RS-2US/ | 2 | + | - | - | - | + |
| Dwie rakiety RS-2US | 2 | - | + | - | + | - |
| Dwa pociski S-24 | 2 | - | + | - | + | - |
| Dwa bloki UB-16-57U | 3 | - | - | - | - | + |
| Cztery bloki UB-16-57U | 7 | + | + | - | + | + |
| Cztery rakiety R-3S lub RS-2US | 3 | + | + | - | + | + |
| Dwie bomby OFAB-100 | 2 | - | + | - | + | - |
| Dwie bomby FAB-250 | 5 | - | + | - | + | - |
| Dwie bomby FAB-500 | 8 | - | + | - | + | - |
| Jeden zbiornik paliwa o pojemności 490 lub 765 l. | 2 | - | - | + | - | - |
| Dwa zbiorn. po 490 l. | 3 | + | - | - | - | + |
| Trzy zbiorniki paliwa | 5 | + | - | + | - | + |
| Cztery pociski S-24 | 4 | + | + | - | + | + |
| Osiem bomb OFAB-100 na belkach MBD2-67 | 13 | - | + | - | + | - |
| Dziesięć bomb OFAB-100 /w tym 8 na belkach MBD2-67 i dwie na belkach zewn./ | 15 | + | + | - | + | + |
| Dwie belki wielozamkowe MBD2-67 bez bomb | 5 | - | + | - | + | - |
| Cztery bomby FAB-250 | 8 | + | + | - | + | + |
| Cztery bomby OFAB-100 | 5 | + | + | - | + | + |

Uwaga: Samolot bez belek nośnych pod skrzydłem i kadłubem /mocowanych na stałe/ ma współczynnik oporu czołowego równy 9.

18. Czas, zużycie paliwa i droga przebyta podczas startu z pracującym silnikiem na zakresie dopalania i dalszego lotu wznoszącego /wznoszenia/ przy pracującym silniku na zakresie "maksymalnym", a ponadto czas, zużycie paliwa i droga przebyta podczas startu i wznoszenia, gdy start odbył się z pracującym silnikiem na zakresie "pełnego dopalania" i dalsze wznoszenie odbywa się również na zakresie "pełnego dopalania"/, w zależności od wartości współczynnika oporu czołowego samolotu i temperatury atmosferycznej, podane są w formie wykresów na rys. 1, 2, 5 i 6.

W celu określenia czasu, zużycia paliwa lub drogi przebytej podczas startu i wznoszenia według wspomnianych wykresów należy : znaleźć na osi rzędnych liczbę odpowiadającą współczynnikowi oporu czołowego samolotu /określonemu jak podano wyżej w punkcie 17/; na wysokości znalezionego na osi rzędnych współczynnika oporu czołowego poprowadzić prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z krzywą danej wysokości /do której samolot się wznosi/ po czym, z otrzymanego punktu przecięcia poprowadzić prostą równoległą do osi rzędnych i w punkcie przecięcia się jej z osią odciętych odczytać szukaną wartość czasu, zużycia paliwa lub przebytej drogi.

19. Czas, zużycie paliwa i droga przebyta podczas wznoszenia na "maksymalnym zakresie pracy silnika" począwszy od wysokości 200 m w zwyż, gdy 50 % zapasu paliwa pozostało w zbiornikach samolotu /pozostałe 50 % już zużyto lub nie było napełnione/, w zależności od różnych wartości współczynnika oporu czołowego samolotu i temperatury atmosferycznej, podane są w formie wykresów na rys.3 i 4. Sposób wykorzystania tych wykresów jest analogiczny jak podano w punkcie 18.

20. Zależność wartości kilometrowego zużycia paliwa od przyrządowej prędkości lotu i współczynnika oporu czołowego samolotu oraz jego ciężaru, podano w formie wykresów na rys.9 + 13 dla wysokości lotu równych: 200, 500, 1000, 2000, 3000, 4000, 5000, 6000, 7000, 8000, 9000, 10000 i 11000 m. Sposób korzystania z wspomnianych wykresów dla określenia wartości kilometrowego zużycia paliwa w konkretnych warunkach lotu jest następujący :

a/ z punktu na osi odciętych odpowiadającego danej prędkości przyrządowej lotu poprowadzić rzędną i znaleźć punkt jej przecięcia z krzywą $q'_k$ odpowiadającą współczynnikowi oporu czołowego $C_x$/wyznaczonemu według wskazówek podanych w punkcie 17/ na nakazanej wysokości lotu H. Następnie, od otrzymanego punktu przecięcia, poprowadzić prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z osią rzędnych i odczytać wartość $q'_k$ ;

b/ odczytać z wykresu /w prawej dolnej części rysunku/ wartość $q_o$ dla znanej /przyjętej/ średniej wartości ciężaru samolotu w locie;

c/ wyliczyć szukaną wartość kilometrowego zużycia paliwa $q_k$ dla danej średniej wartości ciężaru samolotu według wzoru:

$$q_k = q'_k \cdot q_o$$

gdzie : $q_k$ - wartość kilometrowego zużycia paliwa - rzeczywista dla danej wysokości, ciężaru średniego samolotu i współczynnika oporu czołowego;

$q'_k$ - jak wyżej z tym, że dla średniej wartości ciężaru samolotu równej 7000 kG ;

$q_o$ - współczynnik poprawki wartości $q'_k$ uwzględniający inne średnie wartości ciężaru samolotu, pozwalający określić dla nich rzeczywiste wartości $q_k$ .

Wartości kilometrowego zużycia paliwa na wysokościach lotu innych niż podane na wykresach /rys.9 ÷ 13/ w razie potrzeby określa się w następujący sposób :

e/ dla wysokości poniżej H = 200 m wartość kilometrowego zużycia paliwa przyjmuje się zawsze taką samą jak dla H = 200 m ;

f/ dla wysokości powyżej H = 200 m wartości kilometrowego zużycia paliwa należy określać metodą interpolacji danych według wykresów na rysunkach 9 ÷ 13 /pomiędzy sąsiednimi krzywymi dla szukanej wysokości lotu/. Otrzymaną z interpolacji wartość kilometrowego zużycia paliwa w razie potrzeby /gdy inna będzie średnia wartość ciężaru samolotu/ należy jeszcze poprawić - obliczyć ostatecznie dla rzeczywistej średniej wartości ciężaru samolotu według wzoru:

$$q_{k.2} = q_{k.1} \cdot \left[1 + 0{,}1 \cdot H_{obl} \left(\frac{G_2}{G_1} - 1\right)\right] \quad kG/km$$

gdzie : $q_{k.2}$ - szukana wartość kilometrowego zużycia paliwa dla danej rzeczywistej średniej wartości ciężaru samolotu $G_2$

$q_{k.1}$ - znaleziona drogą interpolacji wartość kilometrowego zużycia paliwa dla średniej wartości ciężaru samolotu $G_1$ przyjętej przy wyznaczaniu danych na wykresach.

21. Zależność wartości kilometrowego zużycia paliwa od wysokości lotu, ciężaru samolotu i jego współczynnika oporu czołowego, podczas lotów na zakresach maksymalnej długotrwałości i maksymalnego zasięgu, jest podana w formie wykresów na rys.7 i 8.

22. Wartości sekundowego zużycia paliwa w zależności od liczby M i wysokości lotu oraz od zakresu pracy silnika /ustalonego/ i temperatury atmosferycznej, są podane wykresami na rys.14 ÷ 18.

23. Czas, zużycie paliwa i droga przebyta podczas zniżania się samolotu /lotu szybowego/ z różnymi wariantami podwieszeń zewnętrznych, są podane wykresem na rys.19.

24. Wykonując obliczenia inżynieryjno-nawigacyjne zasięgu i długotrwałości lotu samolotu /grupy samolotów/ należy zawsze uwzględniać:
a/ średnią wartość zużywanego paliwa na pracę silnika na ziemi /rozruch i próbę wykonywaną przez pilota oraz na kołowanie na start/ w przybliżeniu równą 10 kG/min;
b/ średnie zużycie paliwa w locie "po kręgu" przed lądowaniem i podczas samego lądowania, w przybliżeniu równe 35 kG/min.
c/ średnie zużycie paliwa podczas lądowania z zajściem według systemu "Ślepego lądowania" /warunki: czas - 5 min, wysokość H = 2000m, sumaryczna długość przebytej drogi - 40 km/, wynoszące 40 kG/min czyli w sumie na ten element lotu potrzeba 5·40 = 200 kG paliwa;

25. W przypadku obliczania zasięgu i długotrwałości lotu samolotu z podwieszonymi dodatkowymi zbiornikami paliwa należy zawsze pamiętać o kolejności zużywania paliwa z poszczególnych zbiorników i tak :
a/ jeżeli podwieszone jest dwa lub trzy zbiorniki dodatkowe paliwa, wówczas począwszy od chwili uruchomienia silnika najpierw zużywa się 60 litrów paliwa z głównej instalacji po czym rozpoczyna się zużywać paliwo z dodatkowych zbiorników podwieszonych pod skrzydłem samolotu;
b/ jeżeli na samolot podwieszone jest trzy zbiorniki dodatkowe paliwa, wówczas po zużyciu ze zbiorników podskrzydłowych, zużywa się jeszcze 40 litrów z głównej instalacji, a dopiero po tym rozpoczyna się zużywanie paliwa z podkadłubowego zbiornika dodatkowego;
c/ jeżeli na samolot podwieszony jest tylko jeden, podkadłubowy, dodatkowy zbiornik paliwa, wówczas zanim rozpocznie się zużywanie z niego paliwa, zużyje się najpierw 100 litrów z instalacji głównej.

Ponadto trzeba pamiętać, że ze zbiorników dodatkowych /podwieszanych/ i z integralnych zbiorników skrzydłowych paliwo jest wyczerpywane tylko pod działaniem na jego lustro ciśnienia powietrza /doprowadzanego ze sprężarki silnika/ i w końcowej fazie wyczerpywania paliwa z tych zbiorników faktycznie silnik zużywa paliwo jednocześnie i z głównych zbiorników paliwowych. Ostatecznie, po całkowitym wyczerpaniu paliwa ze zbiorników dodatkowych i skrzydłowych /integralnych/, zbiorniki instalacji głównej /w kadłubie samolotu/ są też częściowo opróżnione z paliwa, co można określić według wskazań rozchodomierza paliwa, znajdującego się na tablicy przyrządów pokładowych w kabinie samolotu.

26. Na rys.20 podany jest nomogram zależności przyrządowej prędkości lotu i liczby M z rzeczywistą prędkością lotu przy uwzględnieniu poprawek aerodynamicznych i falowych dla różnych wysokości lotu i

dla różnych temperatur atmosferycznych. W celu wyjaśnienia sposobu korzystania ze wspomnianego nomogramu podaje się niżej 2 przykłady.

Przykład 1. Określić prędkość rzeczywistą oraz rzeczywistą i przyrządową wartość liczby M podczas lotu samolotu na wysokości H=4000 m z prędkością przyrządową 880 km/h przy temperaturze atmosferycznej równej -27 °C.

Rozwiązanie: Z punktu "A" /$V_{prz}$ = 880 km/h /prowadzimy prostą noległą do osi odciętych w prawo do przecięcia się z linią barometrycznej wysokości 4000 m /punkt "B"/, następnie z punktu "B" prowadzimy prostą równoległą do osi rzędnych w dół do przecięcia się z linią temperatury atmosferycznej -27 °C /linii tej nie ma na nomogramie lecz wyznacza się ją sposobem interpolacji między istniejącymi liniami dla -20 °C i -30 °C/ - punkt ten oznaczono literą "C". Z otrzymanego punktu "C" prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych w lewo do przecięcia się z osią rzędnych /punkt "D"/ i odczytujemy w nim szukaną wartość rzeczywistej prędkości lotu $V_{rz}$ = 1050 km/h. Natomiast prowadząc prostą równoległą do osi rzędnych z punktu "C" do przecięcia się z osią odciętych /punkt "E"/ i niżej /punkt "E' "/, odczytujemy w tych punktach szukaną wartość rzeczywistej liczby M w punkcie "E" i przyrządowej liczby M w punkcie "E' " uzyskując wynik: $M_{rz}$ = 0,925 i $M_{prz}$ = 0,86 .

Przykład 2. Określić rzeczywistą prędkość lotu i liczbę M /w locie z prędkością naddźwiękową/ na wysokości 7500 m przy temperaturze atmosferycznej wyższej o 4 °C od standardowej, gdy przyrządowa prędkość lotu jest równa 1025 km/h.

Rozwiązanie: Z punktu "F" lub "F' " /$V_{prz}$ = 1025 km/h / prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z linią wysokości barometrycznej 7500 m w punkcie "G". Następnie z punktu "G" prowadzimy prostą równoległą do osi rzędnych do przecięcia się z osią odciętych w punkcie N (N') i odczytujemy na niej wartość rzeczywistej liczby M lotu równą $M_{rz}$ = 1,25 . Po tym, z tabelki temperatur atmosfery wzorcowej /standardowej/ - podanej u dołu na rys.20. - odczytujemy temperaturę standardową t °C dla wysokości H=7500 m równą -33,8 °C, a wobec tego zgodnie z zadaniem, rzeczywista wartość temperatury atmosferycznej wyniesie -33,8 + 4 = -29,8 °C który to wynik przyjmujemy w zaokrągleniu /w przybliżeniu/ równy -30 °C. Teraz, z wyznaczonego już wcześniej punktu "G" prowadzimy prostą równoległą do osi rzędnych do punktu przecięcia się z linią temperatury -30 °C /punkt "J"/ i z punktu "J" prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z osią rzędnych w punkcie "K" , w którym odczytujemy szukaną wartość rzeczywistej prędkości lotu równą 1410 km/h.

27. Na rys.21 podany jest wykres sumarycznych poprawek aerodyna - micznych i falowych dla różnych wysokości lotu w zależności od prędkości przyrządowej i barometrycznej wysokości lotu.

## 1.2.3.2. GŁÓWNE DANE TECHNICZNE DO INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNYCH OBLICZEŃ LOTU POJEDYŃCZEGO SAMOLOTU W WARUNKACH NIE USTALONYCH /ZMIENNYCH/

Do głównych danych technicznych, niezbędnych do wykonywania obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych lotu samolotu ze zmiennymi warunkami /zakresami/ - prędkości, wysokości, zakresu pracy silnika itd- oprócz danych dla lotów ustalonych należy zaliczyć przede wszystkim charakterystyki :

- rozpędzania samolotu /podane dla wysokości poniżej 10000 m /;
- zniżania się samolotu na prędkości 900 km/h i 1000 km/h /według cienkiej wskazówki prędkościomierza/ w przedziale wysokości barometrycznej 10000 m do 600 m;
- dynamicznego wznoszenia się samolotu /wykonywania "górki"/;
- wykonywania zakrętów ustalonych;
- wykonywania różnych figór pilotażu.

Charakterystyki wykonywania zakrętów oraz rozpędzania samolotu na wysokości poniżej 10000 m podane są w niniejszej instrukcji dla przyjętej średniej wartości ciężaru samolotu biorąc pod uwagę rozmaite warianty podwieszeń zewnętrznych; odpowiadających im,różnych współczynników oporu czołowego i z uwzględnieniem pełnego zatankowania zbiorników paliwowych przed lotem oraz odjęcia części tego zapasu paliwa, zużytej do chwili wzniesienia się samolotu na tę wysokość, na której podane są omawiane charakterystyki.

Charakterystyki wznoszenia się samolotu na nakazaną wysokość zgodnie z ustalonym podstawowym programem /najwygodniejszym/ podane są dla ciężaru samolotu z pełnym początkowym zapasem paliwa zmniejszonym o tę ilość, która została już zużyta do chwili osiągnięcia wysokości, od której po wystartowaniu rozpoczyna się rozpędzanie samolotu i przejście do wznoszenia do wysokości nakazanej.

28. Czas, przebyta droga i zużycie paliwa, w zależności od współczynnika oporu czołowego samolotu, dla wysokości poniżej 10000 m, podczas rozpędzania samolotu w locie prostoliniowym na stałej wysokości, począwszy od prędkości przyrządowej równej 400 - 500 km/h do prędkości maksymalnej /rozporządzalnej/, podane są w formie wykresów na rys. 22 - 34.

Wykresy podane na rys. 22-34 zostały sporządzone dla trzech zakresów pracy silnika: "Zakresu maksymalnego", "Zakresu minimalnego dopalania" i "Zakresu pełnego dopalania", oznaczanych w skrócie symbolami umownymi: ZM, ZMD i ZPD. Sposób korzystania z wymienionych wykresów jest następujący :

- określić najpierw /zawsze/ współczynnik oporu czołowego samolotu zgodnie ze wskazówkami podanymi w punkcie 17;
- z punktu odpowiadającego określonemu współczynnikowi oporu czołowego samolotu - z lewej strony wykresu na osi rzędnych - prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z linią nakazanej /danej/ przyrządowej prędkości lotu, a następnie z tego punktu przecięcia, prowadzimy prostą równoległą do osi rzędnych/"pionowo" do przecięcia się z odpowiednią osią odciętych /"poziomą"/ i odczytujemy szukaną wartość czasu, zużycia paliwa i przebytej drogi podczas rozpędzania samolotu od prędkości $V_{prz}$ = 400÷500 km/h do nakazanej prędkości przyrządowej.

29. Charakterystyki zniżania się samolotu w locie z prędkością 900 km/h i 1000 km/h według cienkiej wskazówki prędkościomierza, w przedziale wysokości barometrycznycznych od 10000 m do 600 m, z wykonywaniem przy tym zakrętu lub po torze prostoliniowym, dla współczynników oporu czołowego samolotu /rodzaju podwieszeń/ równych 12 i 13, podane są w formie wykresów na rys.35. Ponadto, trzeba pamiętać że, wykresy te zostały sporządzone dla następujących warunków pracy silnika podczas zniżania się samolotu /dla innych będą inne/ :

- w przedziale wysokości barometrycznych od wysokości 10000 m do 3500 m silnik powinien /jest/ ustawiony na zakres pracy "Małego gazu" ;
- poniżej 3500 m - silnik powinien pracować na odpowiednim zakresie dławionym /przejściowym/ z wyłączonym dopalaczem, regulowanym tak, aby zachować podane niżej wartości pionowej prędkości zniżania się samolotu:

  40 m/s w przedziale wysokości od 3500 m do 2000 m ;
  15 m/s w przedziale wysokości od 2000 m do 1000 m ;
  10 m/s w przedziale wysokości od 1000 m do 600 m .

30. Na rys.36 ÷ 43 podane są charakterystyki czasu, zużycia paliwa i przebytej drogi samolotu podczas rozpędzania się i wznoszenia w następujących warunkach:

- dla współczynnika oporu czołowego samolotu równego 12 i 13;
- dla dwóch temperatur atmosferycznych: standardowej i o 10 °C wyższej;
- z pracującym silnikiem na zakresie pełnego dopalania;
- według ustalonego podstawowego programu rozpędzania i wznoszenia po

po torze prostoliniowym oraz z wykonywaniem zakrętu o promieniu 40 km;
- z uwzględnieniem odchyleń od ustalonego podstawowego programu wznoszenia, w szczególności odchyleń od ustalonych liczb M przy wznoszeniu.

Wyjaśnienia: 1. Wszystkie wymienione wyżej warunki występują łącznie i współzależnie w odpowiednim zestawieniu oraz nie tylko w omawianym wyżej, ale i w każdym innym podobnie formułowanym przypadku wznoszenia się samolotu na pułap.

2. "Ustalony podstawowy program rozpędzania i wznoszenia" samolotu - najkorzystniejszy - ma następujące charakterystyczne fazy osiągania pułapu:

a/ dla samolotu z współczynnikiem oporu $C_x$ = 10 ÷ 12 :
- rozpędzanie samolotu w locie poziomym na H=11000 m do uzyskania prędkości przyrządowej równej 1100 km/h;
- wznoszenie począwszy od H=11000 m z jednoczesnym rozpędzaniem /rozpoczętym wcześniej w locie poziomym/ samolotu do uzyskania prędkości odpowiadającej liczbie Macha M=1,9;
- dalsze wznoszenie aż do osiągnięcia pułapu utrzymując przy tym niezmienną wartość liczby M=1,9;

b/ dla samolotu z współczynnikiem oporu $C_x$ = 13 :
- rozpędzanie samolotu w locie poziomym na H=11000 m do uzyskania prędkości przyrządowej równej 1100 km/h;
- wznoszenie począwszy od H=11000 m z jednoczesnym rozpędzaniem /zapoczątkowanym już w locie poziomym/ samolotu do uzyskania prędkości odpowiadającej liczbie Macha M=1,8;
- dalsze wznoszenie aż do osiągnięcia pułapu utrzymując przy tym nie zmienną wartość liczby M=1,8.

Uwaga : Korzystając z omówionych wyżej wykresów "Charakterystyk rozpędzania samolotu" należy zawsze pamiętać o istniejących ograniczeniach eksploatacyjnych prędkości przyrządowej oraz liczb M lotu samolotu, ustalonych odpowiednio dla różnych wariantów i rodzajów podwieszeń /obciążeń/ zewnętrznych samolotu.

Wspomniane ograniczenia eksploatacyjne prędkości lotu są podane oddzielnie w instrukcji eksploatacji samolotu, a wynikają z określonych warunków bezpieczeństwa lotu i wytrzymałości konstrukcji samolotu.

31. Charakterystyki dynamicznego wznoszenia się samolotu /wykonywania "górki"/ podane są na wykresie - rys.1.44. Charakterystykami tymi należy się posługiwać w następujący sposób : począwszy od nakazanej wysokości rozpoczynania "górki", z odpowiedniego punktu na osi rzędnych, prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych /w prawo/ do przecięcia się z krzywą "wysokości wyprowadzenia górki", a następnie z otrzymanego punktu przecięcia w/w linii, prowadzimy w dół i w górę równoległą do osi rzędnych do przecięcia się z osiami odciętych /górną i dolną/ i odczytujemy na nich odpowiednio czas i przebytą drogę podczas wykonywania "górki". Wartość liczby "M" lotu w chwili wyprowadzenia z "górki" oraz wartość zużycia paliwa podczas "górki" wyznacza się przez interpolację wartości określonych najbliż-

szymi krzywymi, jak opisano niżej w przykładzie.

UWAGA ! Należy zawsze pamiętać, że w celu otrzymania podanych charakterystyk "górek" na wykresie /rys.44/ muszą być spełnione następujące warunki :

1/ przeciążenie normalne na wejściu w "górkę" powinno być utrzymane w przedziale wartości $n_z = 1,5 \div 2,5$ , a na wyjściu z "górki" powinno być $n_z = 0,3 \div 0,5$ ;

2/ kąt podniesienia osi podłużnej samolotu względem płaszczyzny poziomej /"kąt zadarcia nosa"/ na prostoliniowym - wznoszącym się odcinku toru "górki" powinien być utrzymany w przedziale $15^o \div 20^o$

3/ wyprowadzanie z "górki" powinno się rozpocząć 500-700 m niżej niż zaplanowana wysokość, którą chcemy osiągnąć wykonując "górkę".

Przykład : Określić z pomocą wykresu na rys.44 charakterystykę dynamicznego wznoszenia się samolotu /wykonania "górki"/ biorąc pod uwagę następujące dane wyjściowe:

- początkowa liczba M lotu równa 1,8 ;
- początkowa wysokość /wprowadzenia do "górki"/ równa 13500 m ;
- planowana wysokość wyprowadzenia /uzyskania "górką"/ - 16000 m ;
- współczynnik oporu czołowego samolotu równy 11.

Rozwiazanie : Z punktu "A" /H=13500 m / prowadzimy prostą równoległą do osi odciętych do przecięcia się z krzywą odpowiadającą wysokości wyprowadzenia z "górki" równej 16000 m /punkt "B"/. Z punktu "B" prowadzimy prostą równoległą do osi rzędnych i w przecięciu się z osią odciętych u dołu w punkcie "C" odczytujemy czas wykonania "górki" równy 37,2 s , a w przecięciu się z osią odciętych u góry wykresu w punkcie "D" odczytujemy drogę jaką przebędzie samolot podczas wykonania "górki", równą 18,6 km. Dla wyznaczenia liczby M lotu na wyjściu z "górki" bierzemy pod uwagę dwie sąsiednie krzywe względem punktu "B" , charakterystyk liczb M /linie przerywane/ - jedną odpowiadającą liczbie M=1,65 i drugą odpowiadającą liczbie M=1,70. Następnie, według przyjętej /dowolnie/ podziałki określamy względne położenie punktu "B" w stosunku do wymienionych krzywych /w skali/ i korzystając ze znanej metody interpolacji wyznaczamy /obliczamy/ wartość takiej liczby M, której charakterystyczna krzywa, przebiegająca między rozpatrzonymi krzywymi M=1,65 i M=1,70, przechodziła by przez punkt "B". Obliczona wartość liczby M zinterpolowanej krzywej przechodzącej przez punkt "B" jest szukaną przez nas wartością i wynosi w omawianym przykładzie M=1,68. W celu wyznaczenia zużycia paliwa podczas wykonania "górki" postępując podobnie jak przy wyznaczaniu liczby M, interpolujemy dwie sąsiednie wzgędem punktu "B" krzywe zużycia paliwa /dla 70 kG i dla 75 kG/ i otrzymujemy ostatecznie szukany wynik równy 73 kG.

Wyjaśnienie uzupełniające: W założeniach /danych wyjściowych/ przykładu, przyjęto współczynnik oporu czołowego samolotu równy 11. Na rys.44 nie ma charakterystyk dla takiego współczynnika oporu, jest natomiast charakterystyka "górek" dla współczynnika oporu równego 12 i tę wykorzystaliśmy do rozwiązania zadania jako najbliższą przyjętym /rzeczywistym/ w przykładzie danym wyjściowym.

Wskazówka : W każdym innym przypadku obliczeń "górki" trzeba się kierować podobnie jak w podanym wyżej przykładzie dobierając ten z trzech wykresów na rys.44 który jest najbliższy założeniom zadania w odniesieniu do wartości początkowej liczby M i współczynnika oporu czołowego przy czym, zawsze lepsze przybliżenie należy przyjmować dla wartości liczby M na wejściu w "górkę".

32. Charakterystyki zakrętów samolotu - ustalonych - o kąt pełny 360°, dla różnych współczynników oporu czołowego, wykonywanych z różnymi zakresami pracy silnika /na zakresie dławionym z wyłączonym dopalaczem; na zakresie maksymalnym oraz na zakresie pełnego dopalania/, podane są na rys.45, 46 i 47.

W celu określenia charakterystyk zakrętów ustalonych posługując się wykresami na rys.45, 46 i 47 przyjmujemy z założenia wartość współczynnika oporu czołowego oraz wysokość i prędkość przyrządową lotu po czym, z w/w wykresów odczytujemy szukaną wartość przeciążenia w zakręcie /kąta przechylenia/. Następnie według nomogramu na rys.20 wyznaczamy szukaną prędkość rzeczywistą i liczbę M lotu, a ponadto, wykorzystując nomogram na rys.48 określamy czas i promień wykonania zakrętu. Mając czas wykonania zakrętu korzystamy z wykresów na rys. 14 - 18 i wyznaczamy z nich najpierw sekundowe zużycie paliwa /dla znanej już wysokości i liczby M lotu/, a następnie mnożąc przez czas wyliczamy całkowite zużycie paliwa podczas wykonania zakrętu.

Podczas wykonywania zakrętów ustalonych z silnikiem pracującym na "zakresie dławionym bez dopalania", zużycie paliwa będzie inne niż podano na wspomnianych wyżej wykresach /rys.14 - 18/. W tych przypadkach w celu określenia zużycia paliwa na wykonanie zakrętu ustalonego, korzystamy z wykresu na rys.45, a pozostałe charakterystyki /czas i promień wykonania zakrętu/ określamy z nomogramów na rys.20 i 48.

Przykład : Określić charakterystyki zakrętu ustalonego przy następujących danych wyjściowych :

- zakres pracy silnika - pełne dopalanie;
- współczynnik oporu czołowego samolotu - $C_x = 17$ ;
- wysokość barometryczna wykonywania zakrętu - H=3000 m ;
- prędkość przyrządowa - $V_{prz} = 650$ km/h.

Rozwiązanie : Wykorzystując wykres na rys.47 wyznaczamy przeciążenie normalne w zakręcie ustalonym $n_z = 3$. Korzystając następnie z wykresu na rys.20 znajdujemy prędkość rzeczywistą $V_{rz} = 770$ km/h oraz liczbę M = 0,65. Po tym, z nomogramu na rys.48 wyznaczamy czas wykonania zakrętu t = 48 s oraz jego promień r = 1600 m. Teraz, z wykresu na rys.14 wyznaczamy wartość sekundowego zużycia paliwa $q_s$=3,1 kG/s i mając czas wykonania zakrętu wyliczamy całkowite zużycie paliwa w czasie zakrętu: $Q_{p.z.} = q_s \cdot t = 3,1 \cdot 48 = 149$ kG.

33. Zużycie paliwa i czas wykonania pętli i półpętli w przedziale wartości prędkości i wysokości wprowadzenia, warunkujących granice możliwości wykonania w/w figur pilotażowych z przeciążeniem normalnym "na wejściu" $n_z$= 4,5 ÷ 5,0 /zgodnie z instrukcją pilotowania i eksploatacji samolotu w powietrzu/ są następujące :

a/ dla samolotu, którego współczynnik oporu czołowego wynosi 10 - 14, a silnik pracuje na zakresie minimalnego lub pełnego dopalania /do górnego punktu wykonywanej figury/:
- w przypadku wykonywania pętli: 60-80 kG i 35-45 s gdy wprowadzenie do pętli następuje na wysokości barometrycznej poniżej 2000 m oraz 80-110 kG i 45-60 s gdy wprowadzenie do pętli jest na wysokości barometrycznej większej niż 2000 m;
- w przypadku wykonywania półpętli: 45-70 kG i 20-30 s przy wprowadzeniu na wysokości barometrycznej poniżej 2000 m oraz 70-90 kG i 30-40 s przy wprowadzeniu na wysokości barometrycznej większej niż 2000 m;

b/ dla samolotu, którego współczynnik oporu czołowego wynosi 10-12, a silnik pracuje na zakresie maksymalnym /bez dopalania/ do górnego punktu wykonywanej figury:
- w przypadku wykonywania pętli: 30-40 kG i 30-40 s.

34. Zużycie paliwa i czas wykonania przewrotu na samolocie o współczynniku oporu czołowego równym 10-13, gdy wprowadzenie w przewrót następuje na wysokości mniejszej niż 10000 m z prędkością przyrządową wprowadzenia odpowiadającą liczbie M mniejszej niż M=1, zarówno z wypuszczonymi jak i schowanymi hamulcami aerodynamicznymi oraz z normalnym przeciążeniem na wyjściu $n_z$=4,0-5,0 /na granicy drgań/, są następujące:
- przy pracującym silniku na zakresie małego gazu: 10-15 kG i 25-35s
- przy pracującym silniku na zakresie maksymalnym: 25-30 kG i 25-30s

35. Zużycie paliwa i czas wykonania zwrotu bojowego na samolocie o współczynniku oporu czołowego równym 10-14, rozpoczynanego na wysokości barometrycznej 50-100 m z prędkością przyrządową 950-1000 km/h i z przeciążeniem normalnym $n_z$= 4,0-4,5 wynoszą :

- 70-90 kG i 35-40 s gdy silnik pracuje na zakresie minimalnego dopalania, a wysokość wyjścia ze zwrotu bojowego wynosi 3500-4000 m przy prędkości przyrządowej równej 500 km/h ;
- 90-120 kG i 35-45 s gdy silnik pracuje na zakresie pełnego dopalania, a wyprowadzenie ze zwrotu bojowego jest na wysokości 4000-5000m z prędkością przyrządową równą 500 km/h.

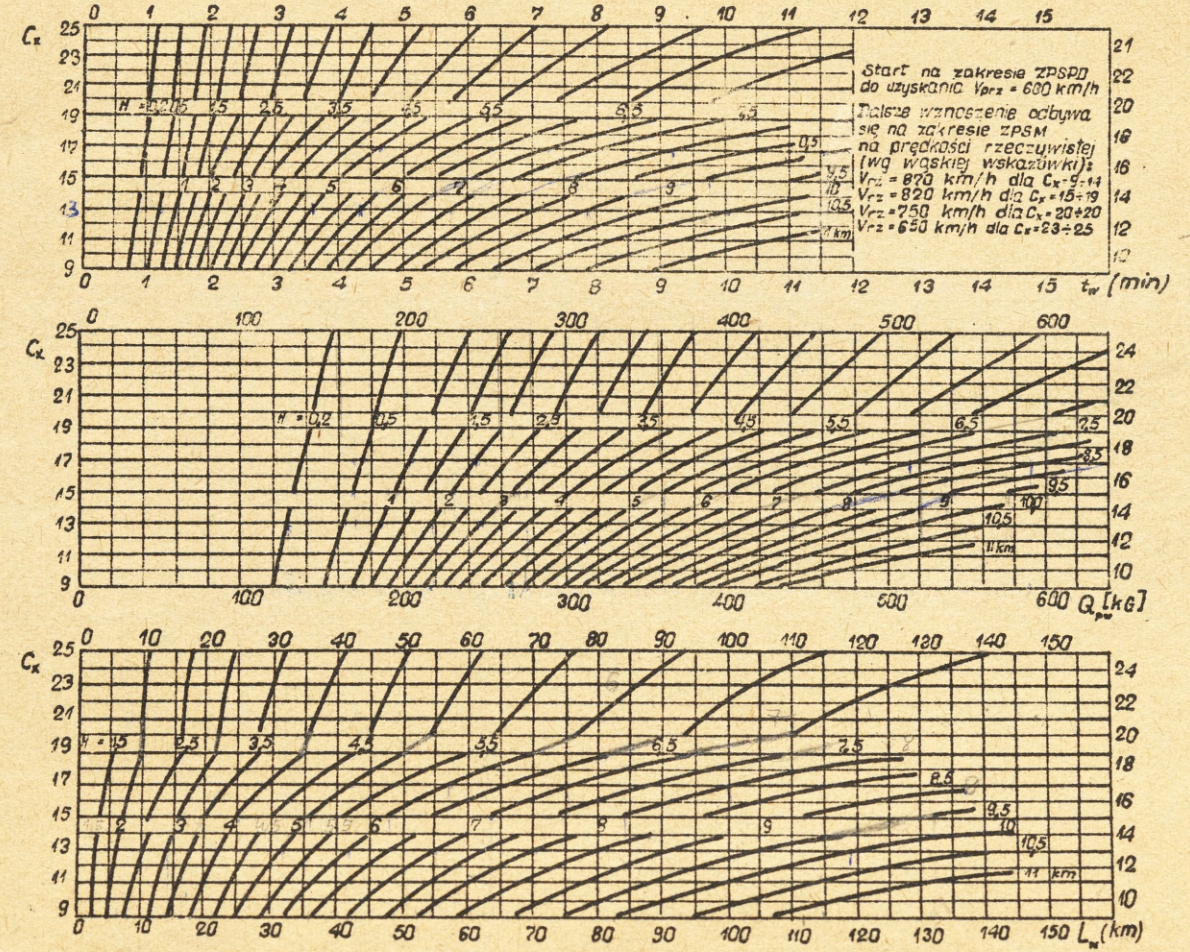
36. Zużycie paliwa i czas wykonania "górki" z kątem 45° na samolocie o współczynniku oporu czołowego równym 10-14 wynosi odpowiednio 90-120 kG i 35-50 s w przypadku spełnienia następujących warunków:

- wysokość barometryczna rozpoczęcia "górki" jest w granicach 50-750 m, a prędkość przyrządowa 900-1100 km/h i przeciążenie normalne na wejściu $n_z$=4,0-4,5 przy czym, silnik pracuje na zakresie minimalnego lub pełnego dopalania;
- wyjście z "górki" następuje półprzewrotem na wysokości 4500-6000 m z prędkością przyrządową 500 km/h.

37. Zużycie paliwa podczas nurkowania samolotu o współczynniku oporu czołowego równym 10-14 wynosi odpowiednio:

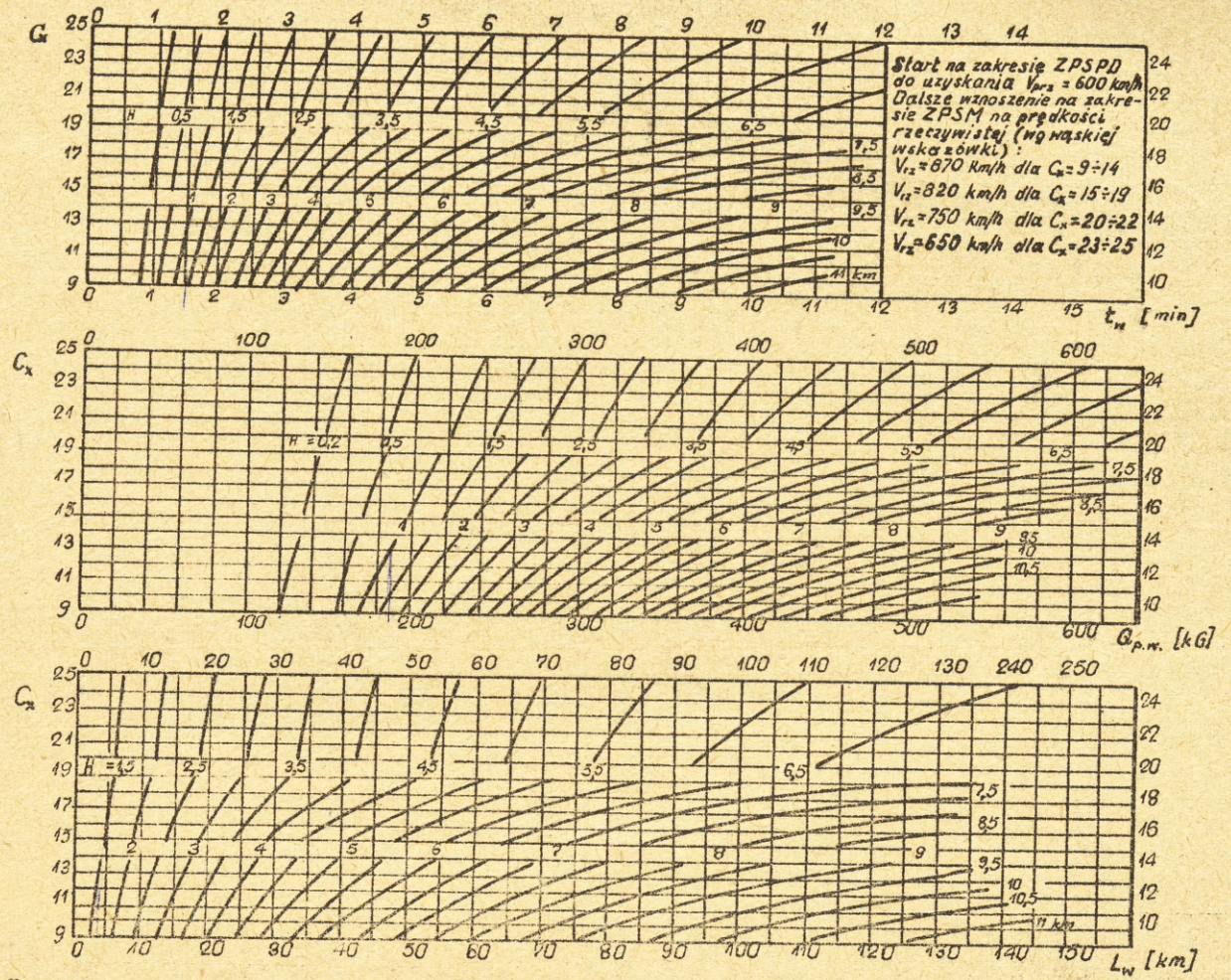
- 15 kG na 1000 m zmniejszenia wysokości w nurkowaniu z wysokości mniejszej niż 6000 m pod kątem 30÷60° z silnikiem pracującym na zakresie maksymalnym, gdy prędkość przyrządowa wprowadzenia do nurkowania wynosiła 500-600 km/h ;
- 10 kG na każde 1000 m zmniejszenia wysokości gdy początkowa prędkość przyrządowa nurkowania wynosiła 500-600 km/h, nurkowanie odbywa się z wysokości poniżej 6000 m z kątem 30°-÷ 60° z pracującym silnikiem na zakresie 70÷90 % WNC /obrotów wirnika niskiego ciśnienia w odniesieniu do maksymalnych/.

Ogólny czas nurkowania samolotu tj. łącznie z czasem wejścia i wyjścia z nurkowania, przyjmuje się /wynosi/ średnio 10 s na każde 1000 m ubytku wysokości dla podanych wyżej warunków.

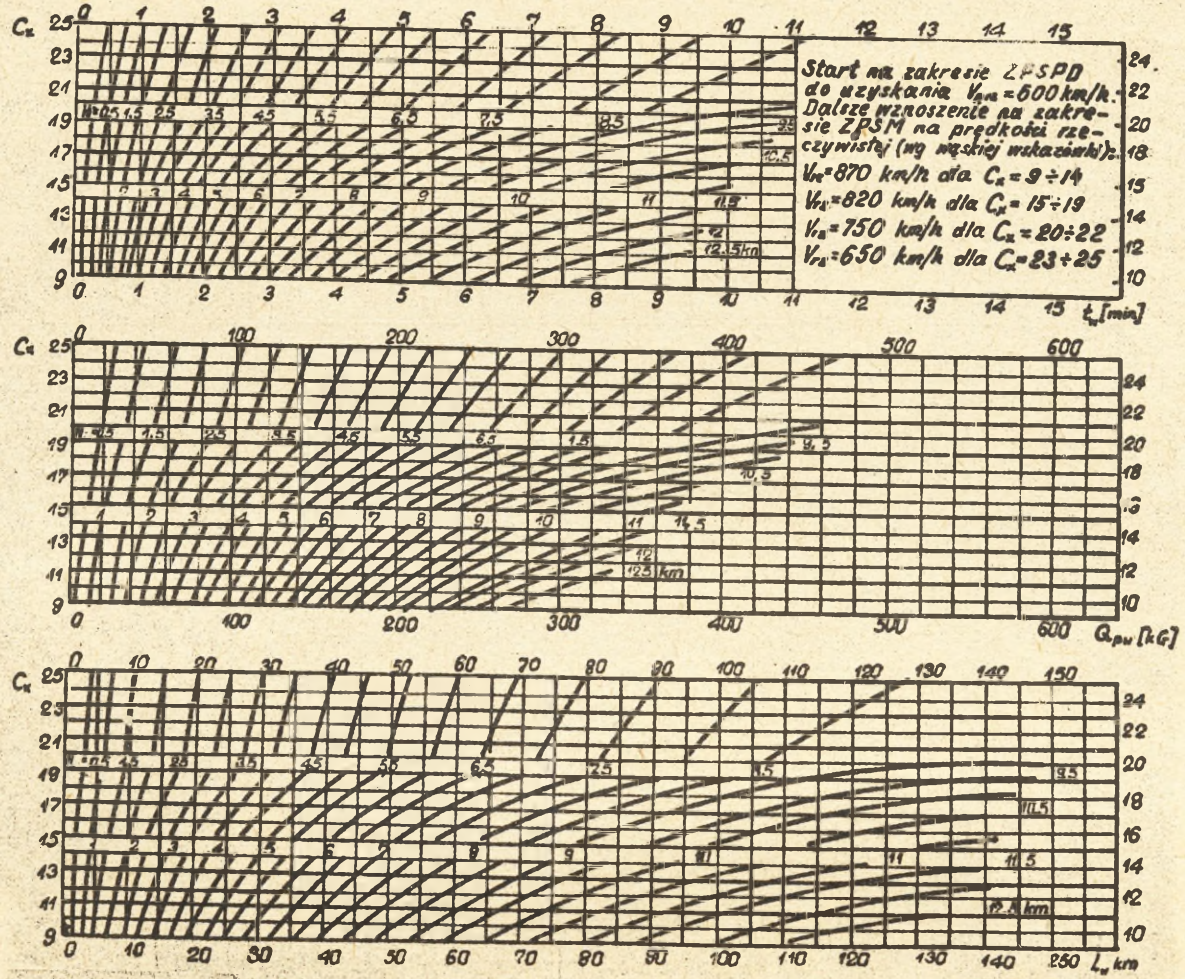



Rys. 1.1 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $G_{pw}$) podczas startu i wznoszenia (łącznie) do wysokości H [km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$, w warunkach:

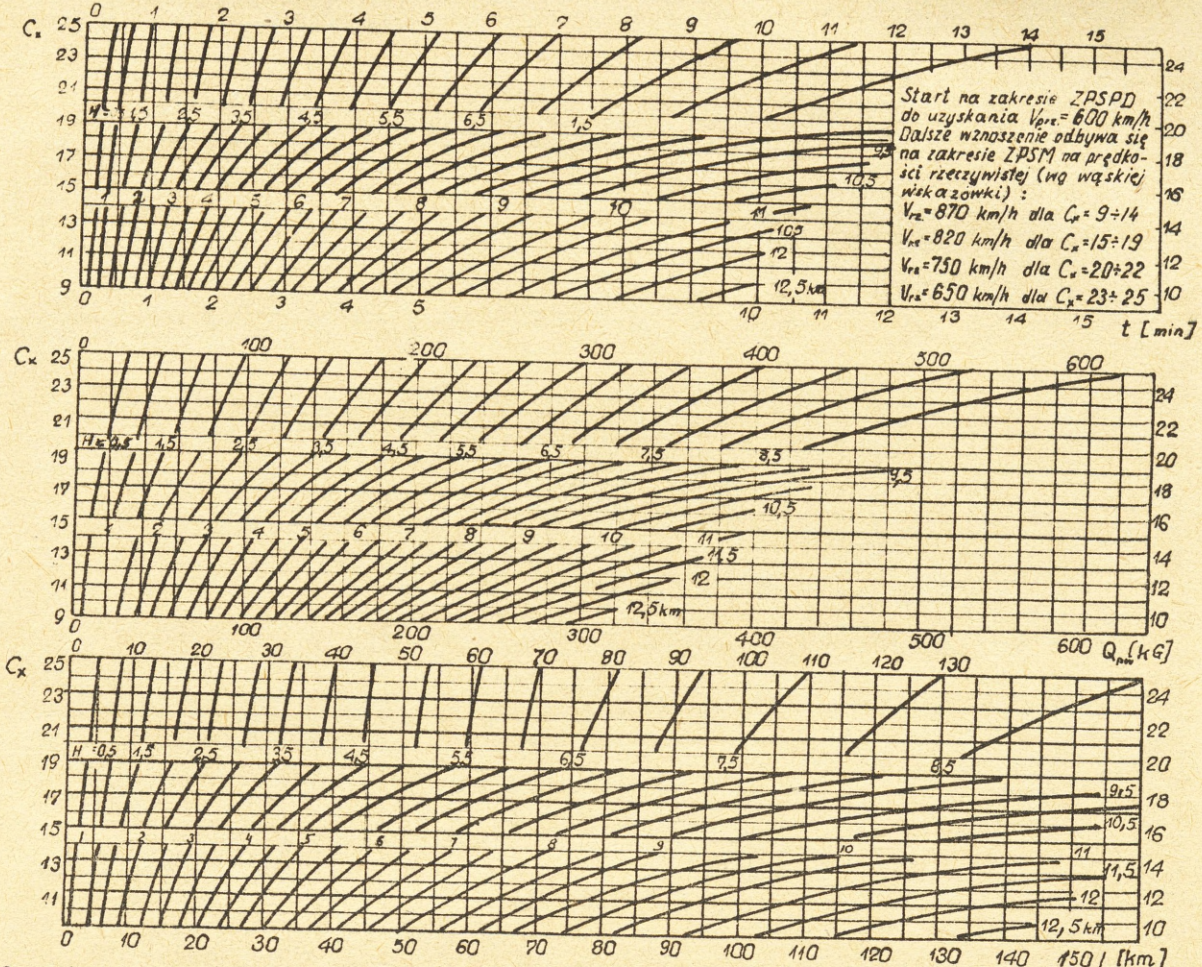
- atmosfery standardowej; startu na zakresie pracy silnika ZPSPD, a dalszego wznoszenia na zakresie ZPSM na prędkości podanej na wykresie u góry;
- całkowitego napełnienia zbiorników pokładowych samolotu paliwem.



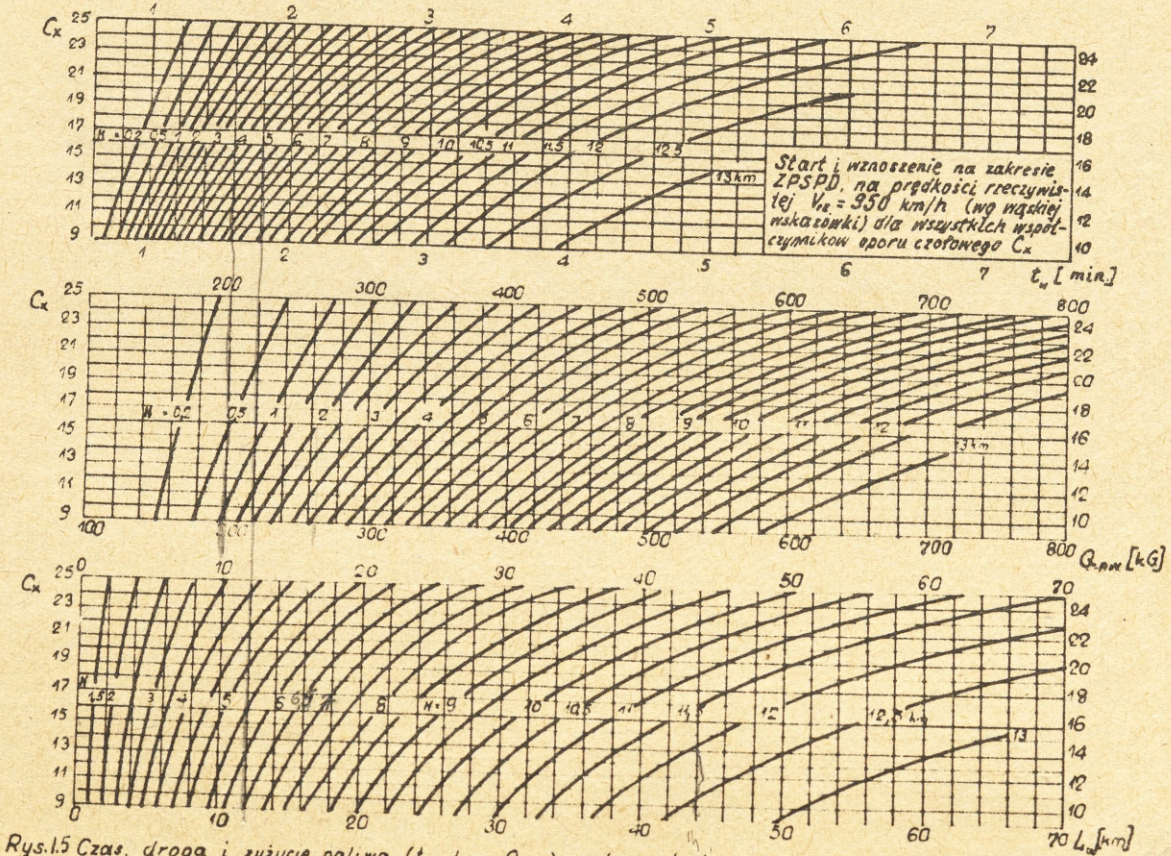

Rys.12 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $Q_{pw}$) podczas startu i wznoszenia do wysokości H[km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$ w warunkach: temperatury atmosferycznej wyższej o 10°C od standardowej; startu na zakresie pracy silnika ZPSPD, a dalszego wznoszenia na zakresie ZPSM na prędkości podanej na wykresie u góry; całkowitego napełnienia zbiorników pokładowych samolotu paliwem.



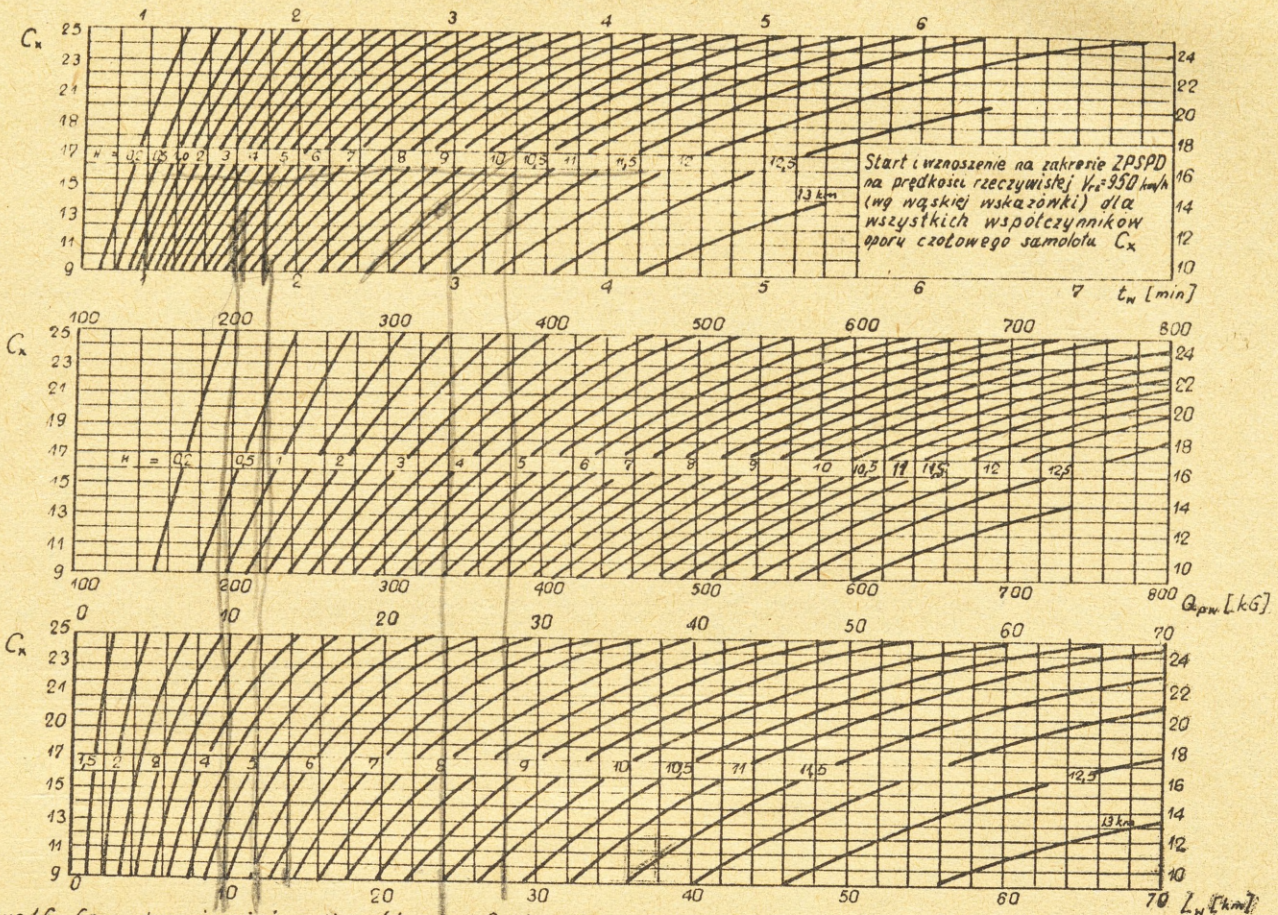

Rys. 1,3 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $Q_{pw}$) podczas wznoszenia do wysokości H [km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$ w warunkach: standardowej temperatury atmosferycznej; pracy silnika na zakresie ZPSM; napełnienia-pozostawania jeszcze w zbiornikach pokładowych samolotu 50 % zapasu paliwa w odniesieniu do całkowitego napełnienia zbiorników



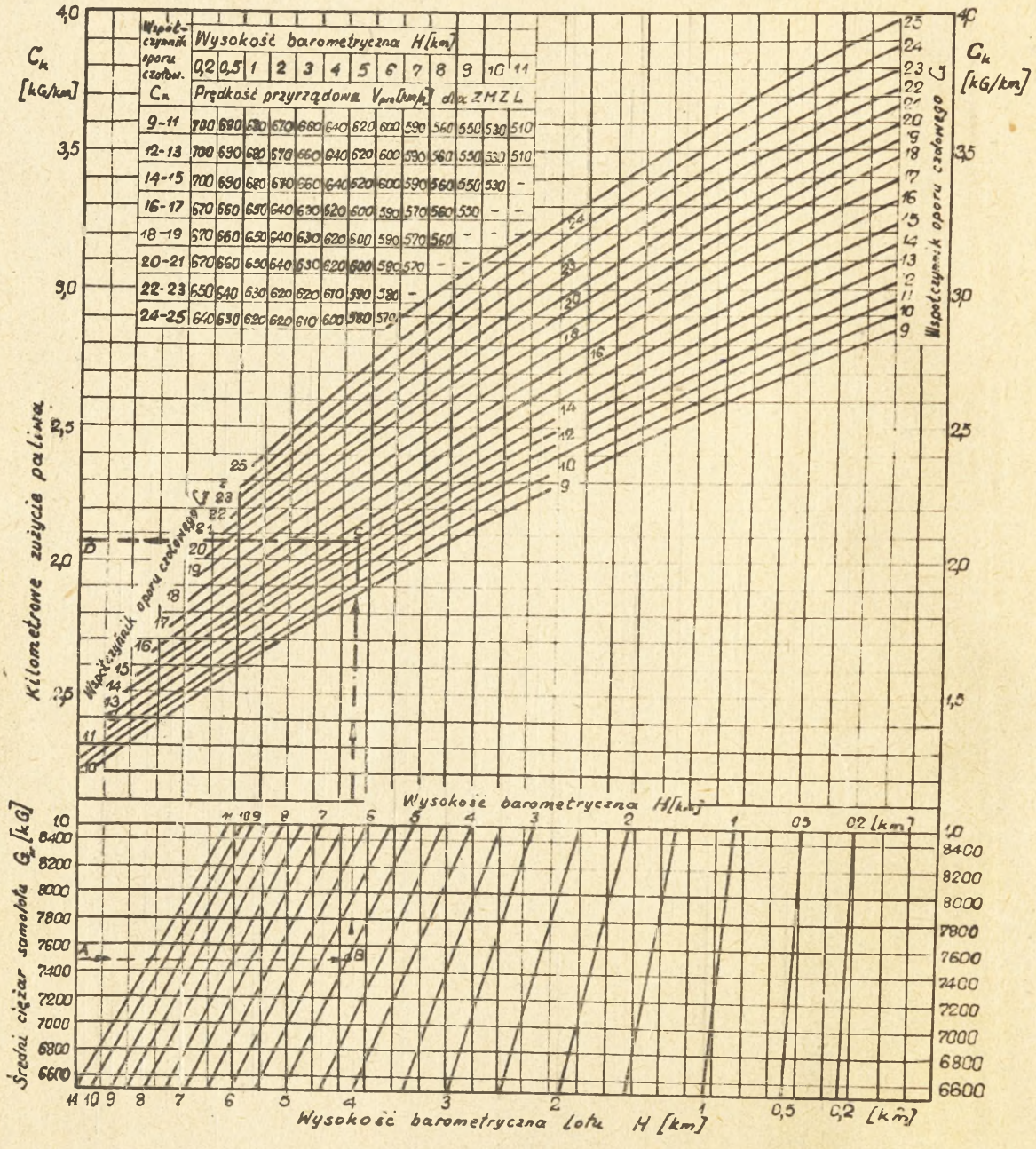

Rys. 14 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $Q_{pw}$) podczas wznoszenia do wysokości H [km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$ w warunkach: temperatury atmosferycznej wyższej o 10°C od standardowej; pracy silnika na zakresie ZPSM; napełnienia – pozostawania jeszcze w zbiornikach pokładowych samolotu 50 % zapasu paliwa w odniesieniu do całkowitego napełnienia zbiorników.



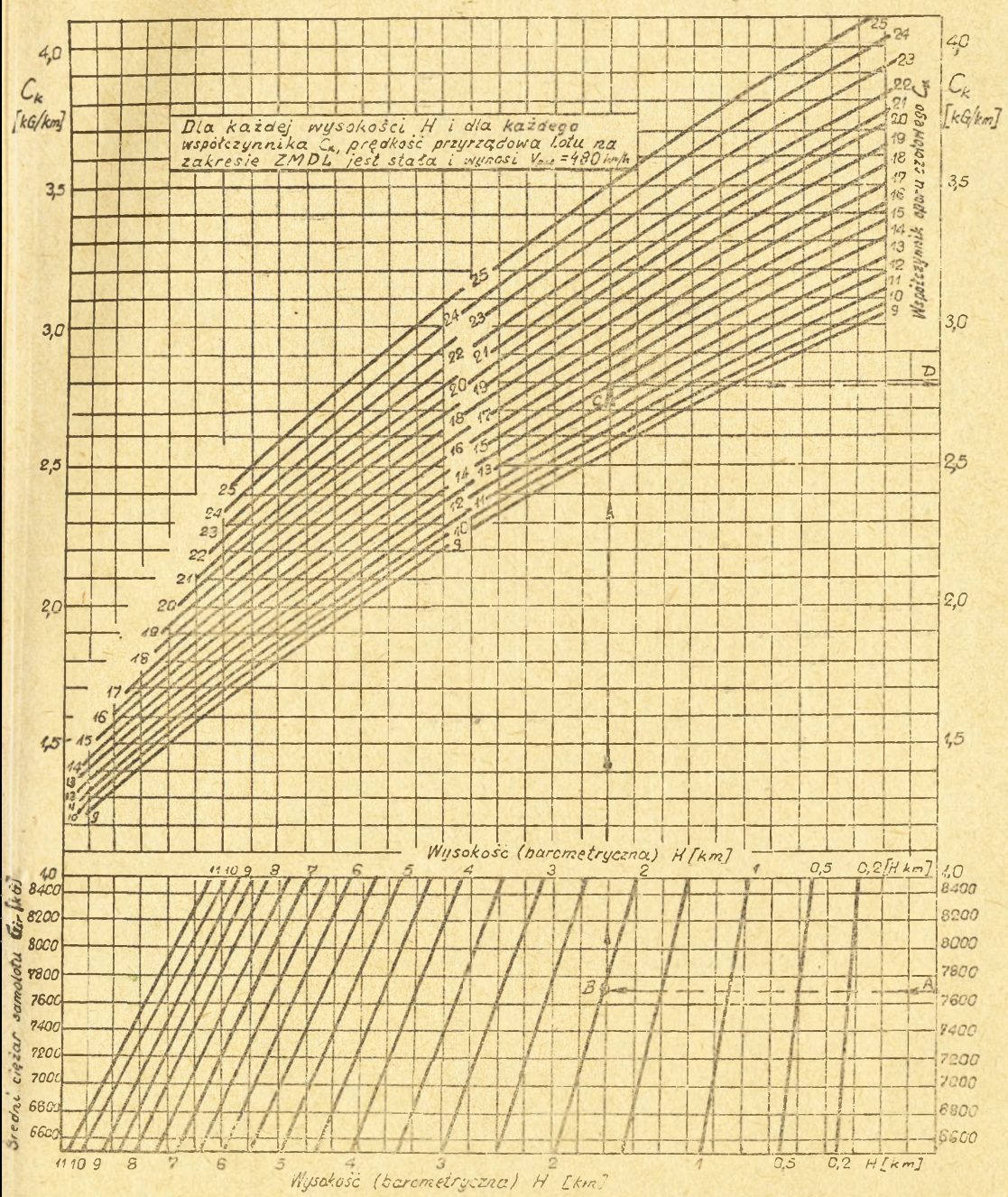

Rys. 1.5 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $Q_{pw}$) podczas startu i wznoszenia do wysokości H [km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$ w warunkach: standardowej temperatury atmosferycznej; pracy silnika na zakresie ZPSPD oraz całkowitego napełnienia zbiorników pokładowych samolotu paliwem.




Rys.1.6 Czas, droga i zużycie paliwa ($t_w$, $L_w$ i $Q_{pw}$) podczas startu i wznoszenia do wysokości H [km] dla różnych wariantów obciążenia, wyrażonych odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ w warunkach: temperatury atmosferycznej wyższej o 10°C od standardowej; pracy silnika na zakresie ZPSPD oraz całkowitego napełnienia zbiorników pokładowych samolotu paliwem.

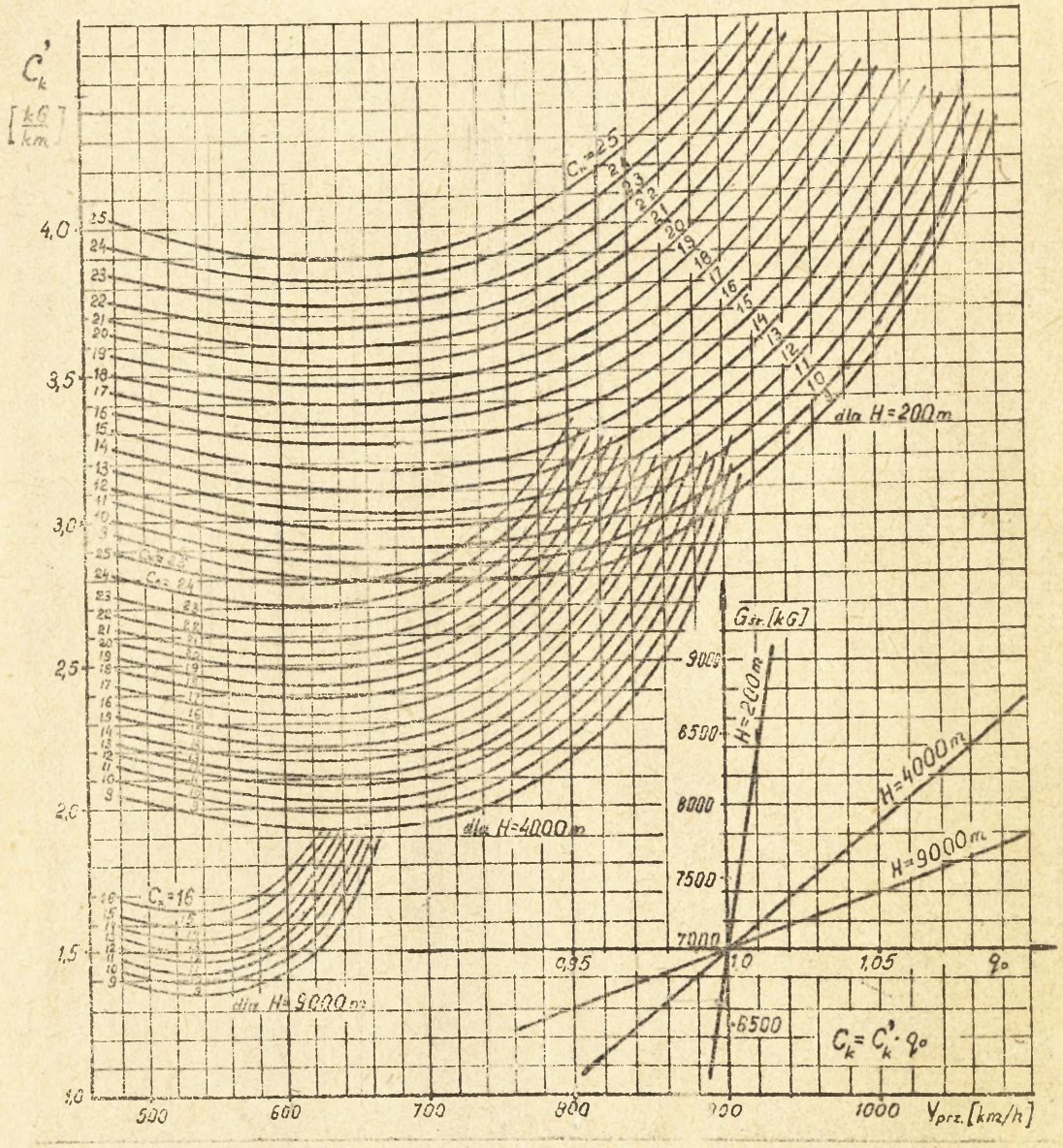



Rys. 1.7 Kilometrowe zużycie paliwa $C_k$ [kG/km] w zależności od wariantu obciążenia zewnętrznego (wyrażonego współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ od 9 do 25) oraz od ciężaru samolotu $G_{śr}$ [kG] i wysokości (barometrycznej) H [km] w warunkach wykonywania lotu na zakresie maksymalnego zasięgu (ZMZL). Na wykresie oznaczono przykładowo kolejność: A→B→C→D znajdowania wartości (szukanej) $C_k$ kilometrowego zużycia paliwa na zakresie ZMZL. Przy tym prędkość przyrządową lotu $V_{prz}$ wyznacza (odczytuje) się z tabelki dla danego $C_x$ i H.

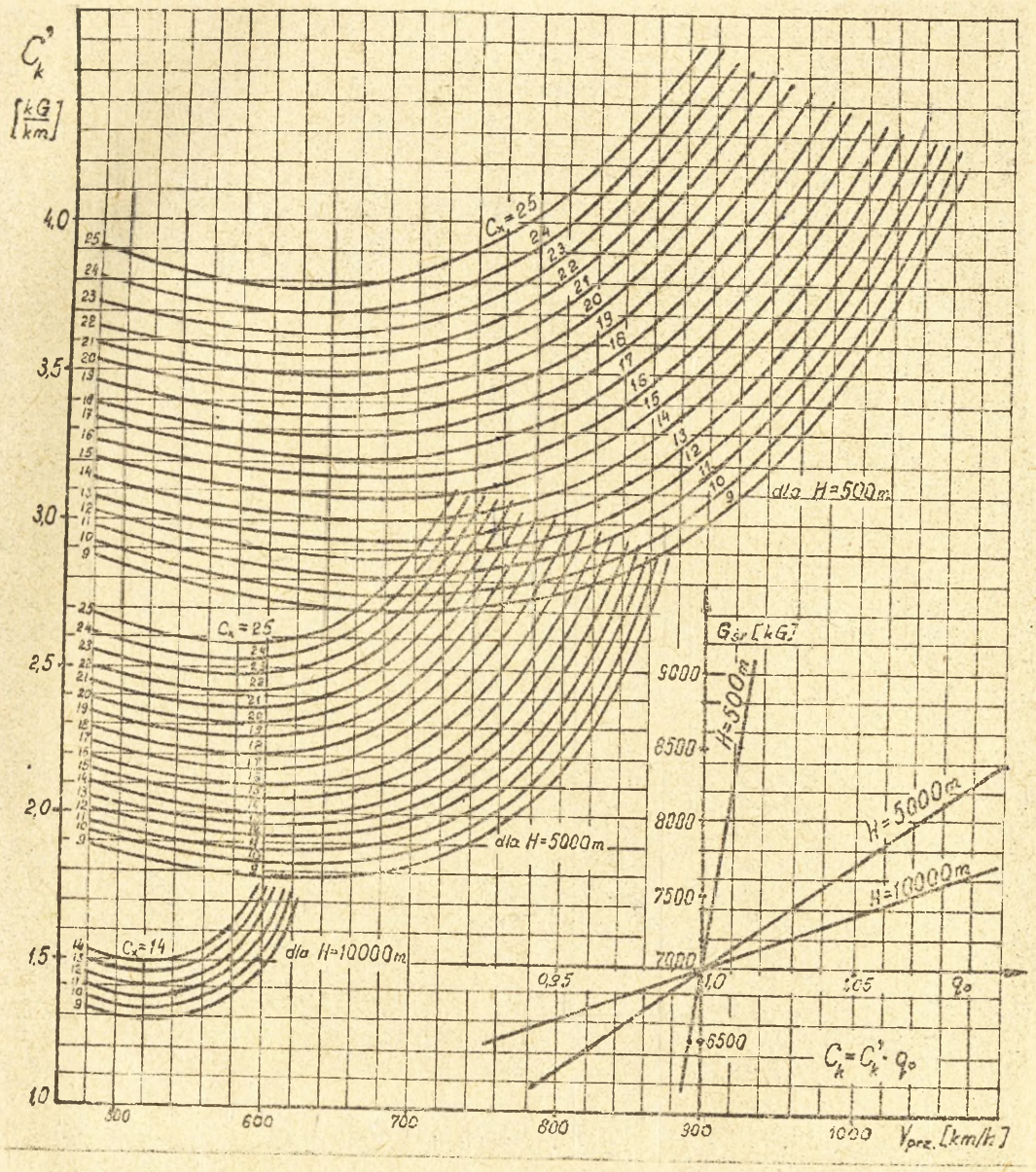



Rys. 1.8 Kilometrowe zużycie paliwa $C_k$ [kG/km] w zależności od wariantu obciążenia (wyrażonego przez odpowiedni współczynnik oporu czołowego $C_x$) oraz od ciężaru samolotu (średniej wartości) $G_{śr}$ [kG] i wysokości (barometrycznej) H [km] w warunkach wykonywania lotu na zakresie maksymalnej długotrwałości (ZMDL). Na wykresie podano przykładowo kolejność: A → B → C → D znajdowania szukanej wartości kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ dla danego „$G_{śr}$" i „$C_x$"

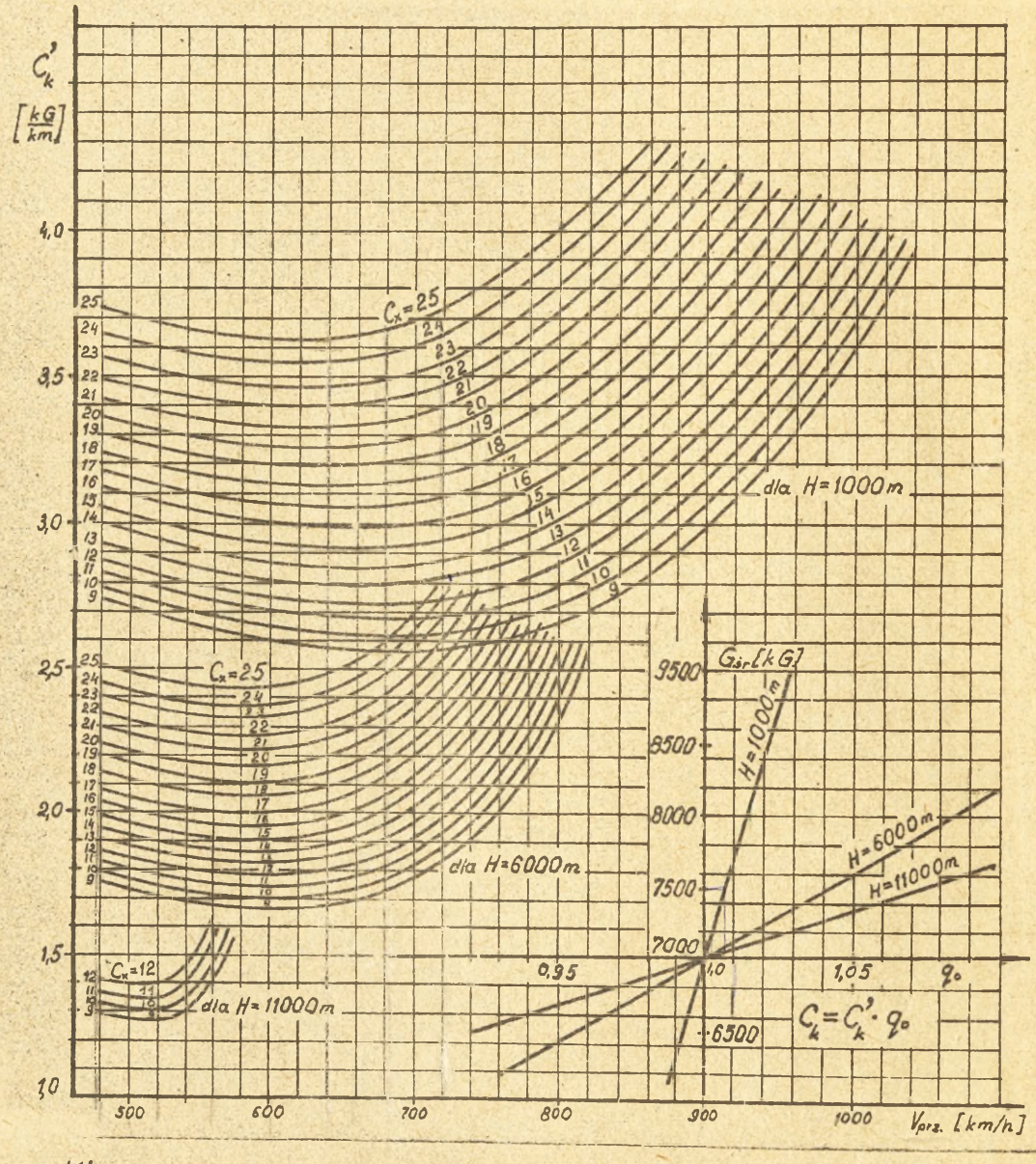
1850
280
6130



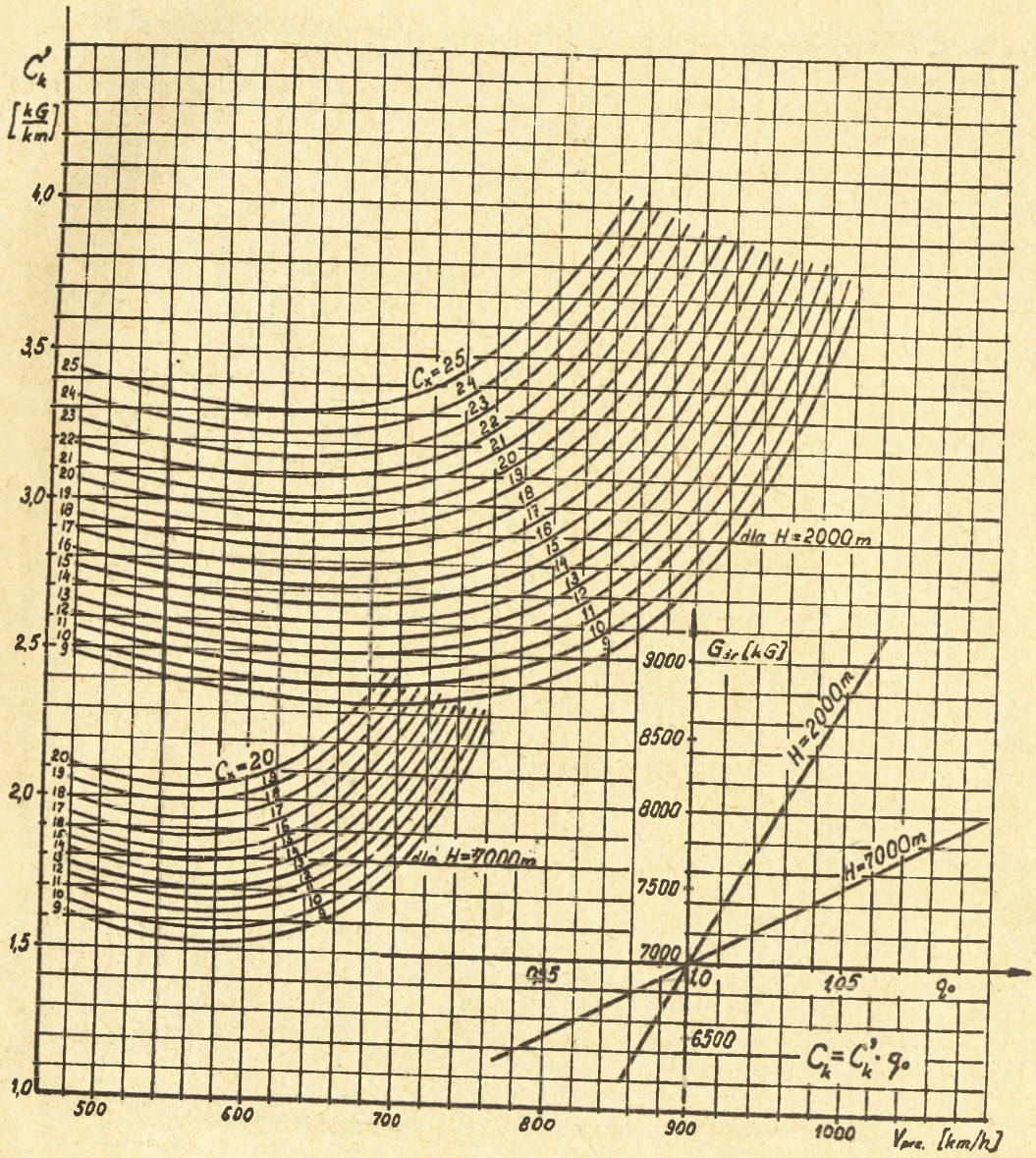

Rys.1.9 Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ w kG/km w zależności od :
- prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$ w km/h - na osi odciętych;
- wysokości lotu - wykres jest dla H=200, 4000 i 9000 m;
- średniego ciężaru samolotu w locie - wykres jest dla wartości $G_{śr}$ = 7000 kG przy czym wartość $C_k = C'_k$. Dla innych wartości $G_{śr}$ jest $C_k = C'_k \cdot q_o$ /poprawka $q_o = f(G_{śr}, H)$/ - patrz z prawej u dołu charakterystyk wykres pomocniczy/;
- wariantu podwieszeń zewnętrznych samolotu /uzbrojenia, zasobników, zbiorników itp/ - jest wyrażony odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$. Wartości $C_x$=od 9 do 25.



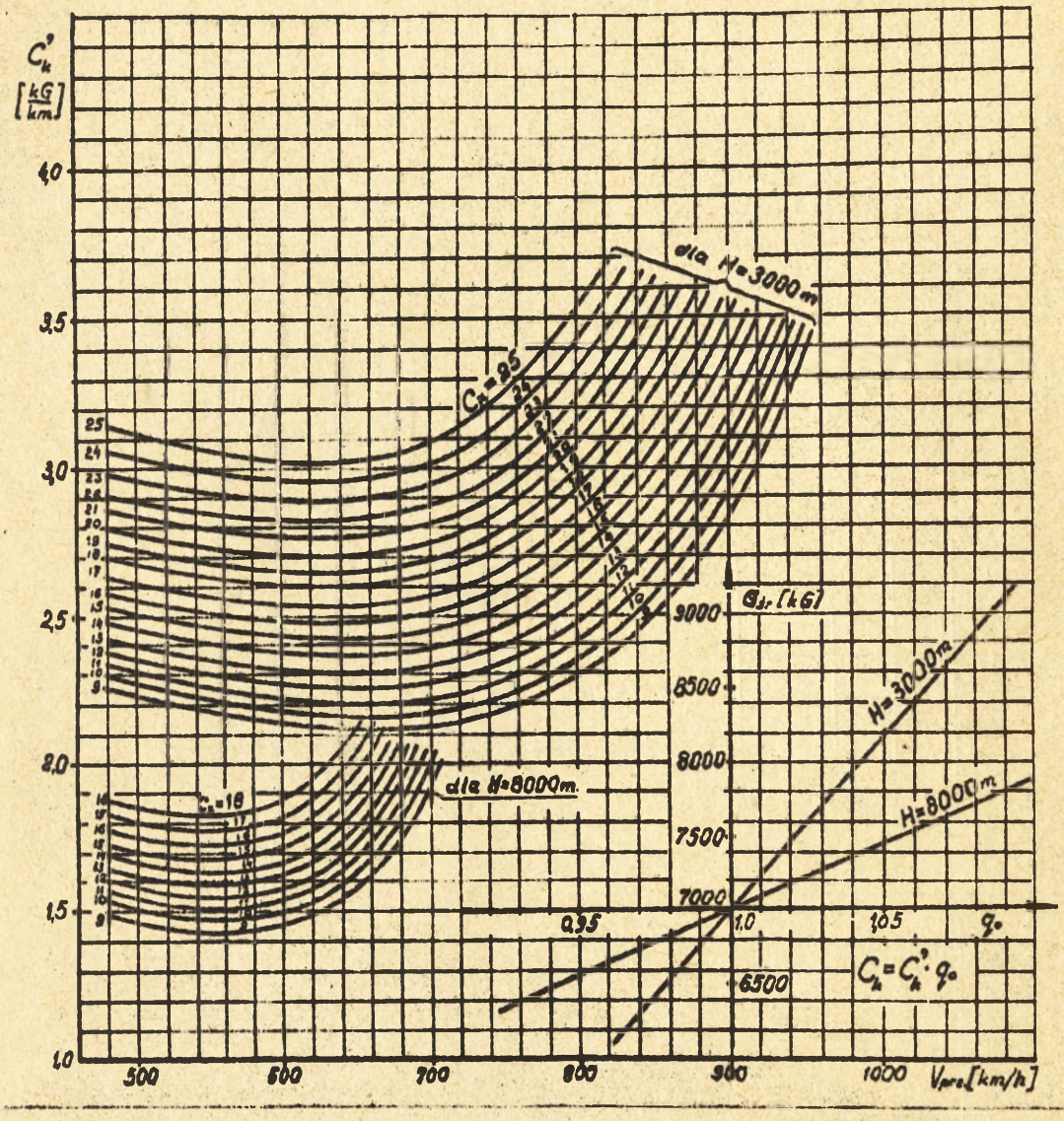

Rys.1.10 Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ w kG/km w zależności od :
- prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$ w km/h - na osi odciętych;
- wysokości lotu - wykres jest dla H = 500, 5000 i 10000 m;
- średniego ciężaru samolotu w locie - wykres jest dla wartości $G_{śr}$ = 7000 kG przy czym wartość $C_k = C'_k$. Dla innych wartości $G_{śr}$ jest $C_k = C'_k \cdot q_o$ - poprawka $q_o = f/G_{śr}, H/$ - patrz z prawej u dołu wykres pomocniczy;
- wariantu podwieszeń zewnętrznych samolotu /uzbrojenia, zasobników, zbiorników itp/ - jest wyrażony odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ - wartości od 9 do 25.



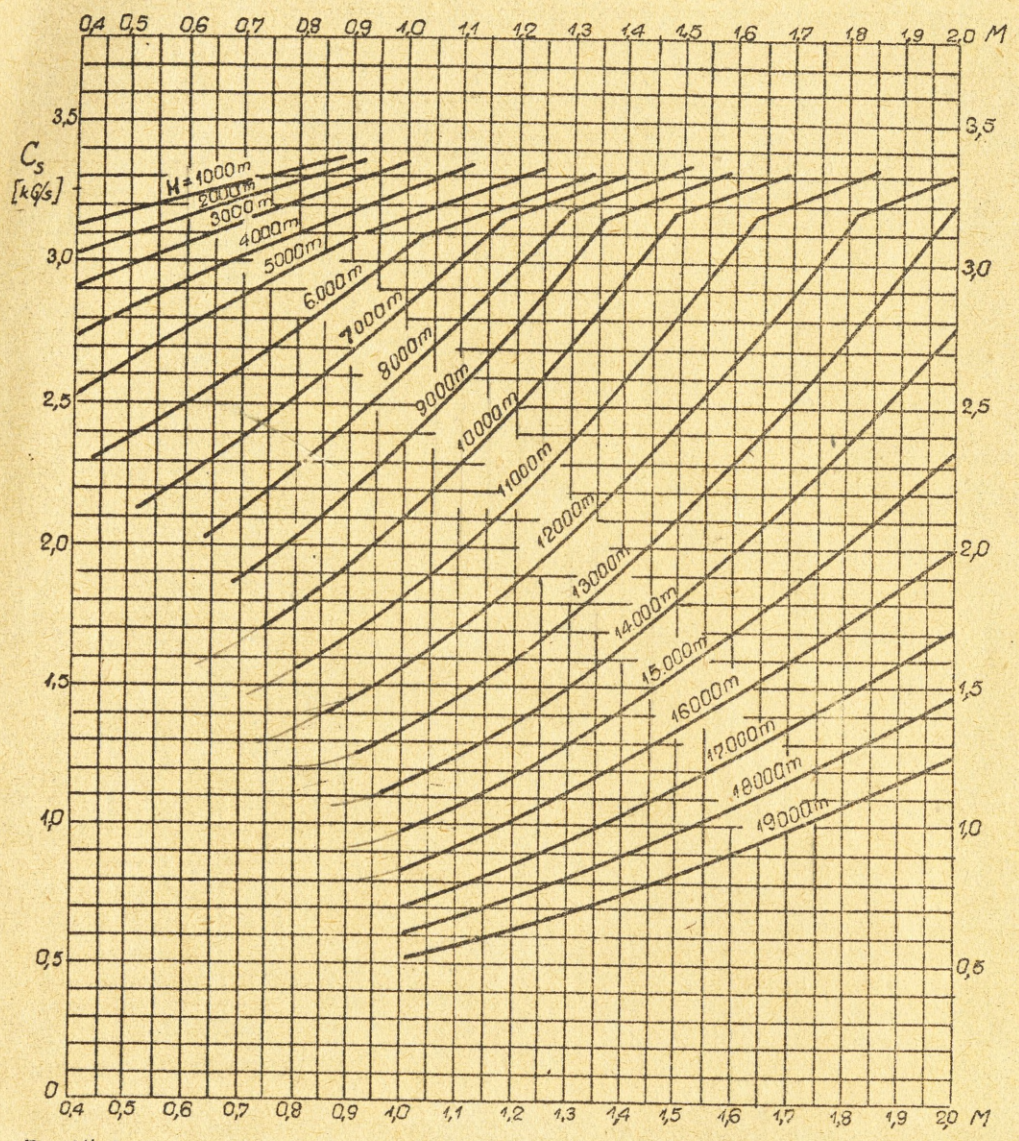

Rys. 1.11 Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ w kG/km w zależności od :
- prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$ w km/h - na osi odciętych;
- wysokości lotu - wykres jest dla H = 1000, 6000 i 11000 m;
- średniego ciężaru s-tu w locie - wykres jest dla $G_{śr}$=7000 k przy czym, $C_k = C'_k$ . Dla innych wartości $G_{śr}$ jest $C_k = C'_k \cdot q$ gdzie $q_o = f/G_{śr}, H/$ - patrz z prawej u dołu wykres pomocniczy
- wariantu podwieszeń zewnętrznych samolotu /uzbrojenia, zasobników, zbiorników itp/ - jest wyrażony odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ - wartości od 9 do 25.



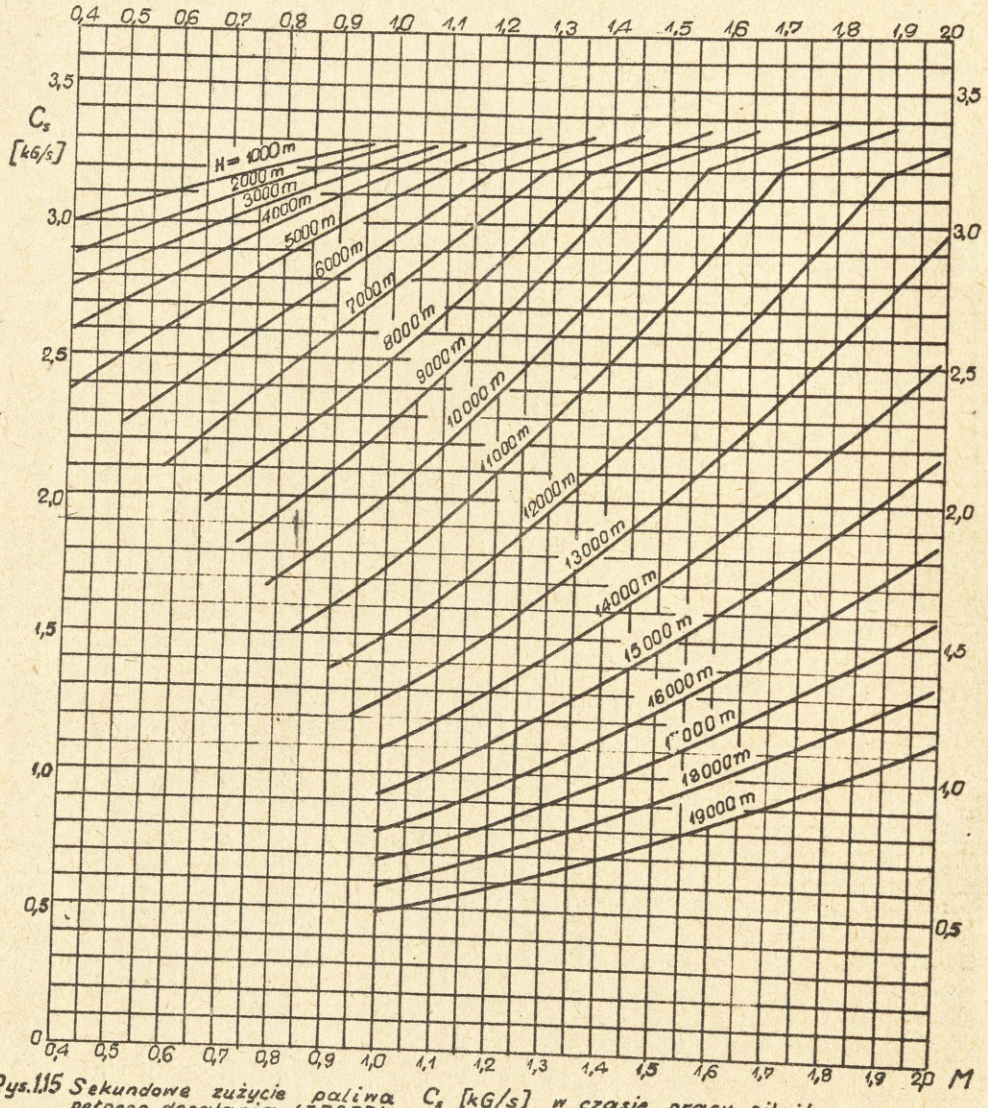

Rys.1.12 Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ w kG/km w zależności od :
- prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$ w km/h - na osi odciętych;
- wysokości lotu - wykres jest dla H = 2000 i 7000 m;
- średniego ciężaru s-tu w locie - wykres jest dla $G_{śr}$=7000 kG przy czym, $C_k = C_k'$ . Dla innych wartości $G_{śr}$ jest $C_k = C_k' \cdot q_o$ gdzie $q_o = f/G_{śr}, H/$ - patrz z prawej u dołu wykres pomocniczy;
- wariantu podwieszeń zewnętrznych ssamolotu /uzbrojenia, zasobników, zbiorników itp/ - jest wyrażony odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ - wartości od 9 do 25.



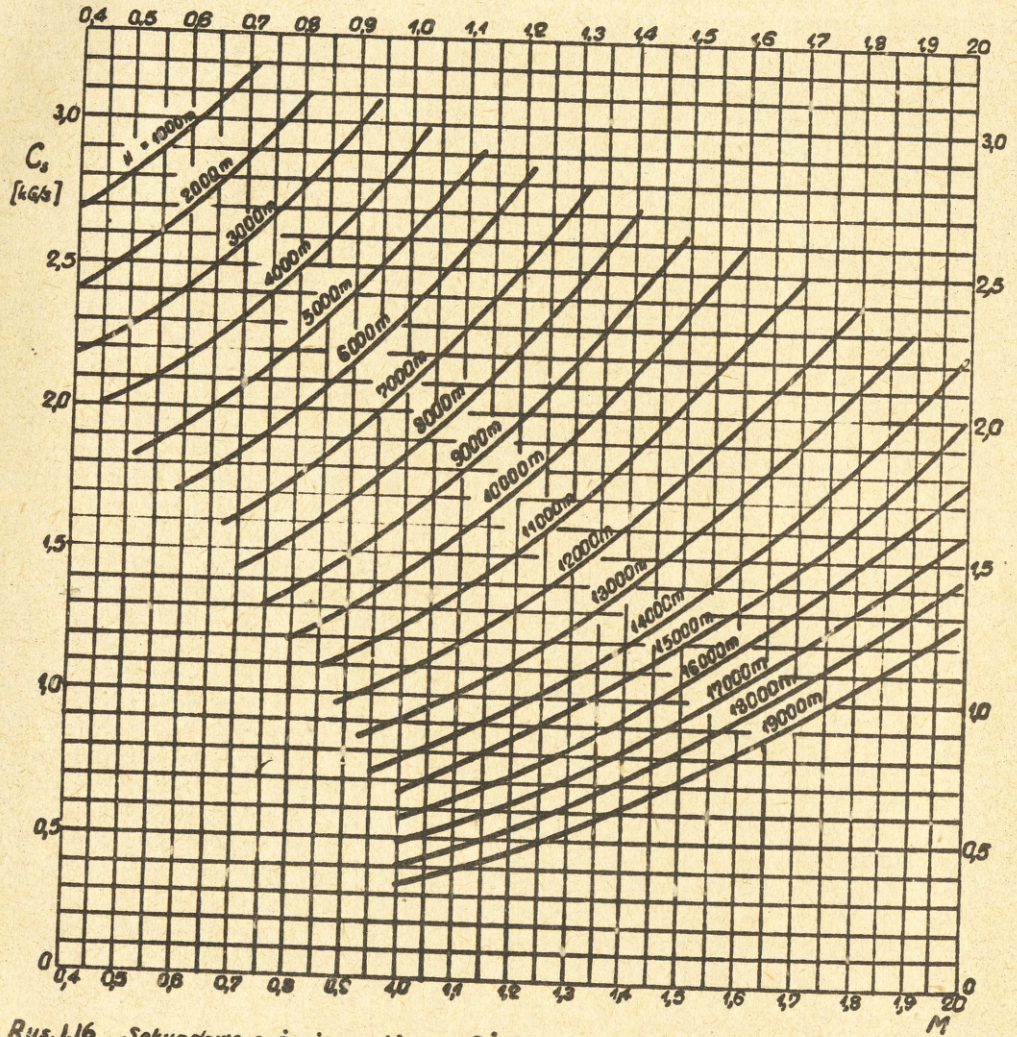

Rys.1.13 Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa $C_k$ w kG/km w zależności od :
- prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$ w km/h - na osi odciętych;
- wysokości lotu - wykres jest dla H = 3000 i 8000 m ;
- średniego ciężaru s-tu w locie - wykres jest dla $G_{śr}$=7000 kG przy czym $C_k = C_k'$ . Dla innych wartości $G_{śr}$ jest $C_k = C_k' \cdot q_o$ gdzie $q_o = f/G_{śr}, H/$ - patrz z prawej u dołu wykres pomocniczy;
- wariantu podwieszeń zewnętrznych samolotu /uzbrojenia, zasobników, zbiorników itp/ - jest wyrażony odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ - wartości od 9 do 25.



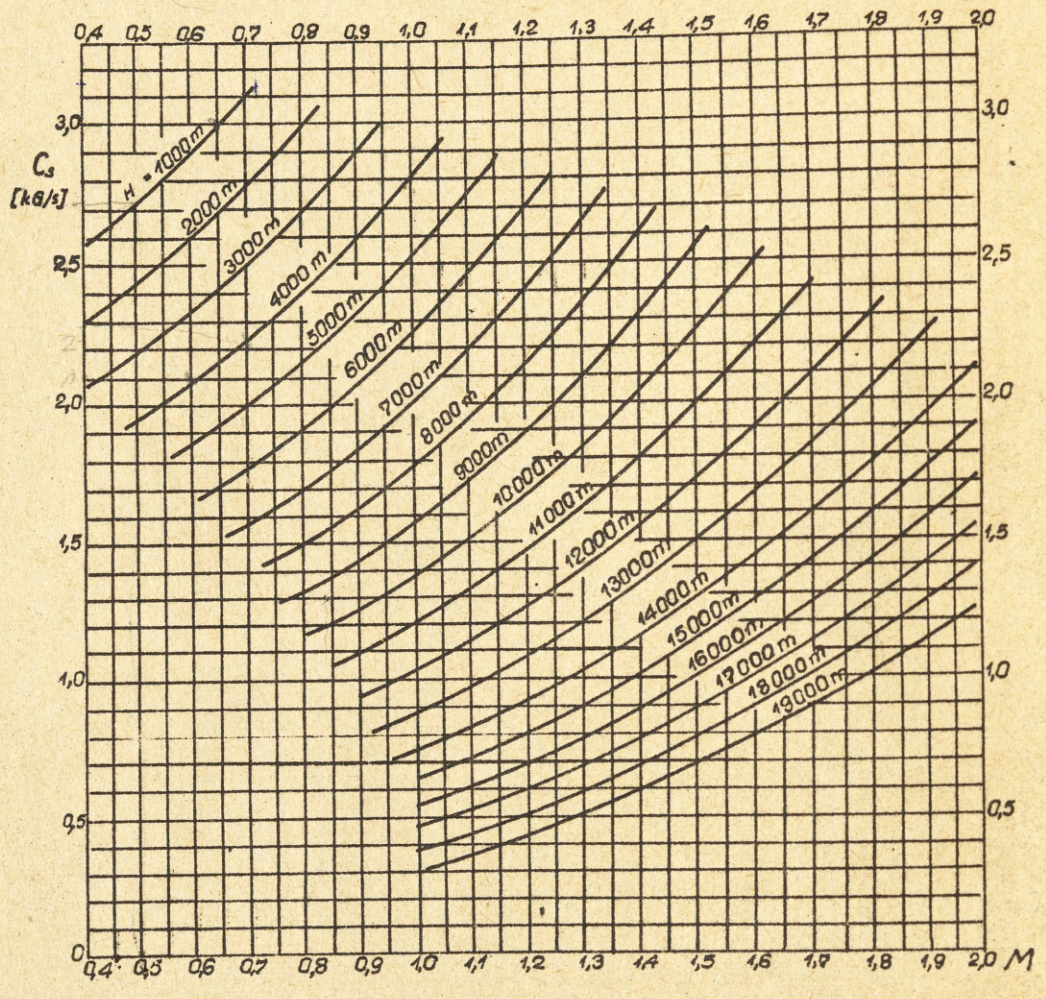

Rys.1.14 Sekundowe zużycie paliwa $C_s$ [kG/s] w czasie pracy silnika na zakresie pełnego dopalania (ZPSPD) w zależności od liczby „M" i wysokości lotu „H". w standardowej temperaturze atmosferycznej.



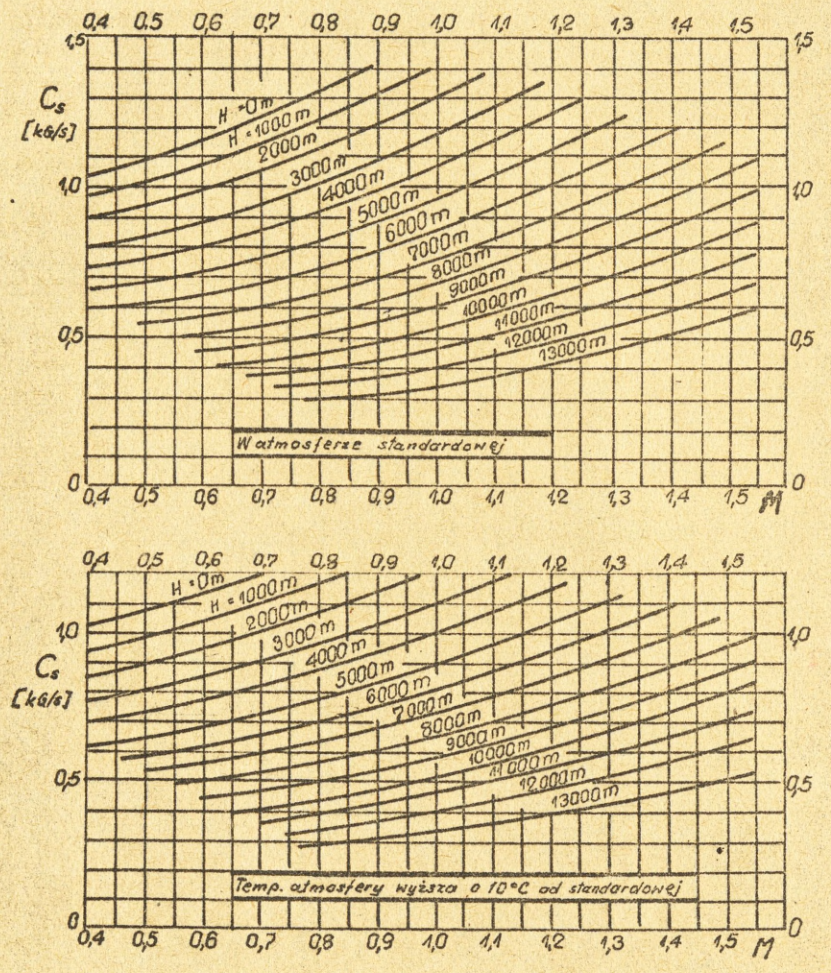

Rys. 1.15 Sekundowe zużycie paliwa $C_s$ [kG/s] w czasie pracy silnika na zakresie pełnego dopalania (ZPSPD) w zależności od liczby „M" i wysokości lotu „H" w temperaturze atmosferycznej wyższej o 10 °C od standardowej.



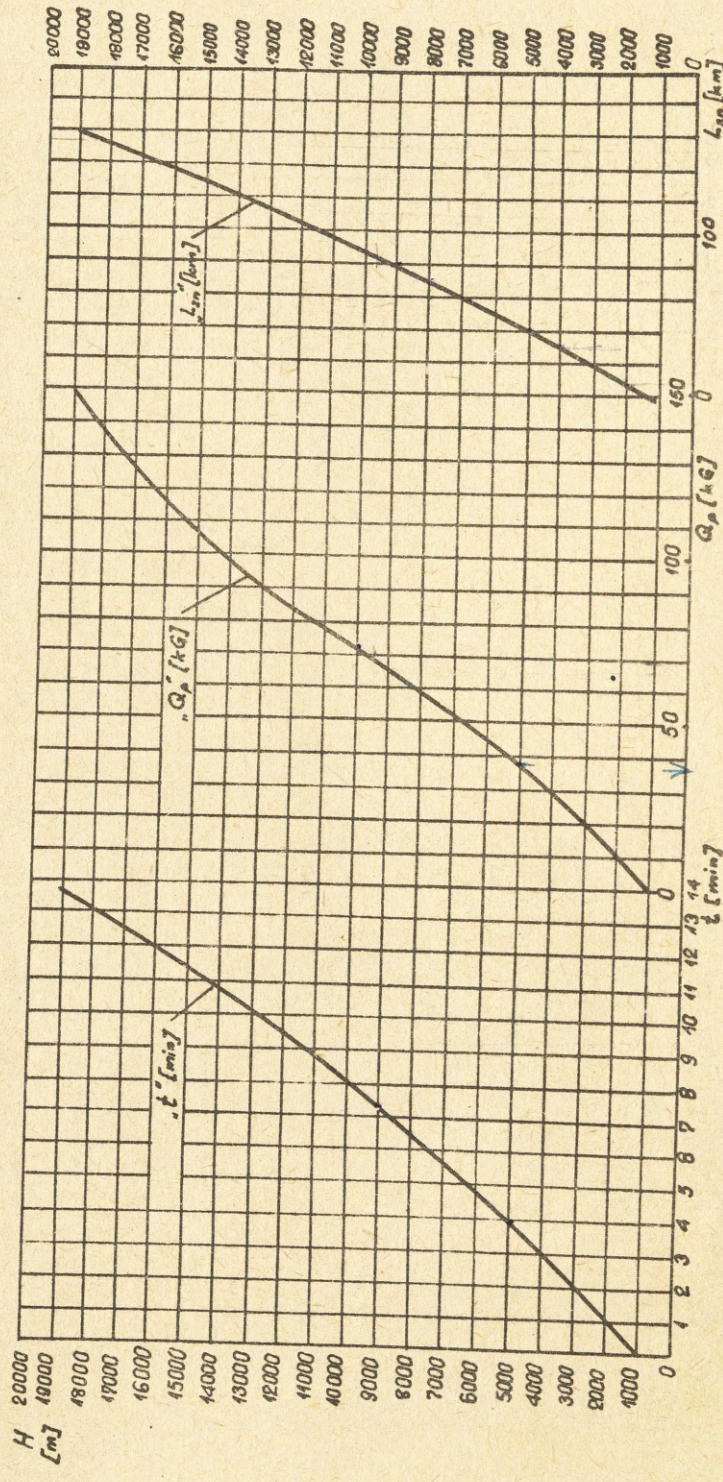

Rys. 1.16 Sekundowe zużycie paliwa $C_s$ [kG/s] w czasie pracy silnika na zakresie minimalnego dopalania (ZPSMD) w zależności od liczby „M" i wysokości „H" lotu w standardowej atmosferze.



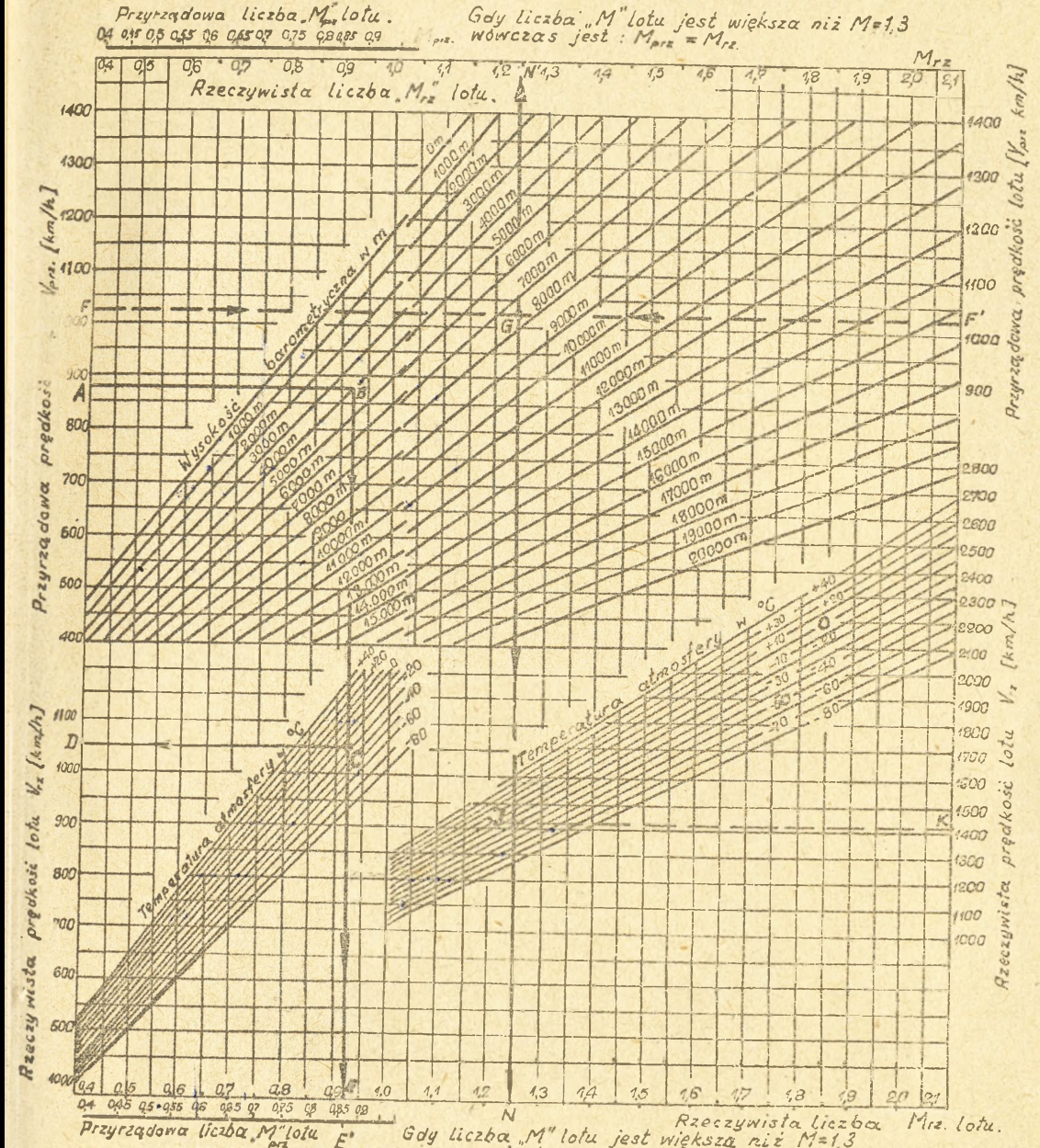

Rys.1.17 Sekundowe zużycie paliwa „Cs" [kG/s] w czasie pracy silnika na zakresie minimalnego dopalania (ZPSMD) w zależności od liczby „M" i wysokości „H" lotu w temperaturze atmosferycznej wyższej o 10 °C od standardowej.




Rys.1.18 Sekundowe zużycie paliwa „$C_s$" [kG/s] w czasie pracy silnika na zakresie maksymalnym (ZPSM) - bez dopalania - w zależności od liczby „M" i wysokości „H" lotu w atmosferze standardowej (wykres u góry) oraz w temperaturze atmosferycznej wyższej o 10°C od standardowej - wykres u dołu

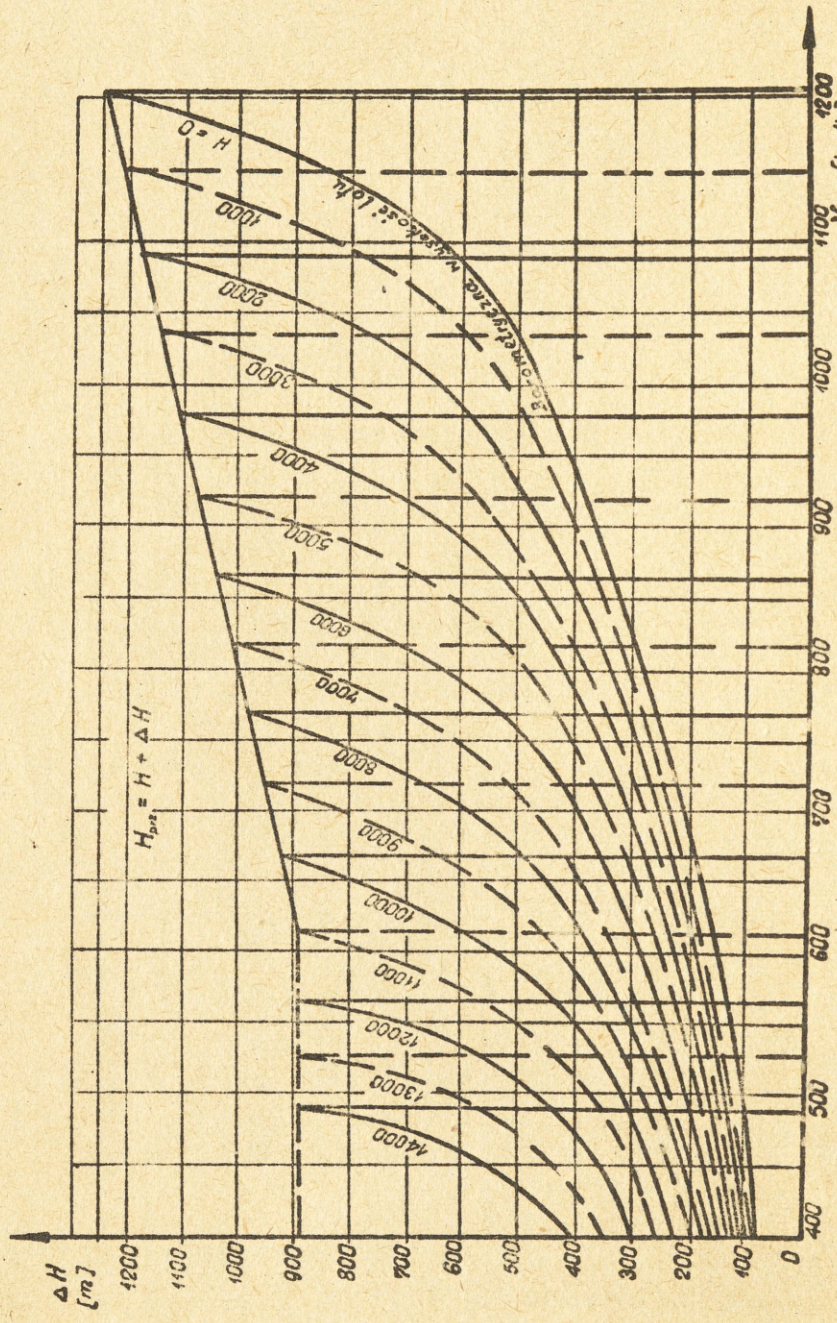



Rys. 1.19 Czas „t" [min], zużycie paliwa „$Q_p$" [kG] oraz droga „$L_{zn}$" [km] lotu ze zniżeniem z danej wysokości „H" [m] do H=1000 m. dla samolotu z dowolnym wariantem podwieszeń lub bez nich, przy zachowaniu następujących warunków: prędkość przyrządowa zawarta w zakresie pracy silnika na wysokości poniżej 15000 m - „maksymalny" ($V_{km}$ = 500÷550 km/h; „H" poniżej 15000 m - „mały gaz" (ZPSMG)

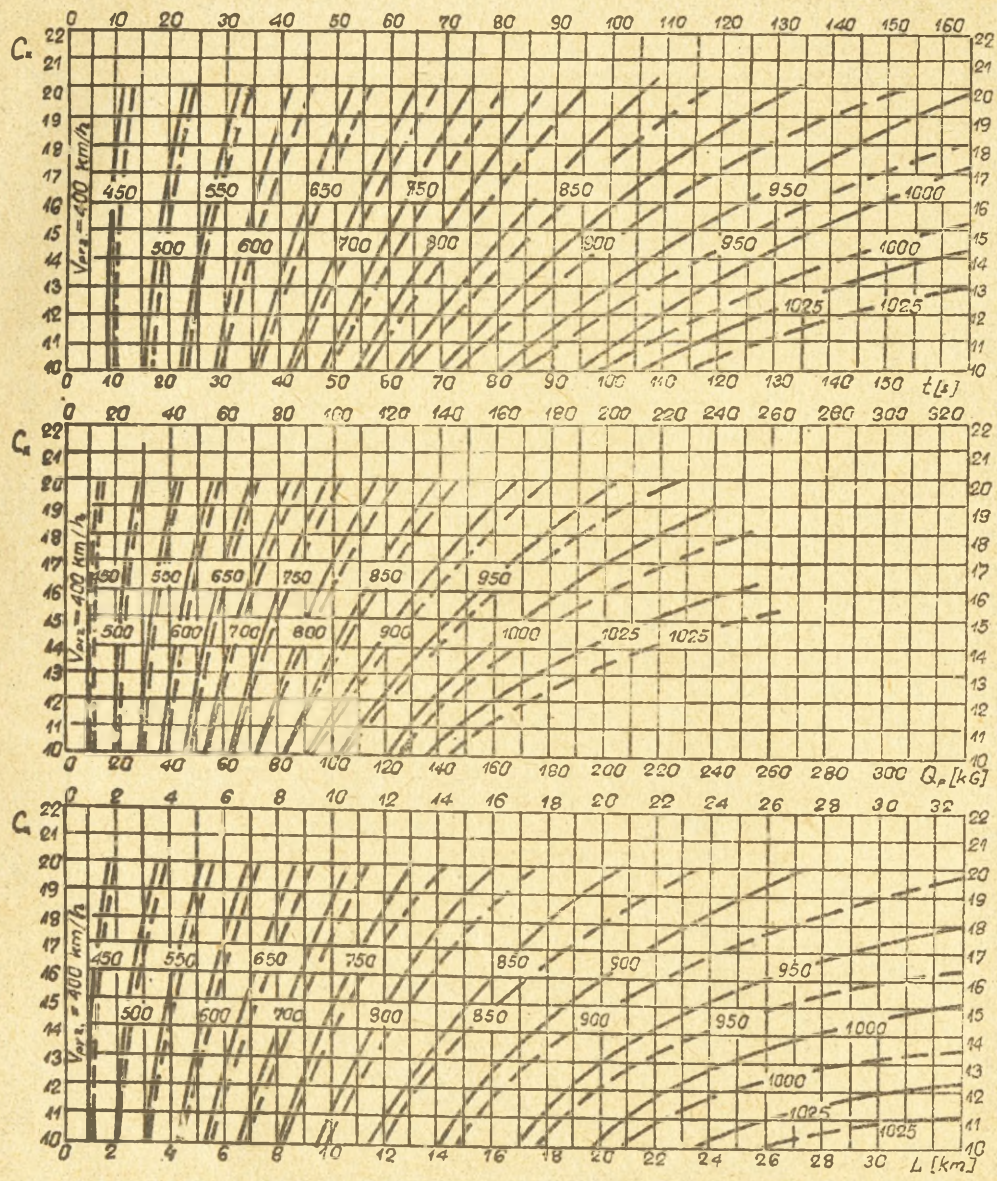



| (km) | 0 | 0,5 | 1,0 | 1,5 | 2,0 | 2,5 | 3,0 | 3,5 | 4,0 | 4,5 | 5,0 | 5,5 | 6,0 | 6,5 | 7,0 | 7,5 | 8,0 | 8,5 | 9,0 | 9,5 | 10,0 | 10,5 | 11,0 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| °C | +15 | +11,7 | +8,5 | +5,2 | +2 | -1,3 | -4,5 | -7,8 | -11 | -14,3 | -17,5 | -20 | -24 | -27,3 | -30,5 | -33,8 | -37 | -40,25 | -43,5 | -46 | -50 | -53,3 | -56,5 |

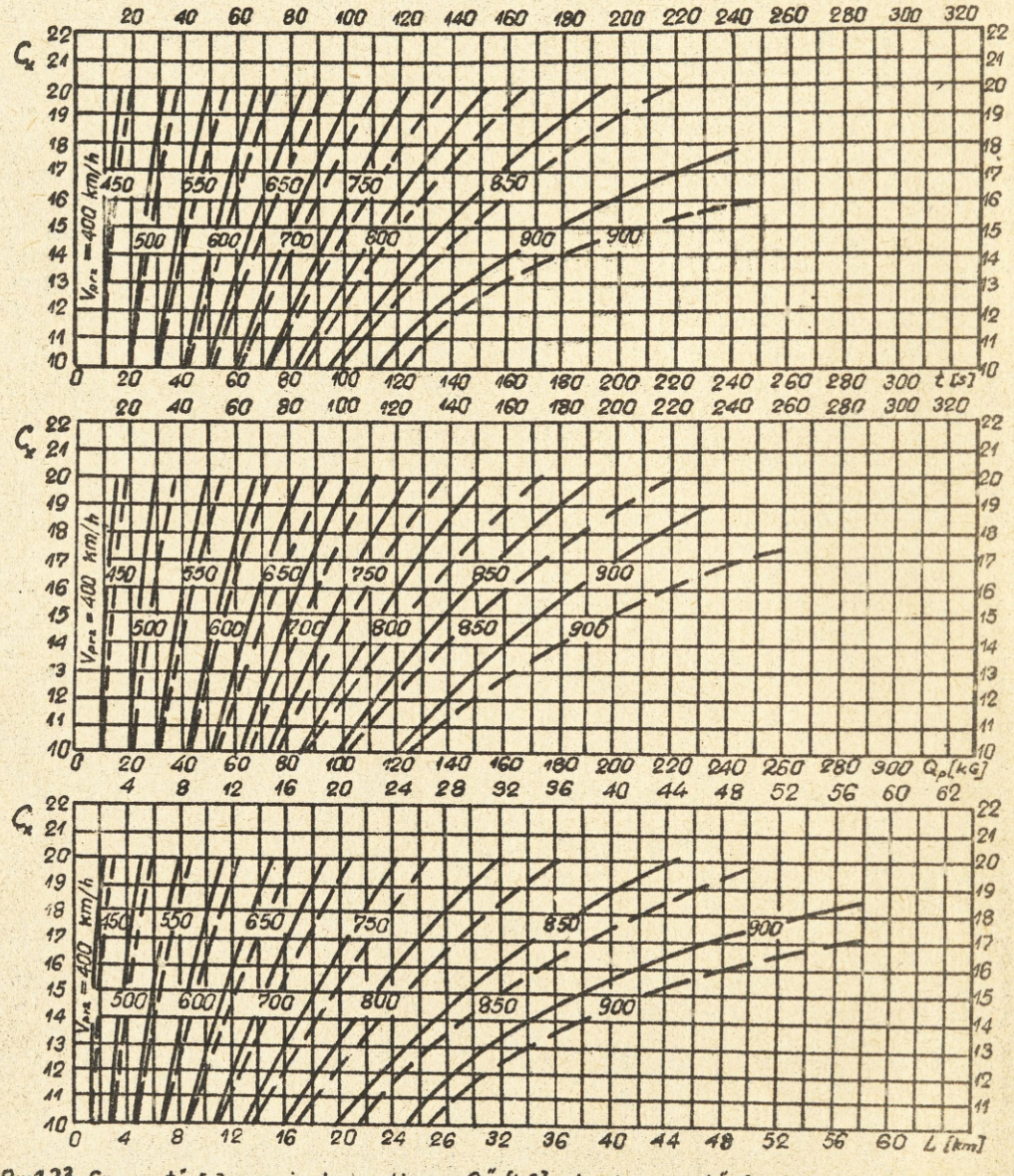
Rys. 1.20 Nomogram współzależności między przyrządową prędkością lotu $V_{prz}$ i odpowiadającymi jej liczbami „M" lotu (przyrządową „$M_{prz}$" i rzeczywistą „$M_{rz}$"), oraz wartością rzeczywistej prędkości lotu „$V_{rz}$" z uwzględnieniem poprawek aerodynamicznych i falowych.



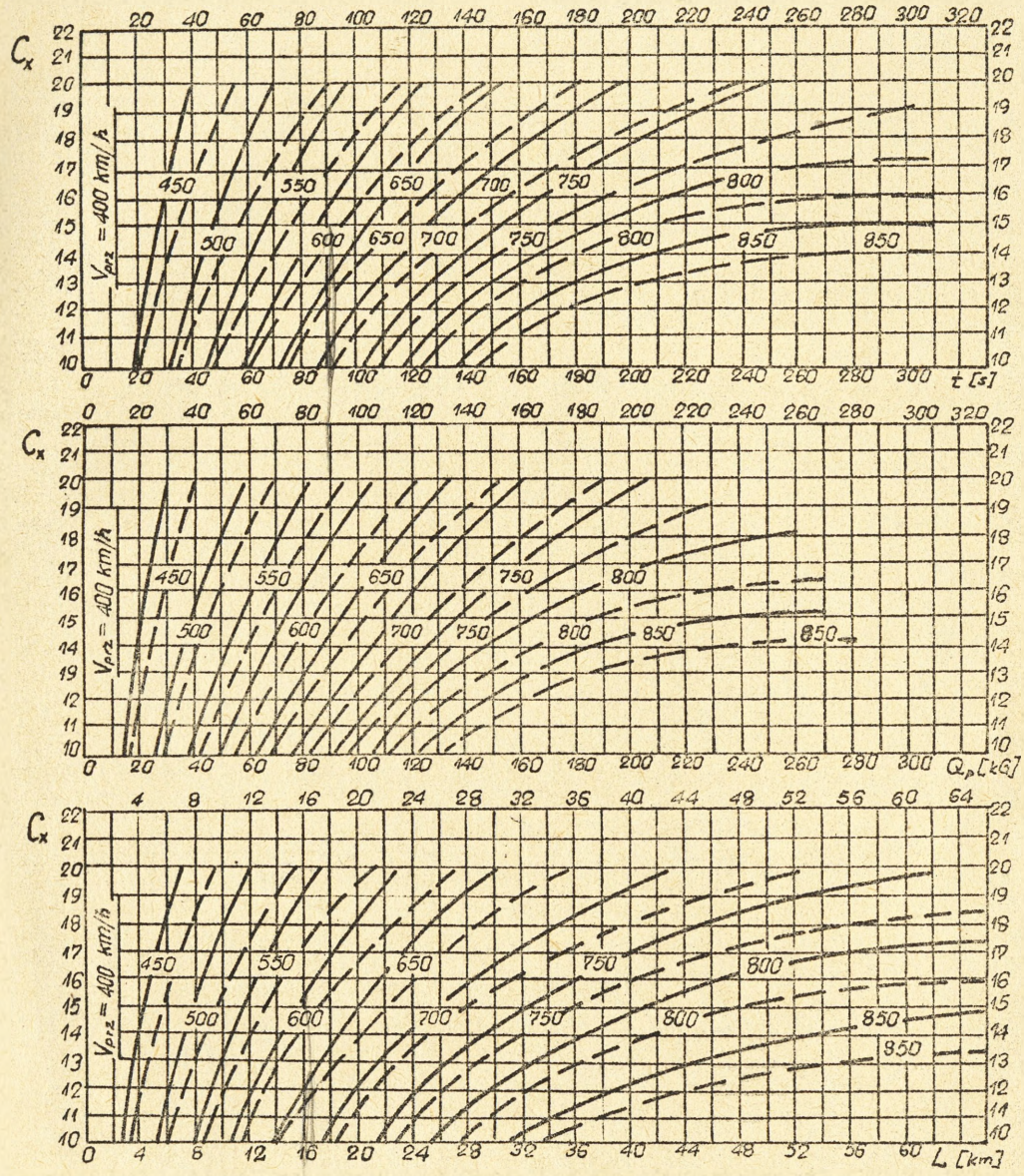

Rys.1.21 Wykres sumarycznych wartości poprawek aerodynamicznych i fałszywych przyrządowej wysokości lotu w zależności od przyrządowej prędkości lotu i wysokości barometrycznej.



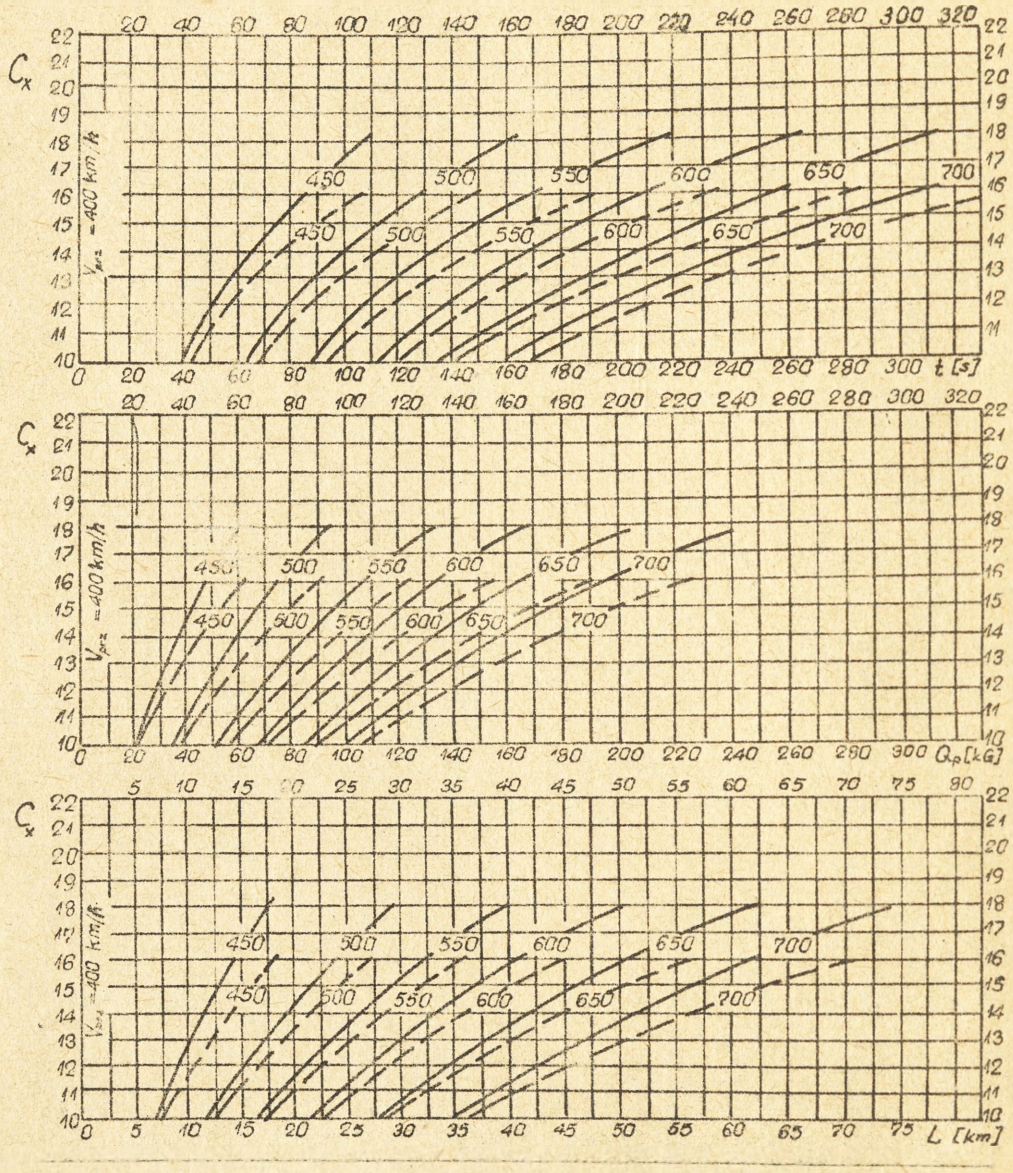

Rys. 1.12 Czas „t" [s], zużycie paliwa „$Q_p$" [kG] i droga L [km] przebyta podczas rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 500 m, na zakresie pracy silnika - maksymalnym (ZPSM), w warunkach:
——————— atmosfery standardowej
— — — — — temperatury atmosferycznej wyższej o 10°C od standardowej,
dla różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi współczynnikami oporu czołowego „$C_x$"



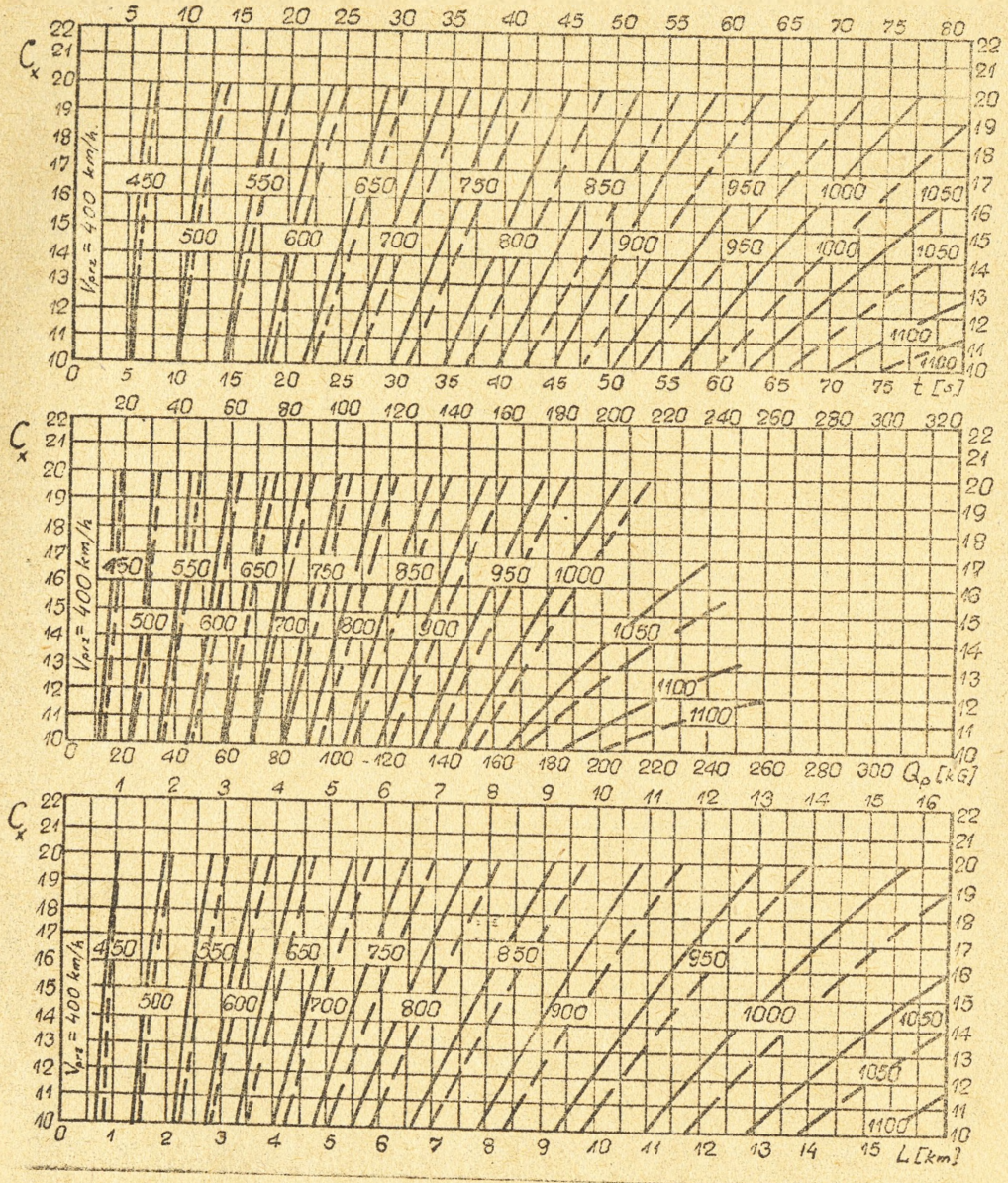

Rys.1.23 Czas „t" [s], zużycie paliwa „$Q_p$" [kG] i droga „L" [km] przebyta podczas rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 3000 m, na zakresie pracy silnika – maksymalnym (ZPSM) w warunkach:
——— atmosfery standardowej,
– – – – – temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od standardowej,
dla różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi współczynnikami oporu czołowego samolotu „$C_x$"



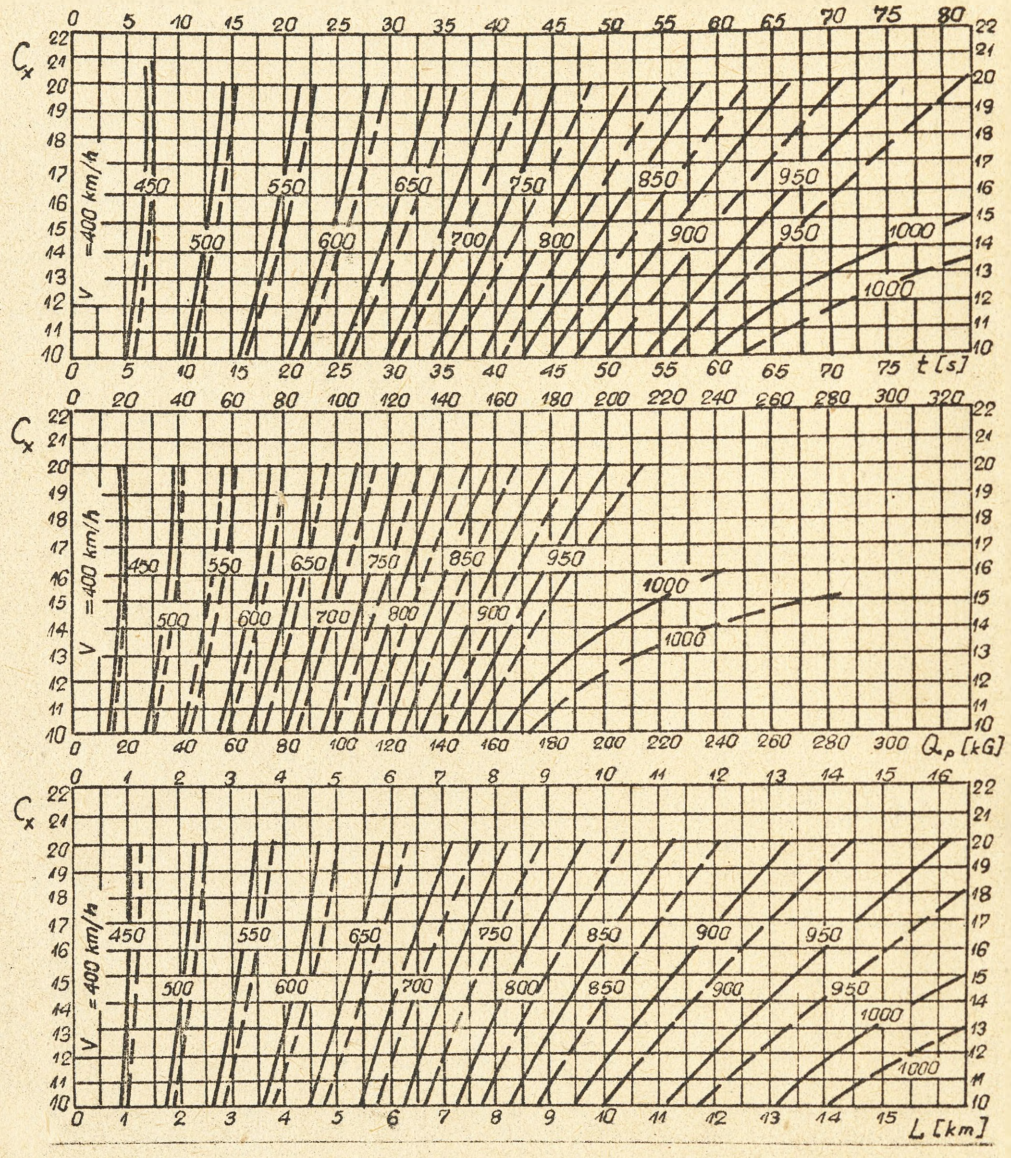

Rys.1.24 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 5000 m na zakresie pracy silnika - maksymalnym /ZPSM/ w warunkach:
——————— atmosfery wzorcowej /standardowej/;
- - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10° C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażony odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$



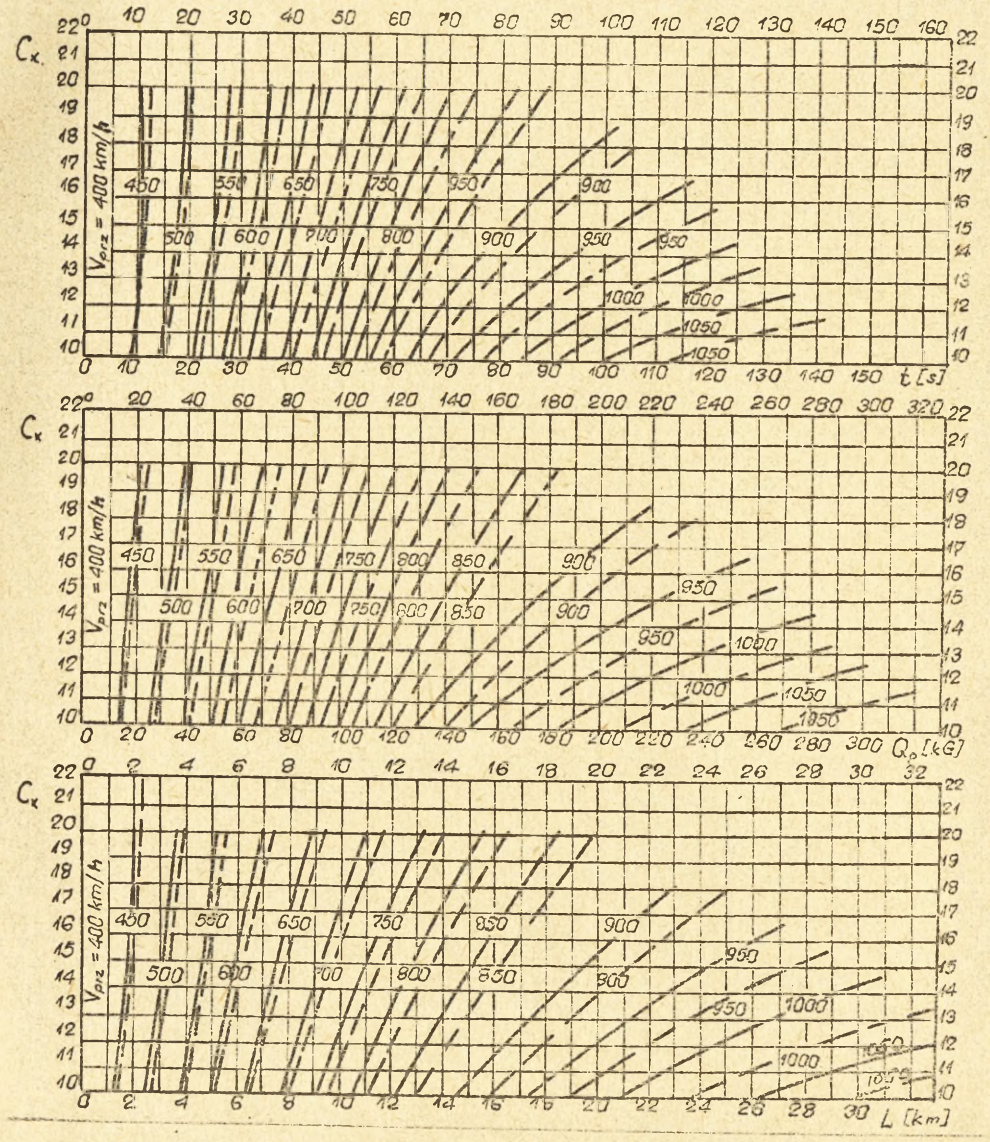

Rys.1.25 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 7000 m na zakresie pracy silnika - maksymalnym /ZPSM/ w warunkach: ——— atmosfery wzorcowej /standardowej/; - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej; z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$.



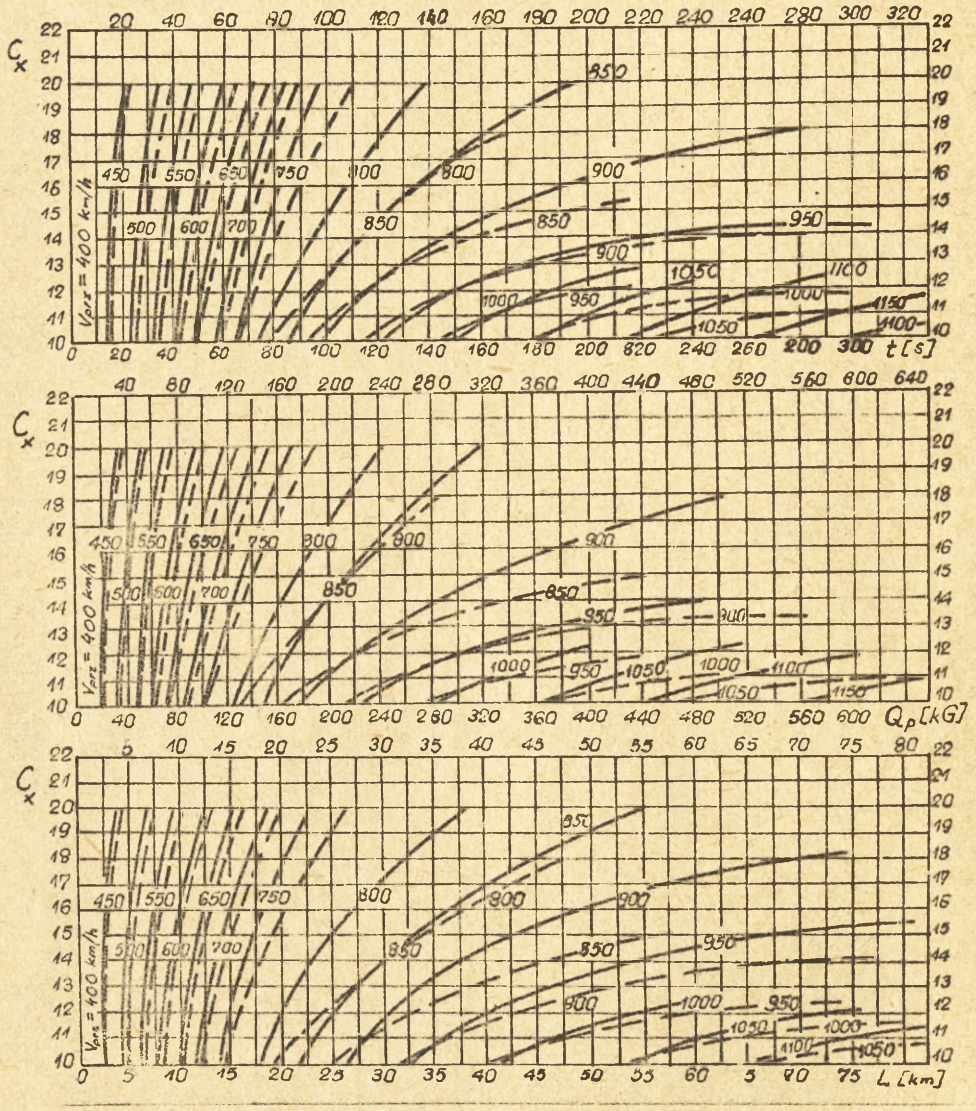

Rys.126 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 500 m na zakresie pracy silnika z minimalnym dopalaniem /ZPSMD/ w warunkach : ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego C



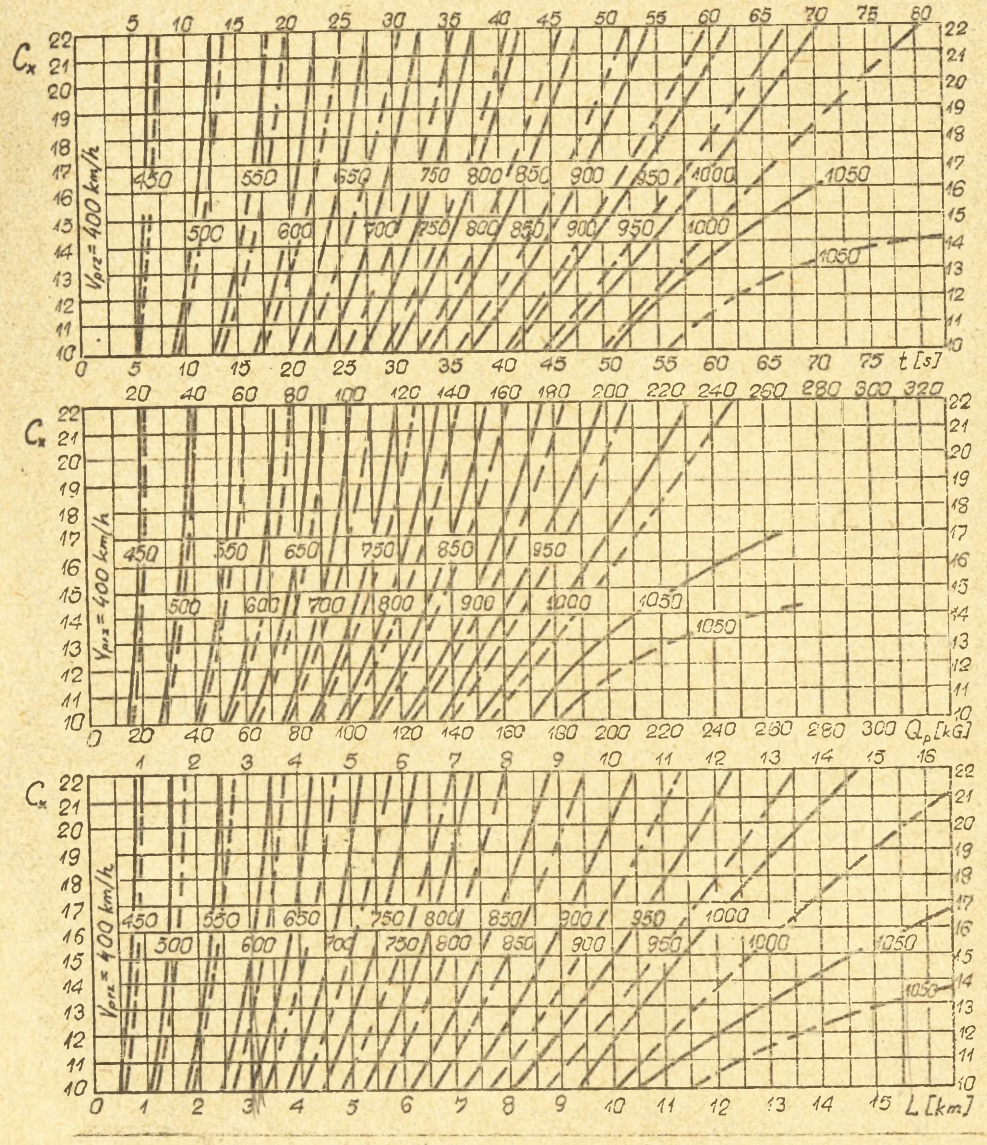

Rys.1.27 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 3000 m na zakresie pracy silnika z minimalnym dopalaniem /ZPSMD/ w warunkach : ——— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$



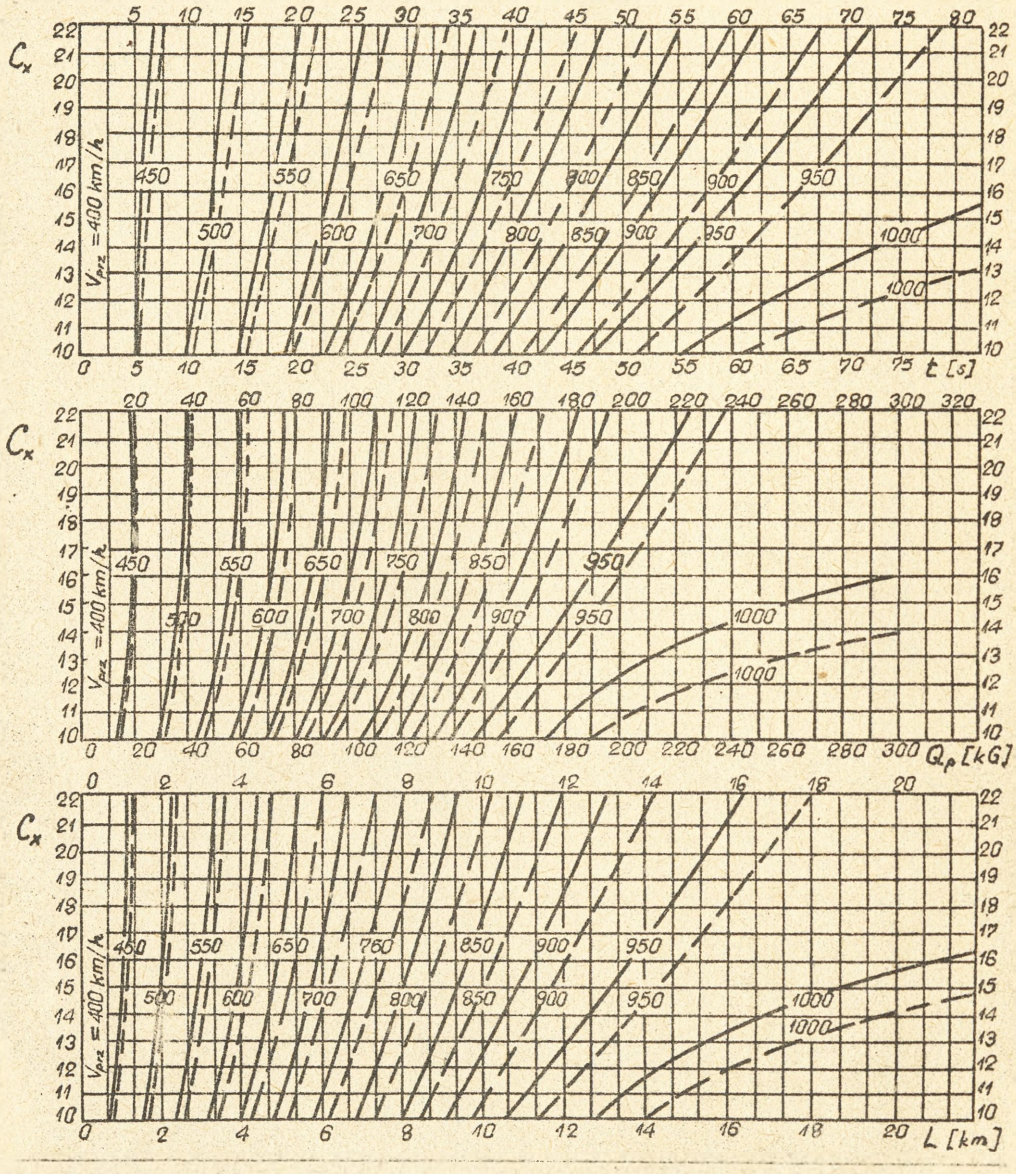

Rys.1.28 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 5000 m na zakresie pracy silnika z minimalnym dopalaniem /ZPSMD/ w warunkach: ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$.



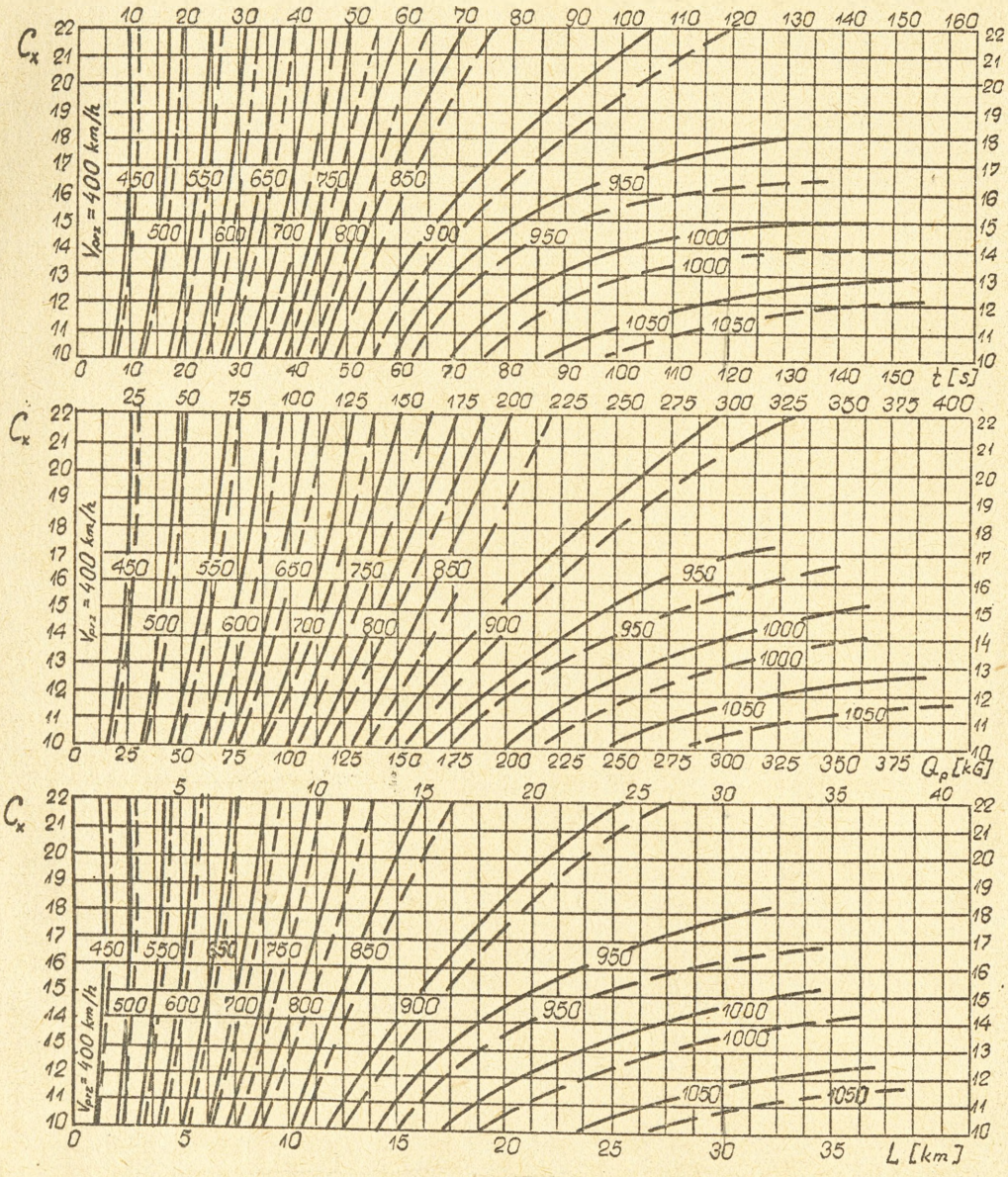

Rys.1.29 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 7000 m na zakresie pracy silnika z minimalnym dopalaniem /ZPSMD/ w warunkach : ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$



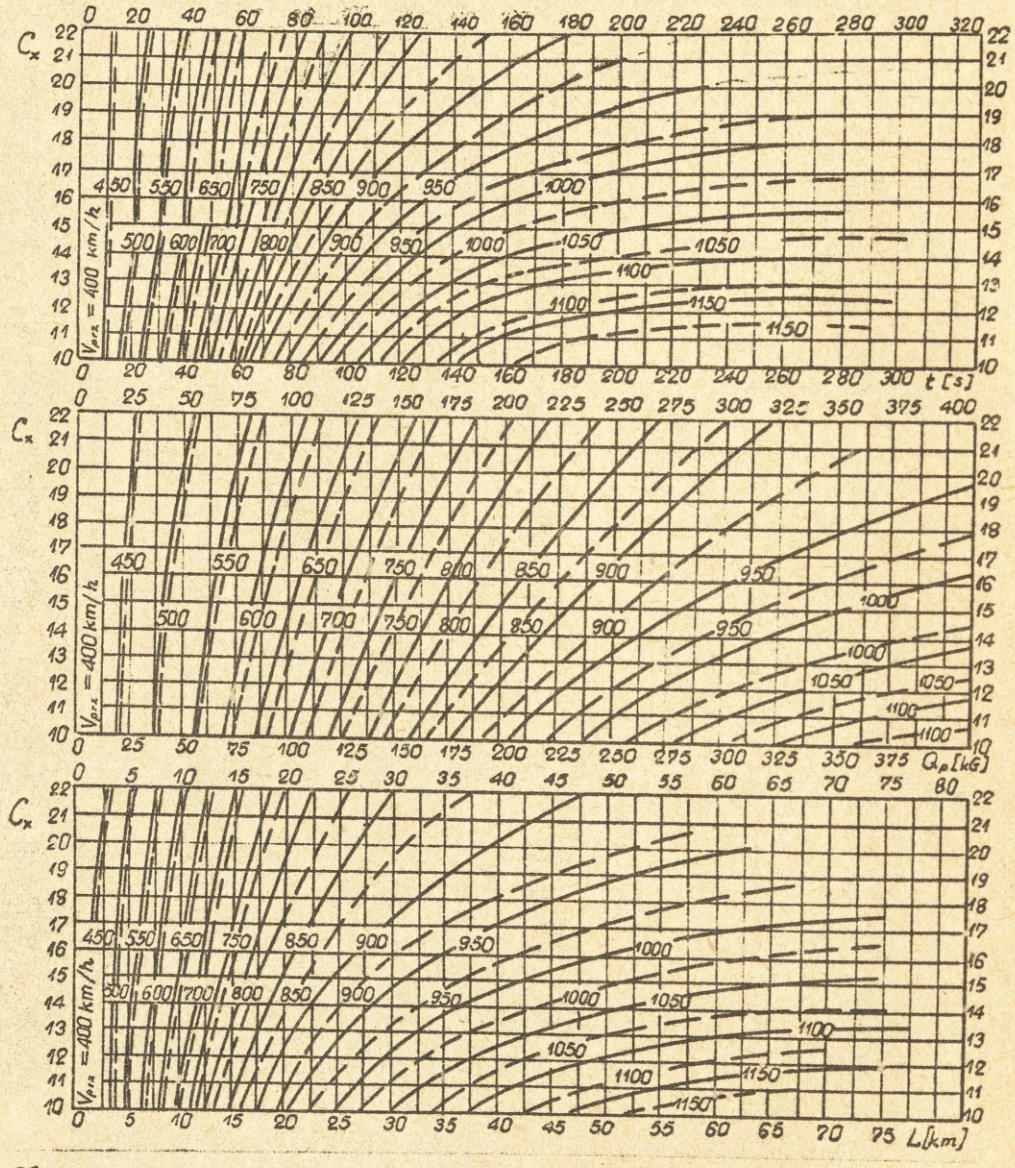

Rys.130 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 500 m na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w warunkach: ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$



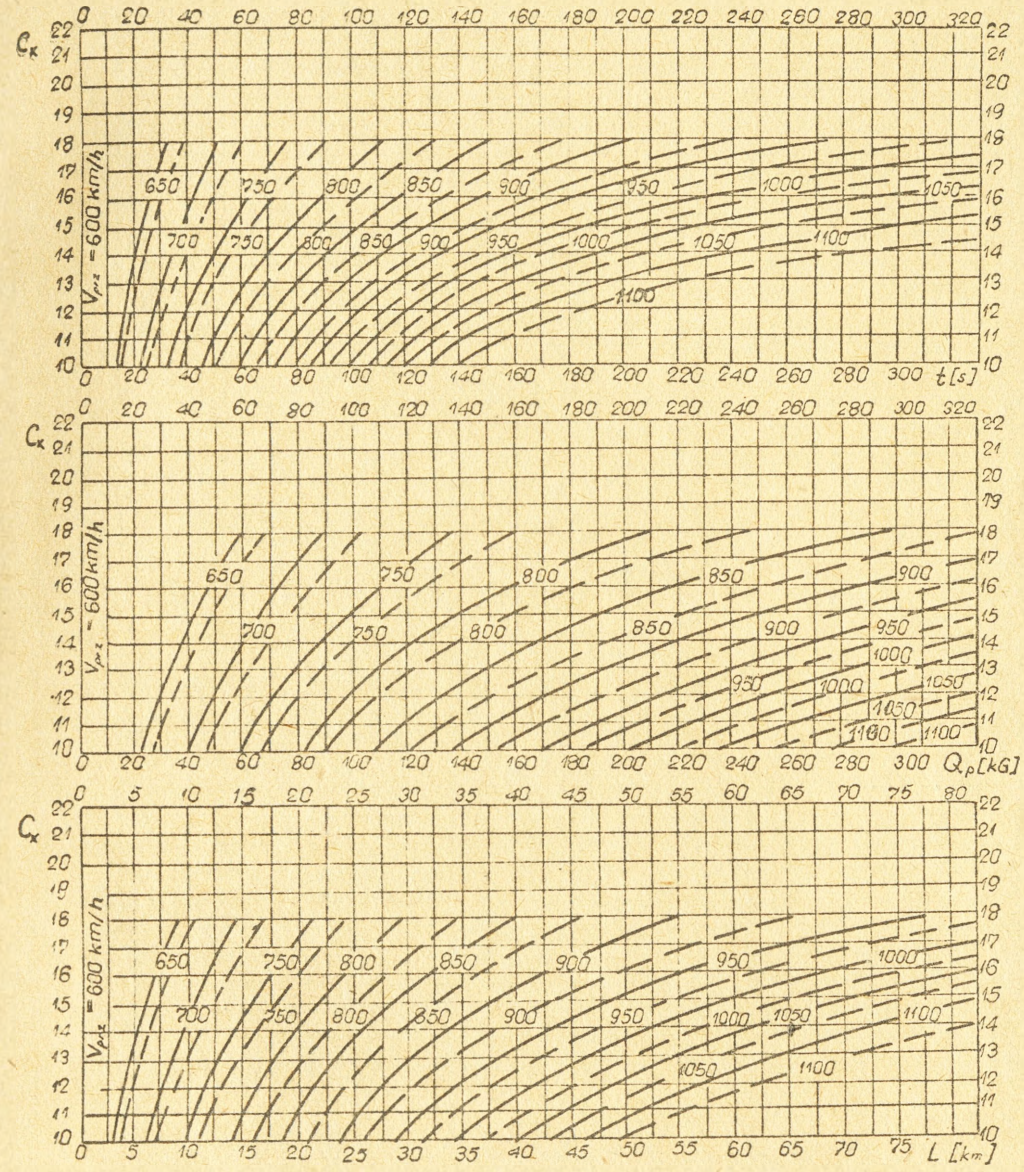

Rys.1.31 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 3000 m na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w warunkach: ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$



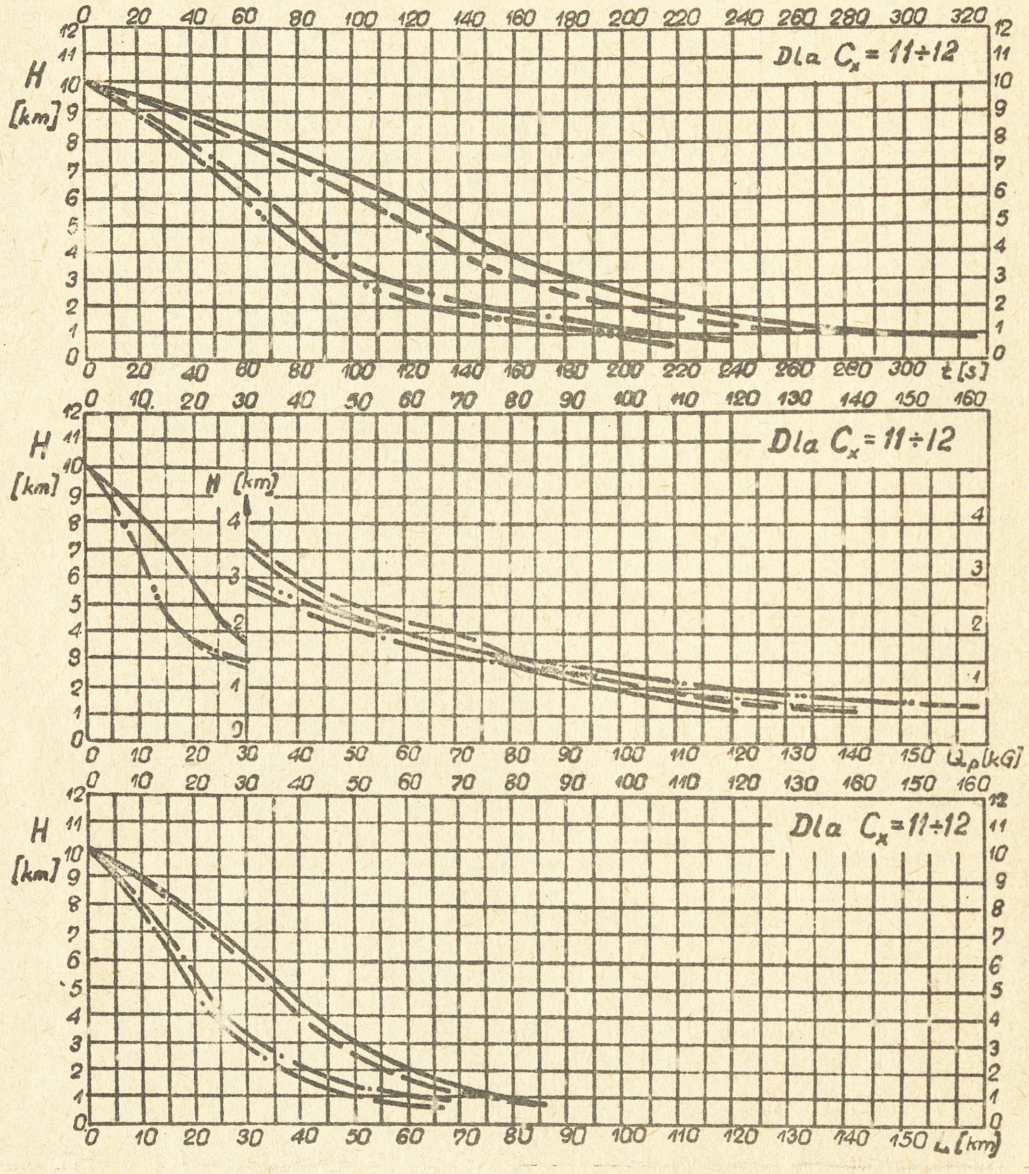

Rys.1.32 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 5000 m na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w warunkach: ——— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartosciami współczynnika oporu czołowego $C_x$.




Rys.1.33 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 7000 m na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w warunkach: ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednimi wartościami współczynnika oporu czołowego $C_x$




Rys.1.34 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu po prostej na wysokości H = 10000 m na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w warunkach: ———— atmosfery standardowej oraz - - - - - - temperatury atmosferycznej wyższej o 10 °C od wartości odpowiadających atmosferze standardowej, z uwzględnieniem różnych wariantów obciążenia zewnętrznego, wyrażonych odpowiednim współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ .



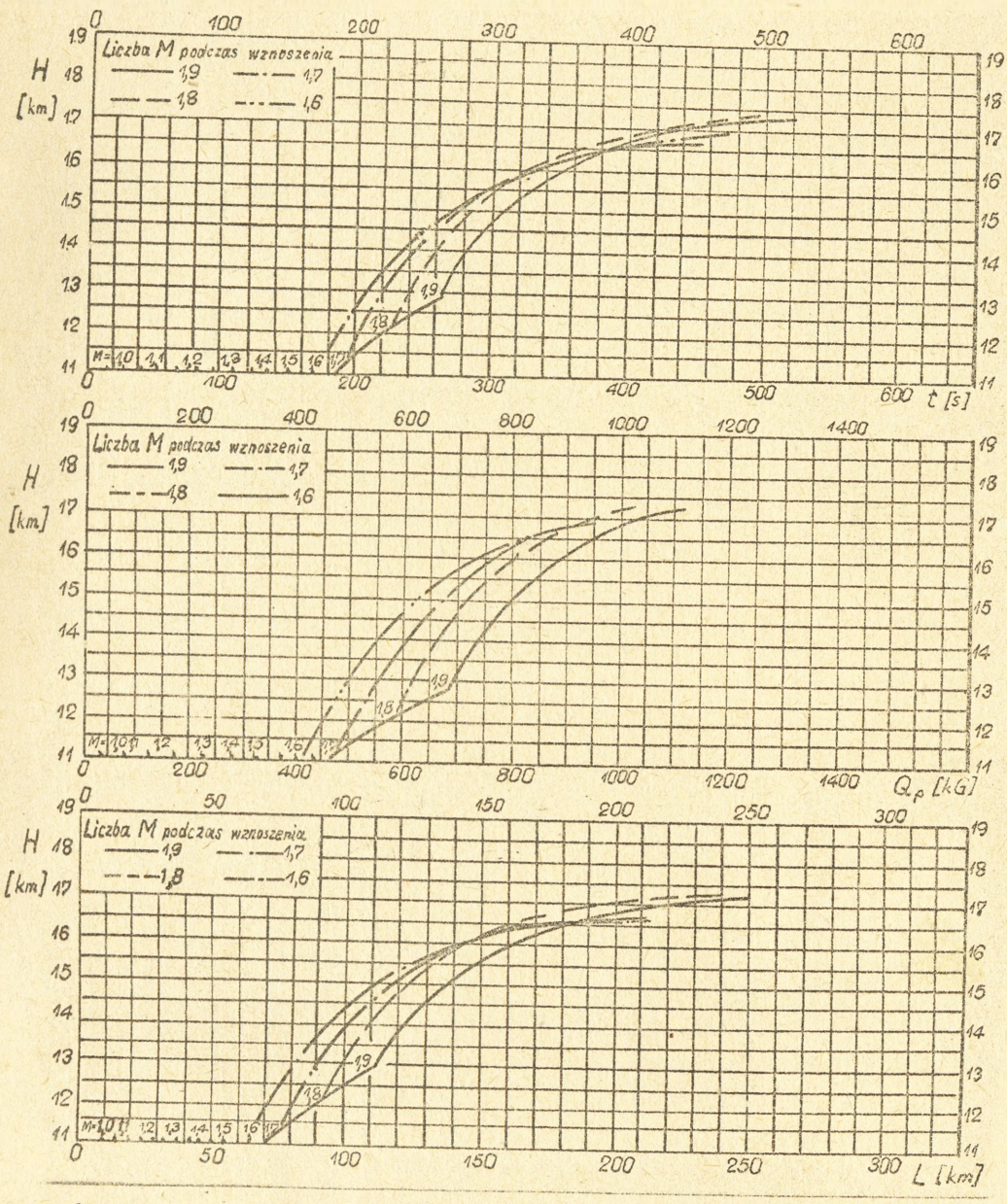

Rys.135 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ zniżania się samolotu w przedziale wysokości H = 10000 ÷ 600 m w warunkach :

———— $V_{rz}$ = 900 km/h po torze prostoliniowym;

— ¦ — . — $V_{rz}$ = 1000 km/h po torze prostoliniowym;

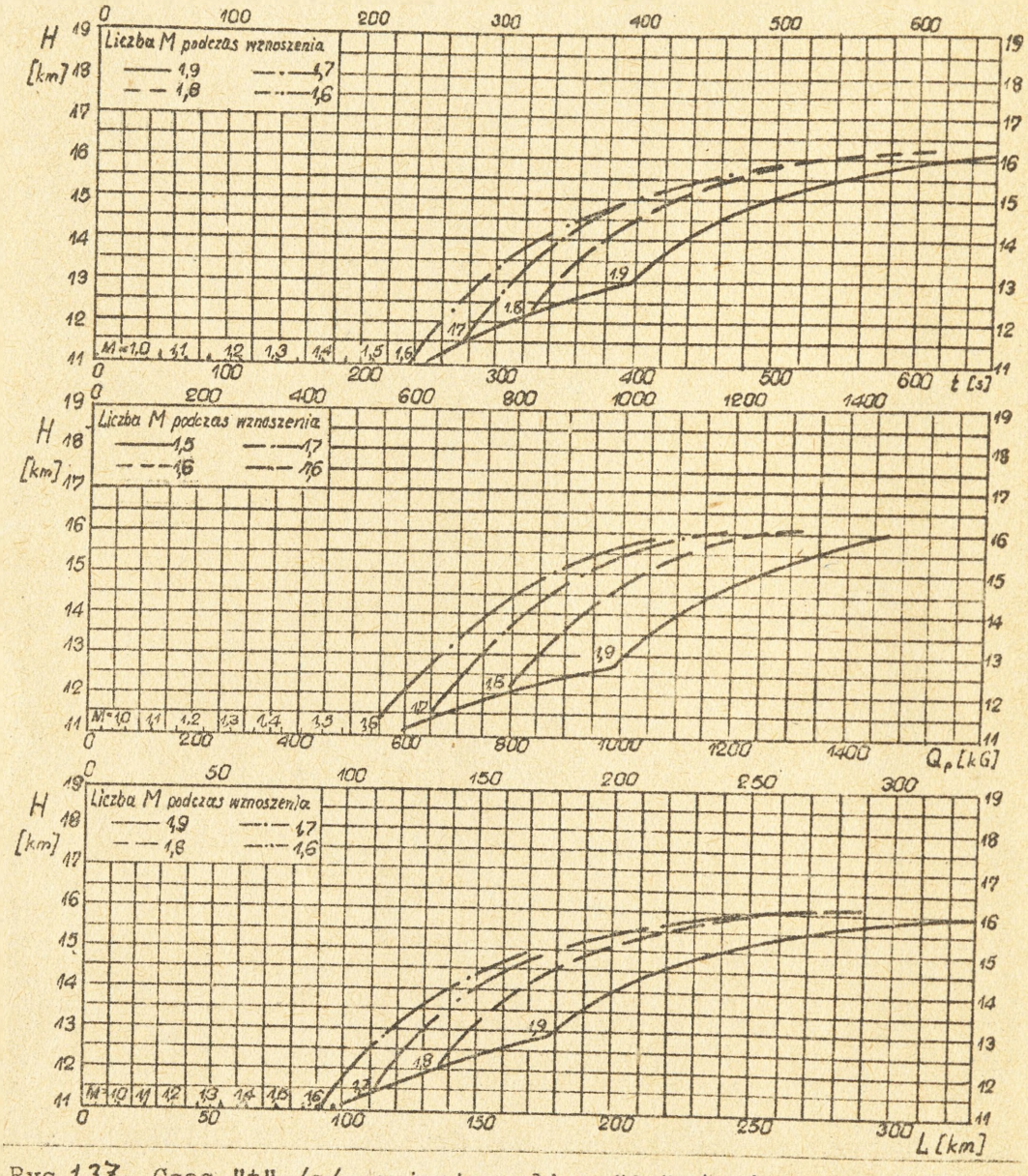
– – – – – – – $V_{rz}$ = 900 km/h po torze krzywoliniowym - w zakręcie wykonywanym z kątem przechylenia $\delta$ = 20°

— ••—••— $V_{rz}$ = 1000 km/h po torze krzywoliniowym - zakręcie wykonywanym z kątem przechylenia $\delta$ = 20°



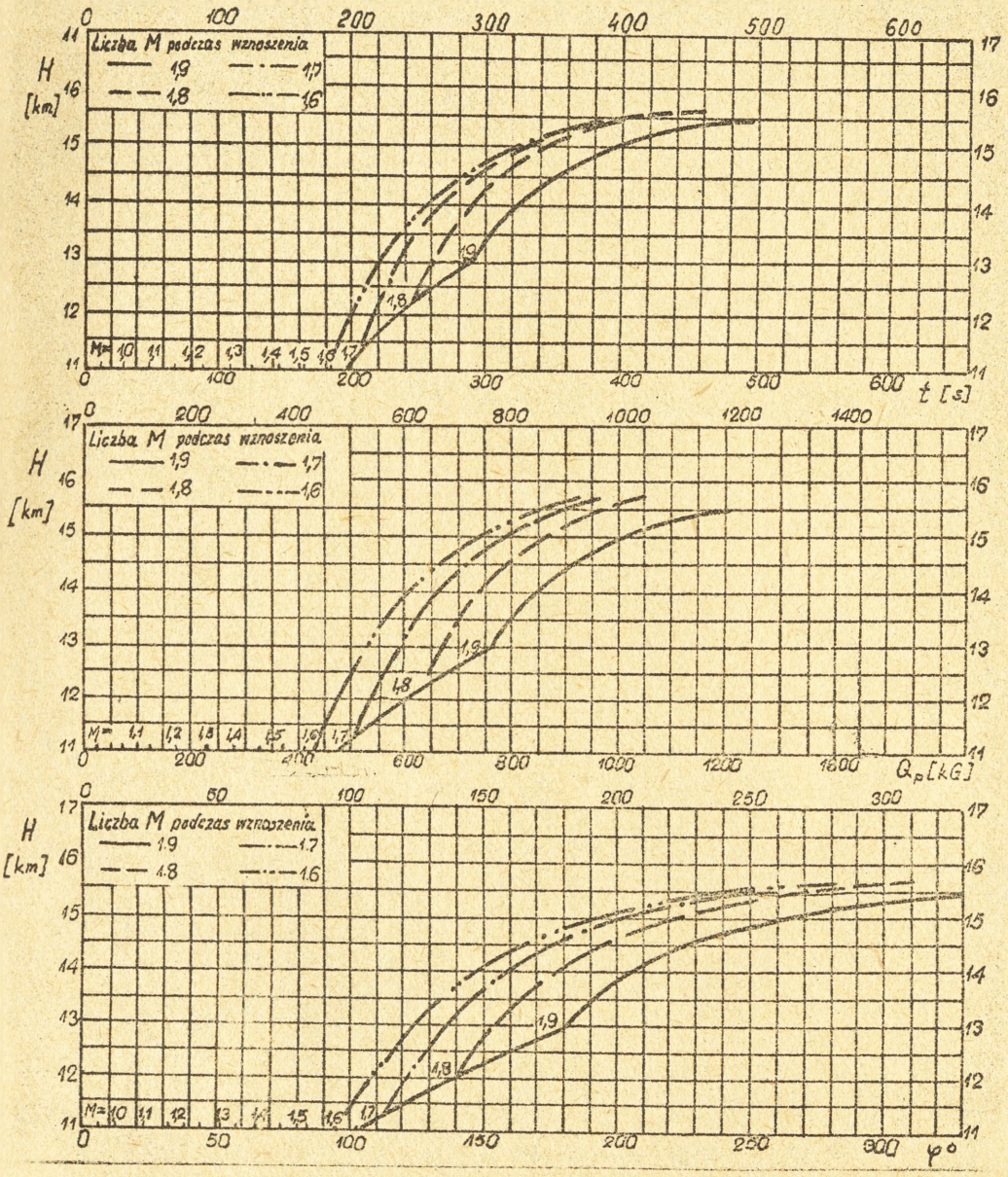

Rys.1.36 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze prostoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym :
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x$ = 12 ;
- temperatura atmosferyczna - standardowa;
- warunki początku rozpędzania : H=11000 m oraz M = 0,9

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".




Rys.1.37 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze prostoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 12$ ;
- temperatura atmosferyczna - o 10 °C wyższa od standardowej;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9

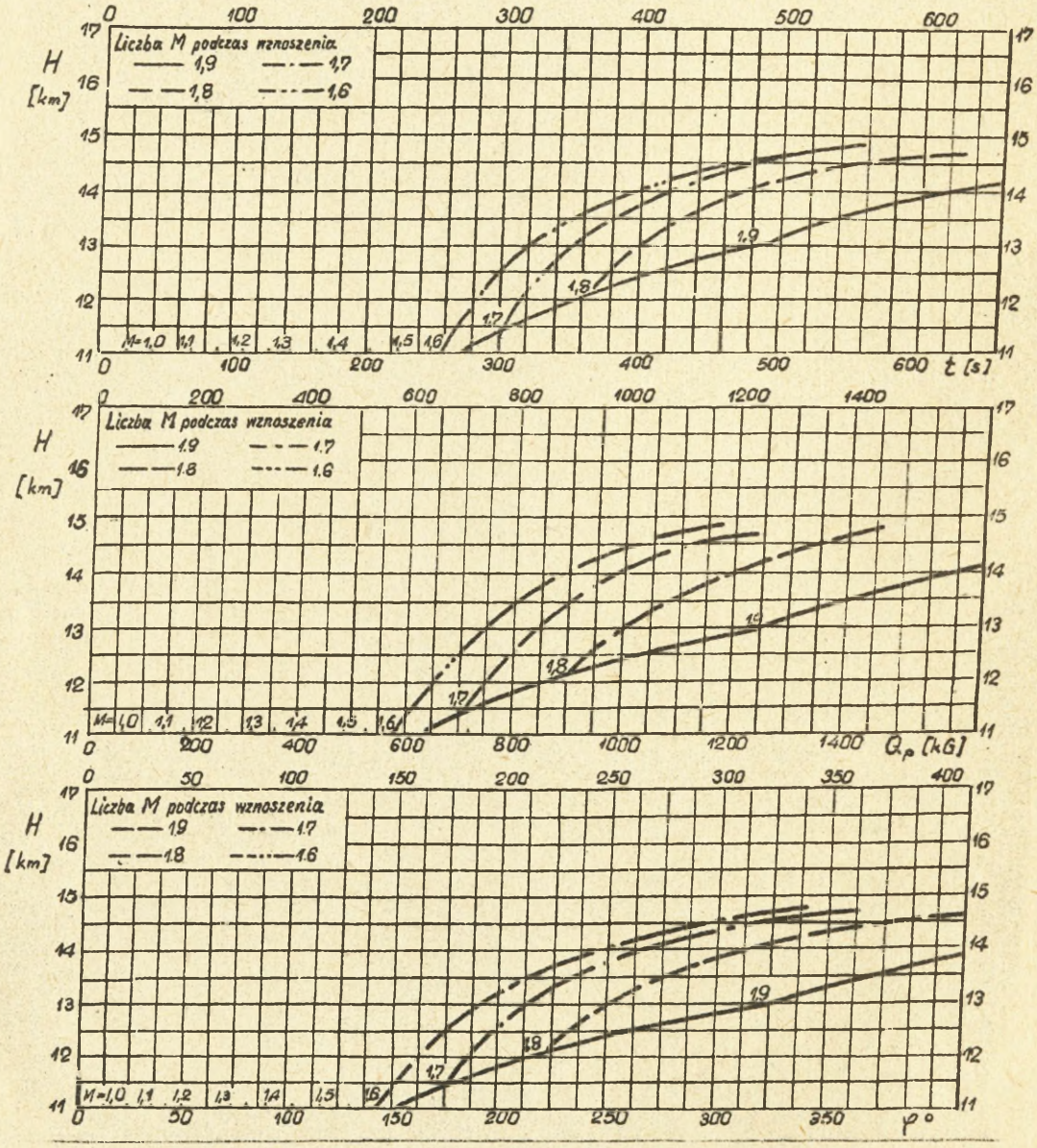
Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".




Rys.1.38 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ oraz droga kątowa "$\varphi$" /kąt zakrętu/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze krzywoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:

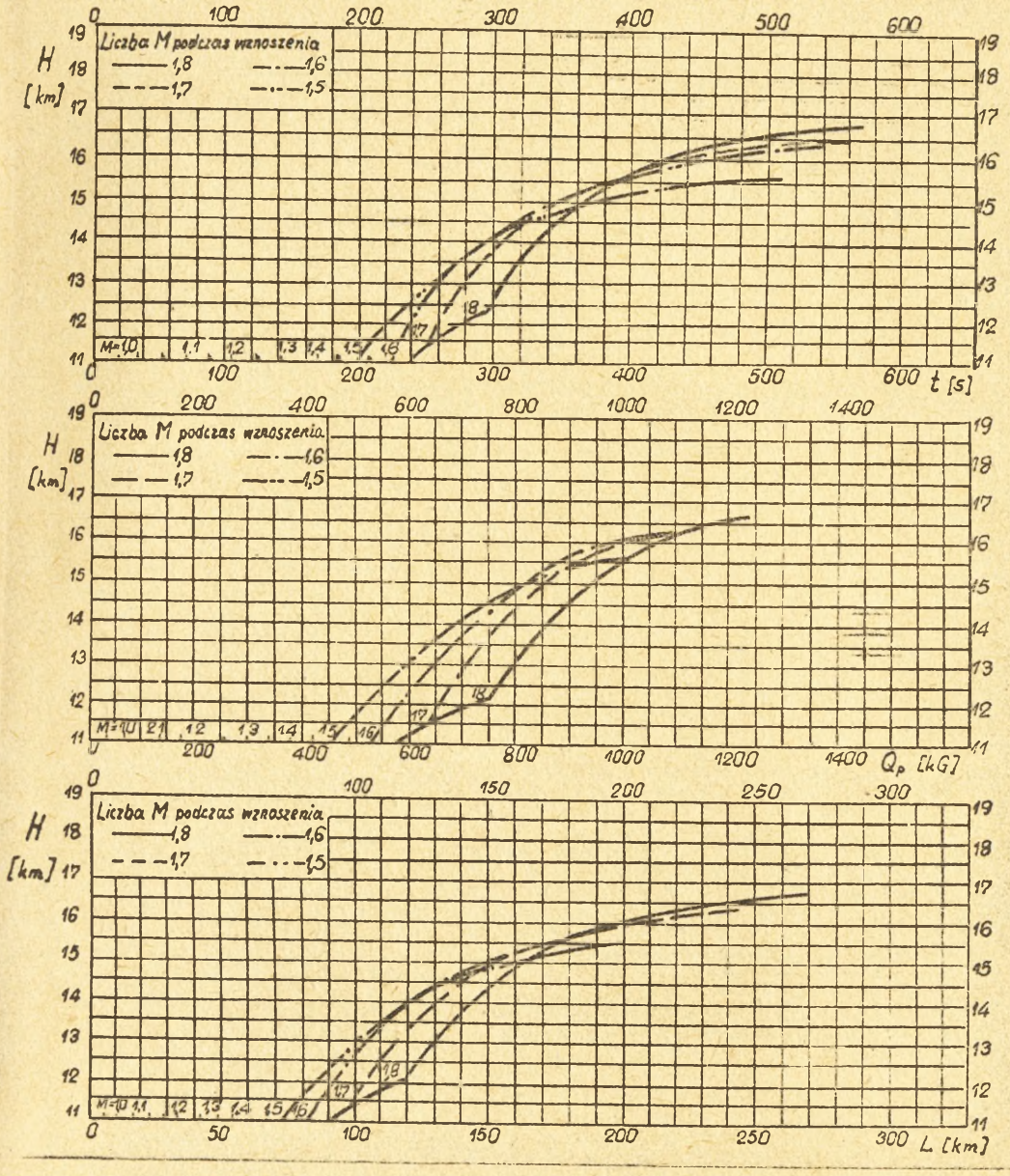
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 12$ ;
- temperatura atmosferyczna - standardowa;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9 ;
- promień zakrętu toru krzywoliniowego - R = 40 km

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".



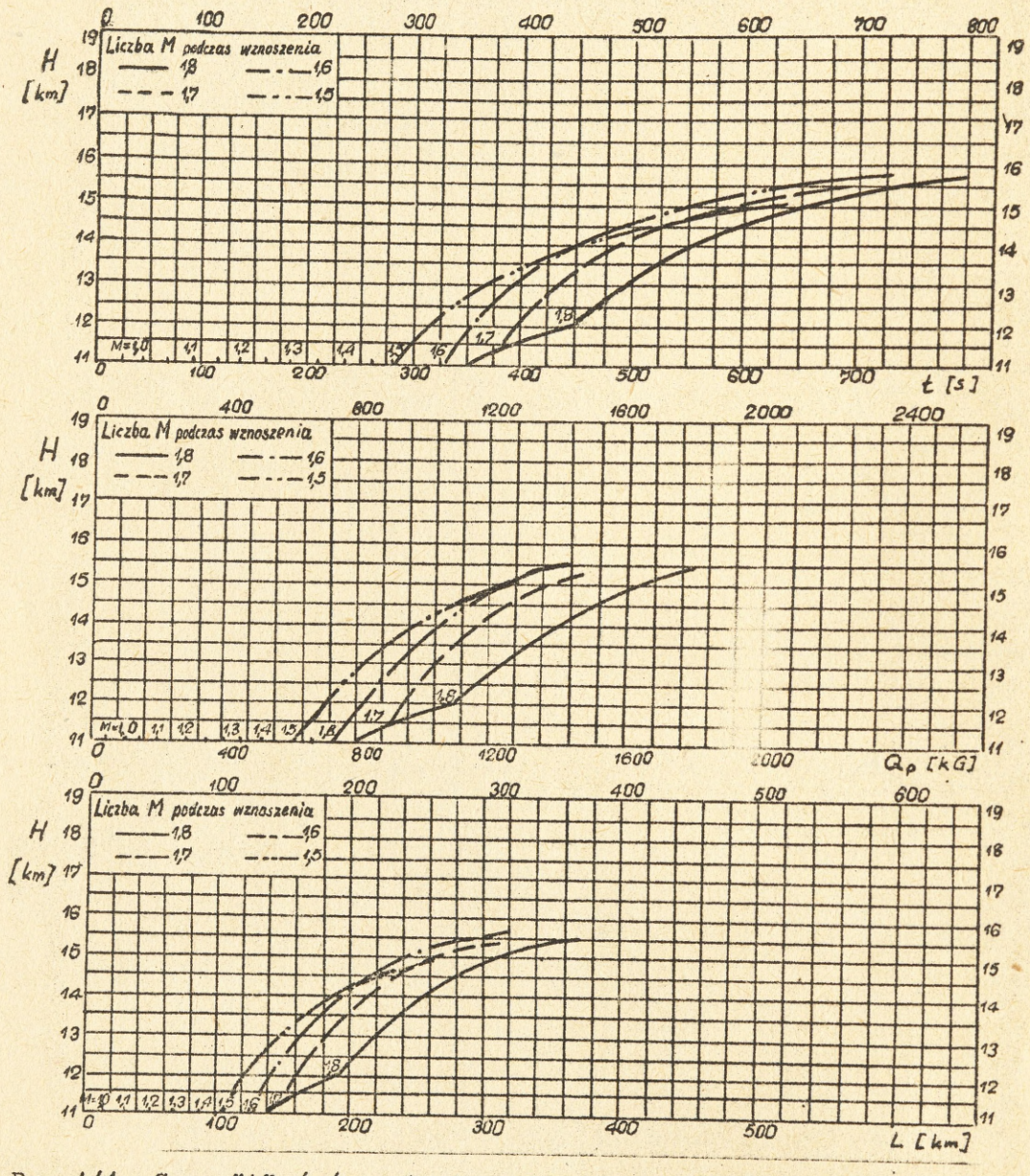

Rys.1.39 Czas "t" /s/, zużycia paliwa "$Q_p$" /kG/ oraz droga kątowa $\varphi^\circ$ /kąt zakrętu/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze krzywoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 12$ ;
- temperatura atmosferyczna – o 10 °C wyższa od standardowej;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz liczba M=0,9;
- promień zakrętu toru krzywoliniowego - R= 40 km.

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".



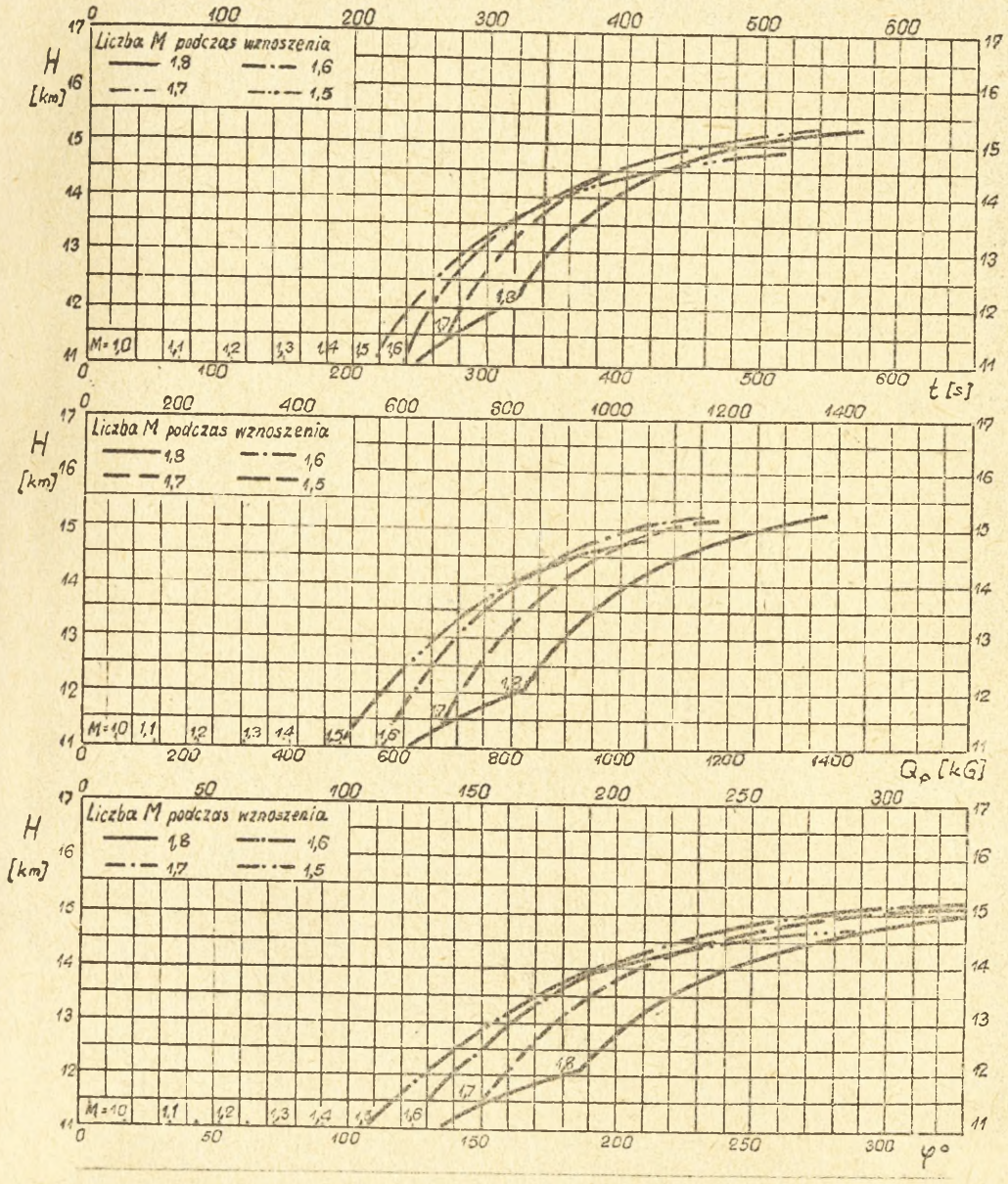

Rys.1.40 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze prostoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 13$ ;
- temperatura atmosferyczna - standardowa;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9.

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".



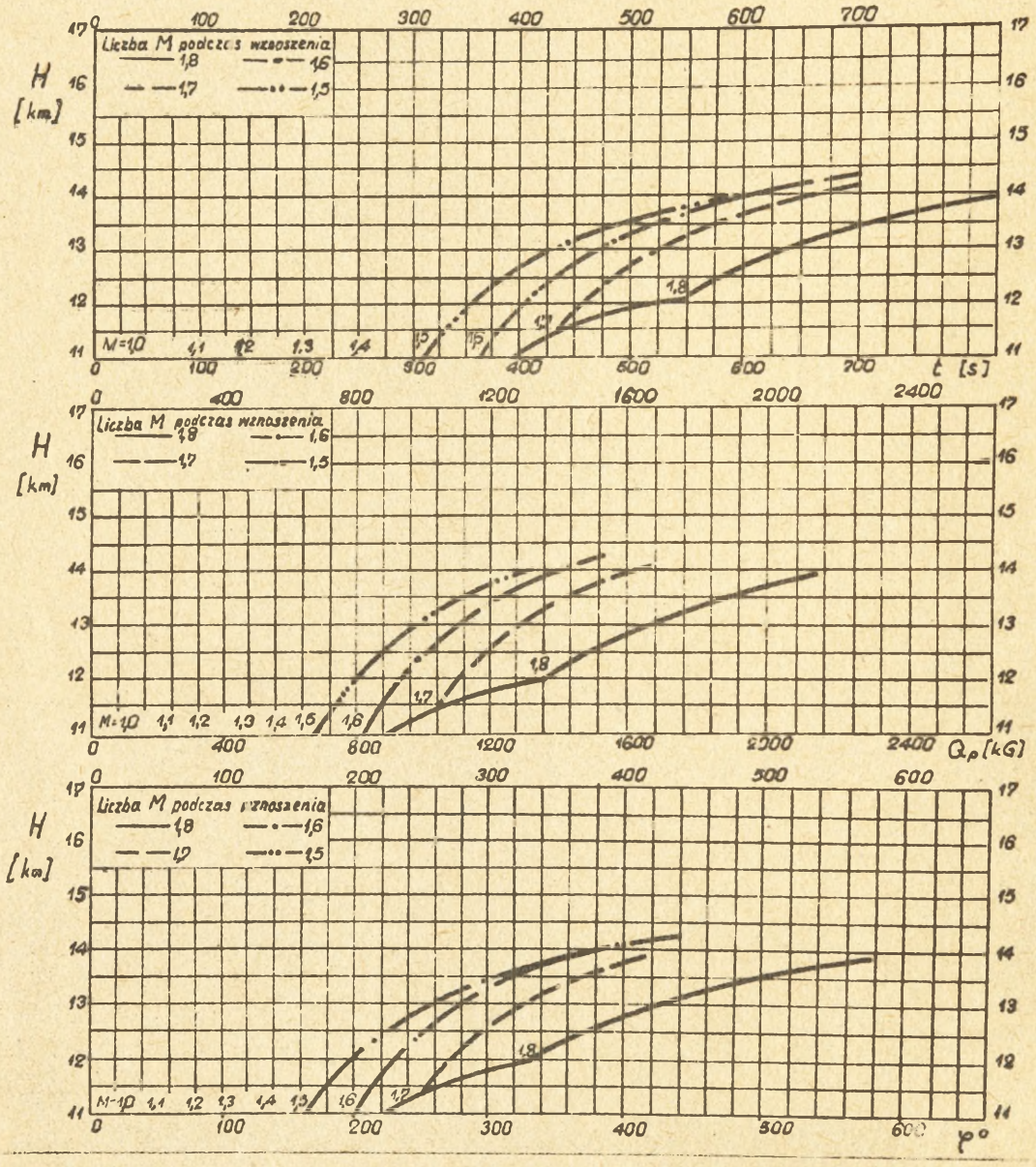

Rys.1.41 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga "L" /km/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze prostoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 13$ ;
- temperatura atmosferyczna - o 10 °C wyższa od standardowej
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9.

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".



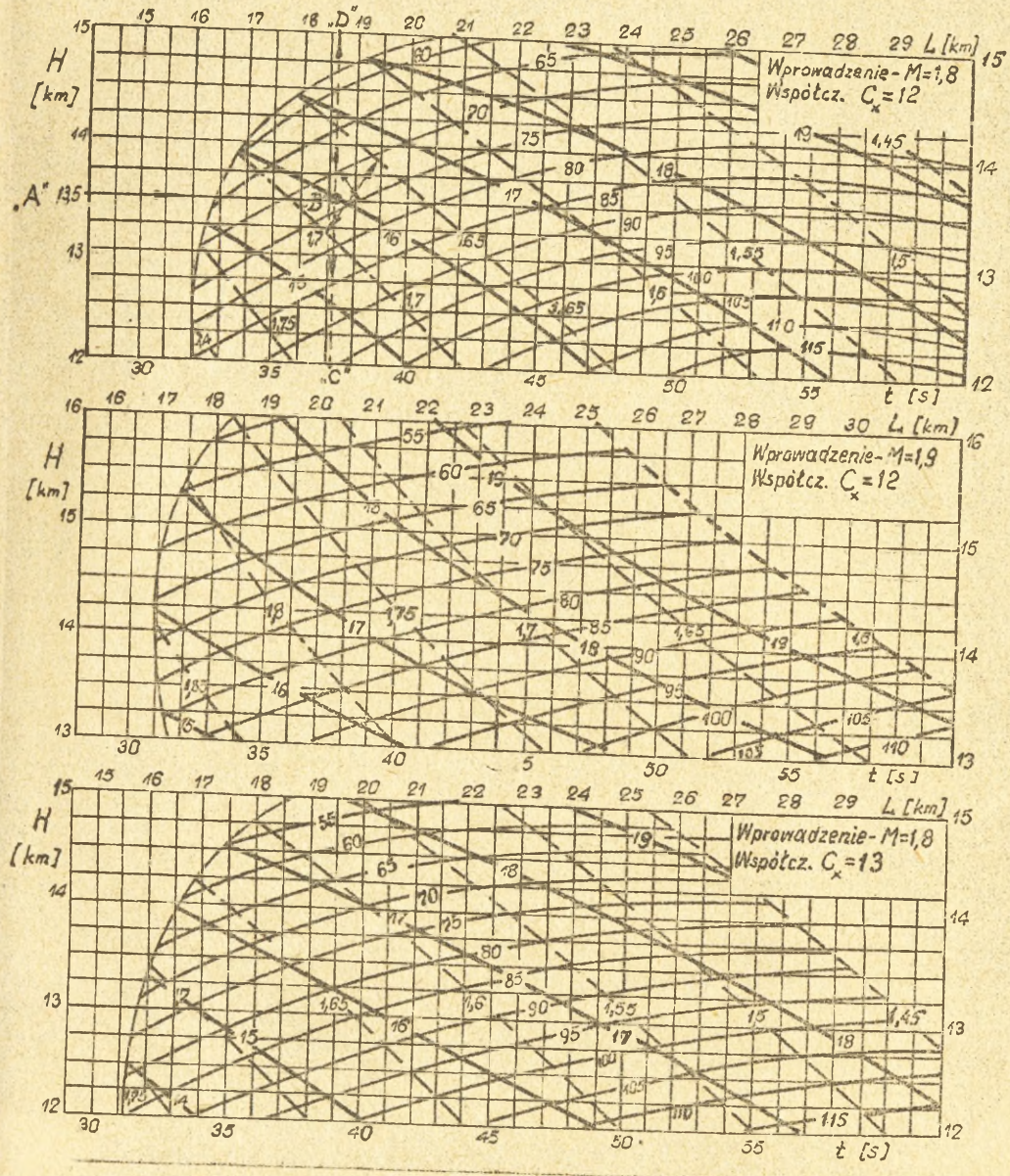

Rys.1.42 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga kątowa "$\varphi$" /kąt zakrętu/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze krzywoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x = 13$ ;
- temperatura atmosferyczna - standardowa;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9 ;
- promień zakrętu toru krzywoliniowego: R = 40 km.

Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".

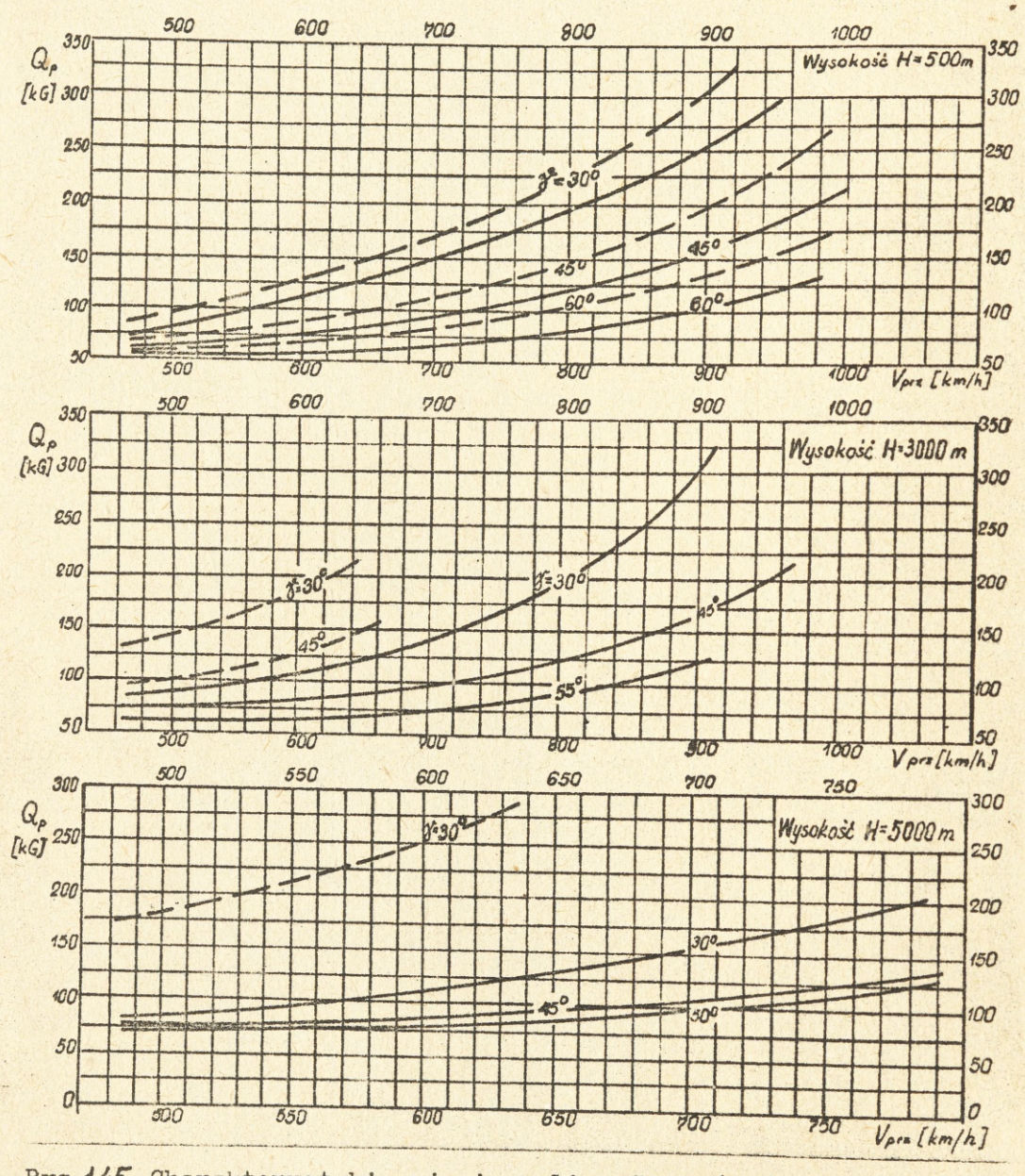



Rys.1.43 Czas "t" /s/, zużycie paliwa "$Q_p$" /kG/ i droga kątowa $\varphi^\circ$ /kąt zakrętu/ rozpędzania samolotu z jednoczesnym wznoszeniem się na pułap po torze krzywoliniowym z różnymi liczbami "M" przy czym,:
- współczynnik oporu czołowego samolotu $C_{x_0} = 13$ ;
- temperatura atmosferyczna - o 10 °C wyższa od standardowej;
- warunki początku rozpędzania: H = 11000 m oraz M = 0,9 ;
- promień zakrętu toru krzywoliniowego: R = 40 km.

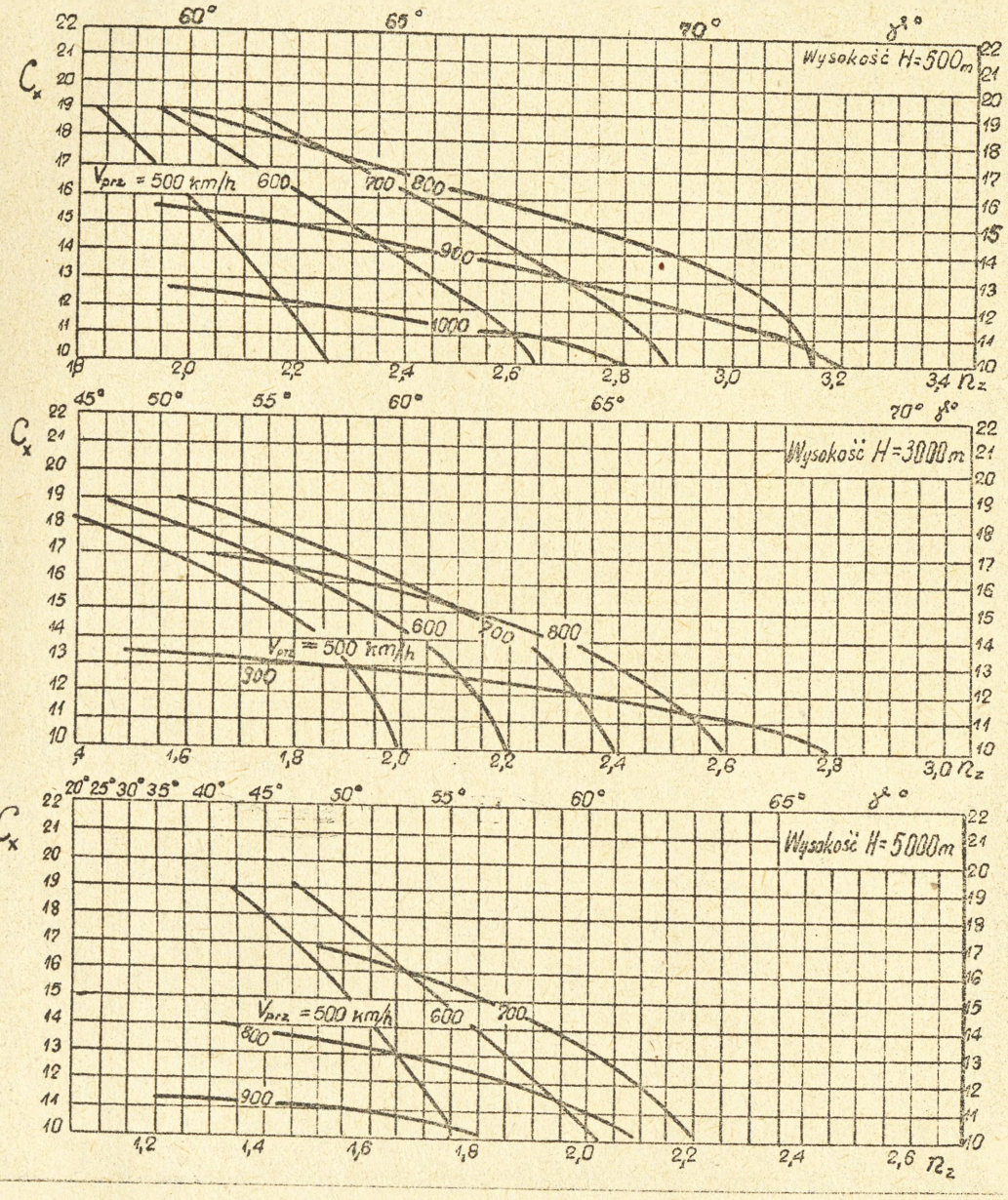
Uwaga: Linie ciągłe odpowiadają "Ustalonemu, podstawowemu programowi wznoszenia na pułap".



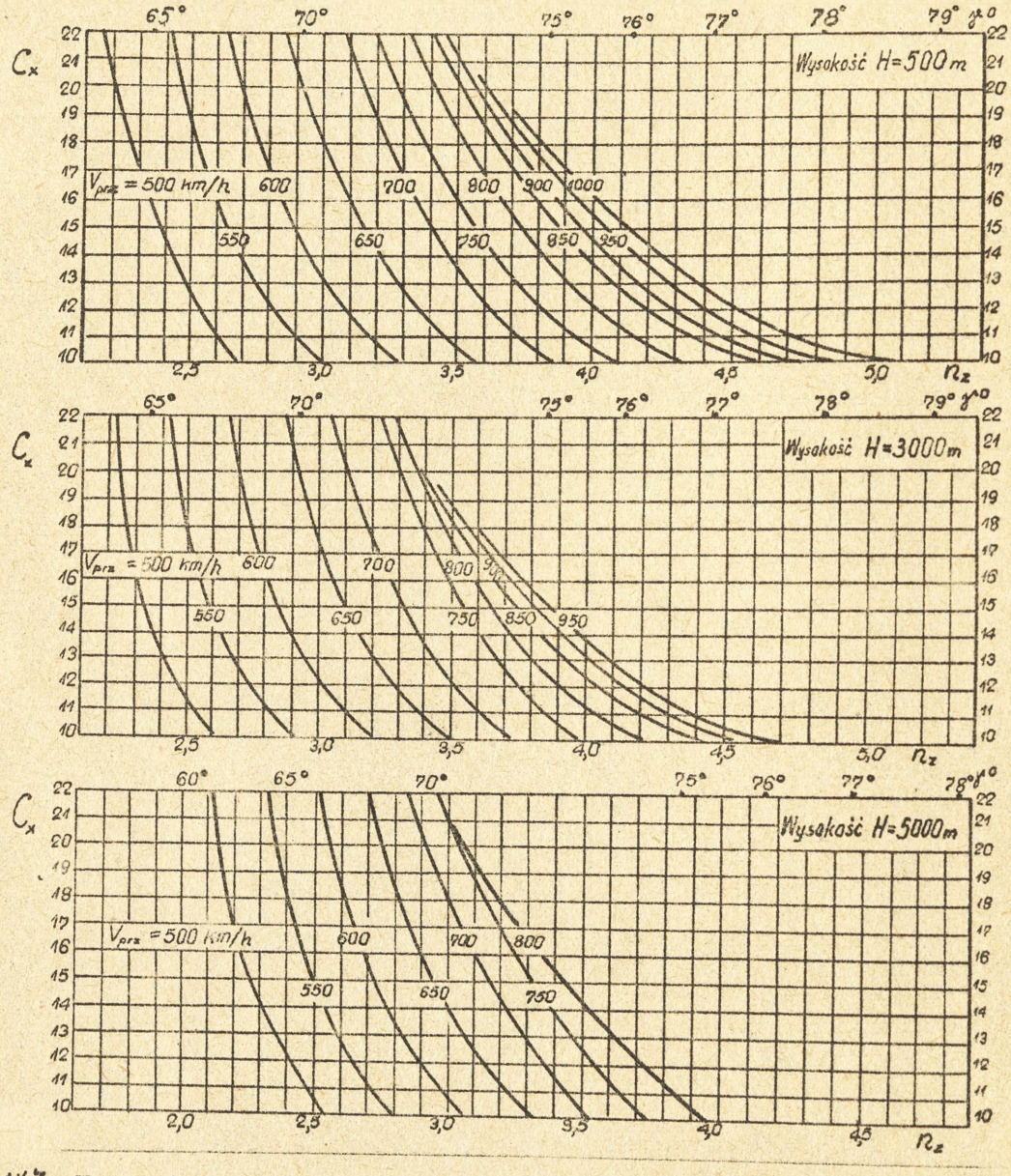

Rys.1.44 Charakterystyki dynamicznego wznoszenia się samolotu /wykonywania "górki"/ w atmosferze /temperaturze/ standardowej
——— wysokość H /km/ wyprowadzenia z "górki";
— — — zużycie paliwa $Q_p$ /kG/ podczas wykonania "górki";
- - - - - - liczba "M" lotu na wyprowadzeniu z "górki".



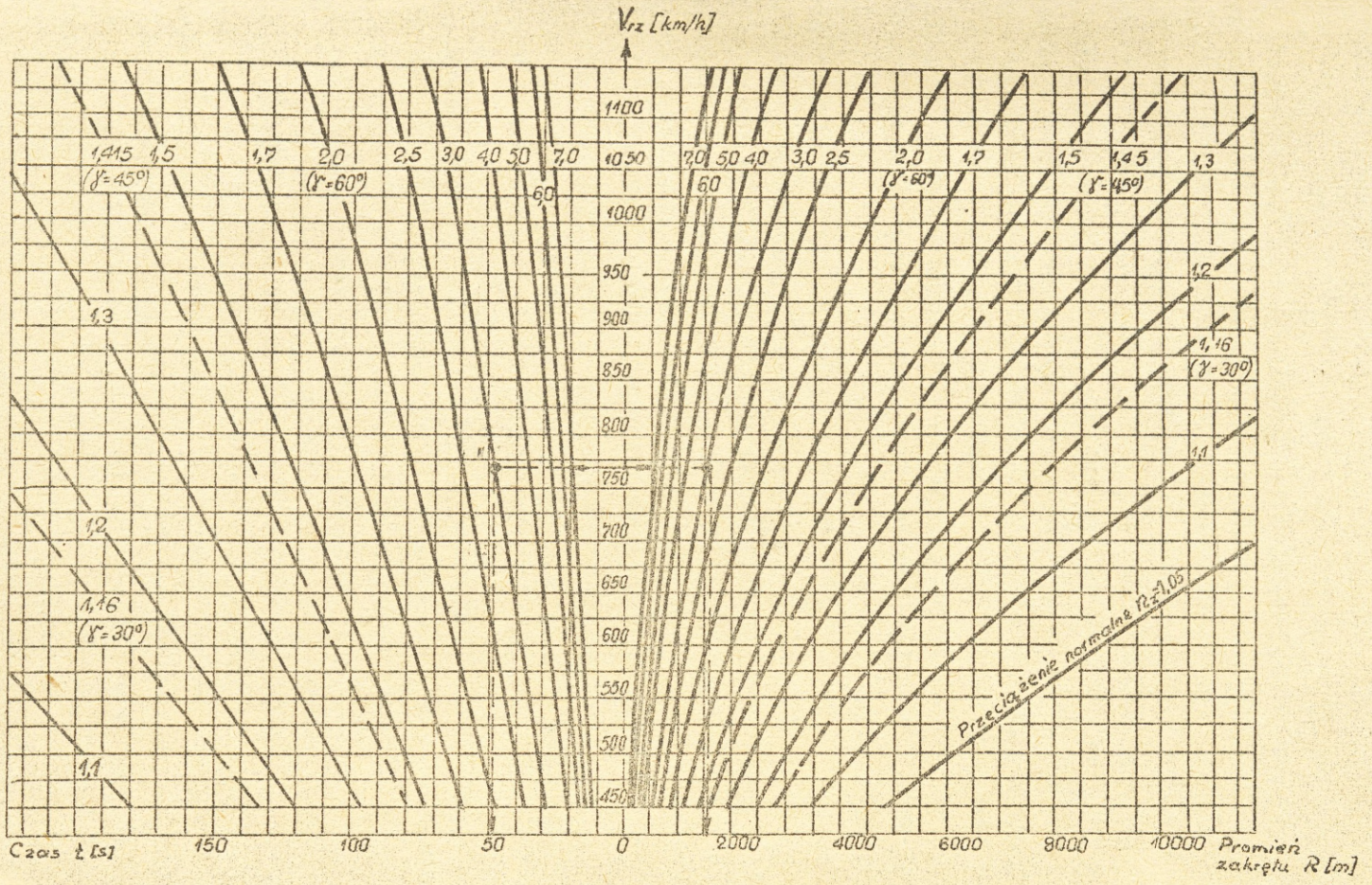

Rys.1.45 Charakterystyki zużycia paliwa "$Q_p$" /kG/ na wykonanie zakrętu o kąt pełny /$\varphi$ = 360°/ na dławionych zakresach pracy silnika bez dopalania /odpowiednio do utrzymania warunków zakrętu ustalonego/, z różnymi kątami przechylenia "$\gamma$" i na różnych wysokościach "H" w atmosferze standardowej przy czym,:
——— współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x$ = 9
- - - - - - współczynnik oporu czołowego samolotu $C_x$ = 16.




Rys.1.46 Charakterystyki przeciążeń normalnych "$n_z$" i odpowiadających im kątom przechylenia samolotu "$\gamma$" w czasie wykonywania zakrętów ustalonych w atmosferze /temperaturze/ standardowej, na zakresie pracy silnika - maksymalnym /ZPSM/ w zależności od wysokości "H", prędkości przyrządowej $V_{prz}$ i współczynnika oporu czołowego $C_x$.




Rys.147 Charakterystyki przeciążeń normalnych "$n_z$" i odpowiadających im kątom przechylenia samolotu "$\gamma$" w czasie wykonywania zakrętów ustalonych w atmosferze /temperaturze/ standardowej na zakresie pracy silnika z pełnym dopalaniem /ZPSPD/ w zależności od wysokości "H", prędkości przyrządowej "$V_{prz}$" i współczynnika oporu czołowego samolotu $C_x$.




Rys.1.48 Nomogram do wyznaczania promienia "R" /m/ i czasu "t" /s/ wykonywania zakrętu o kąt $\varphi$ = 360° w zależności od prędkości rzeczywistej lotu "$V_{rz}$" i przeciążenia normalnego "$n_z$" lub kąta przechylenia samolotu w zakręcie "$\gamma$°"

## 1.2.4.ZADANIA I KOLEJNOŚĆ OBLICZEŃ INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNYCH

39. Główne zadania inżynieryjno-nawigacyjnych obliczeń obejmują :

1/ określenie zasięgu i długotrwałości lotu samolotu, rubieży przechwytywania celów powietrznych lub promienia taktycznego działania, w locie samolotu według założonego programu i z określonym zapasem paliwa;

2/ określenie możliwości /ograniczonej rozporządzalnym zapasem paliwa/ wykonania lotu samolotu zgodnie z przyjętą z założenia trasą lub przechwycenia celu powietrznego na danej z góry rubieży albo możliwości wykonania uderzenia na określone cele naziemne w danej odległości od lotniska bazowania, a także obliczanie zużycia paliwa oraz czasu wykonania zadania w nakazanym locie.

UWAGA ! Pod określeniem "założonego programu lotu" należy rozumieć cały przebieg lotu począwszy od startu do lądowania z założeniem warunków wykonania trasy w przestrzeni /nie tylko na mapie/, a szczególnie założenie z góry parametrów prędkości i wysokości lotu oraz ich zmian na wszystkich odcinkach trasy w połączeniu z określeniem zakresów pracy silnika.

### 1.2.4.1Kolejność obliczania zasięgu i długotrwałości lotu

1/ Przystępując do obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych w każdym przypadku musimy najpierw sprawdzić, czy mamy wszystkie niezbędne dane wyjściowe do przeprowadzenia tych obliczeń i w razie potrzeby ustalić je /uzupełnić w postawionym zadaniu w uzgodnieniu z osobą stawiającą dane zadanie lub z obowiązujących instrukcji/.

2/ Według wskazówek podanych wyżej w punkcie 24 - podpunkt a - określić zużycie paliwa podczas pracy silnika na ziemi $Q_{p.z.}$. Czas uruchomienia i próby silnika wykonywanej przez pilota oraz czas kołowania samolotu na start określa się konkretnie w każdym oddzielnym przypadku obliczeń w zależności od warunków bazowania samolotów na lotnisku, odległości miejsc przygotowania do lotów do miejsca startu itp.

3/ Korzystając z wykresów podanych na rys.1,2,5 i 6 należy określić czas, zużycie paliwa i drogę /$t_w$, $Q_w$ i $L_w$/ przebytą podczas startu i wznoszenia do nakazanej /przyjętej w programie/ wysokości lotu poziomego. Wartości te należy określić odpowiednio dla danego konkretnie obciążenia samolotu, temperatury atmosferycznej i zakresu pracy silnika po obliczeniu najpierw współczynnika oporu czołowego samolotu

zgodnie ze wskazówkami podanymi wyżej w punkcie 17.

4/ Korzystając z wykresów podanych na rys.19 określamy czas, zużycie paliwa i przebytą drogę podczas lotu ze zniżeniem do wysokości, na której wykonuje się lot po kręgu względnie zajście do lądowania według warunków używanego systemu zabezpieczenia ślepego lądowania. Wymieniony czas, zużycie paliwa i drogę zniżania oznacza się odpowiednio: $t_{zn}$, $Q_{p.zn}$ i $L_{zn}$ .

5/ Określamy zużycie paliwa w czasie lądowania zgodnie ze wskazówkami podanymi wyżej w punkcie 24 stosownie do sposobu wykonania: "z prostej" w zwykłych warunkach meteorologicznych lub według systemu ślepego lądowania w trudnych warunkach meteorologicznych. Zużycie paliwa i czas lądowania oznaczamy odpowiednio: $Q_{p.l.}$ i $t_l$ .

6/ Zgodnie z nakazanym sposobem przejścia do powtórnego lądowania /na wypadek konieczności/ określamy czas "$t_k$" oraz zużycie paliwa "$Q_{p.k.}$" w locie po kręgu według wskazówek podanych w punkcie 24 - podpunkt b.

7/ Wykorzystując "tabelę 2" określamy obliczeniowy zapas paliwa $Q_{p.obl.}$ odpowiednio do wariantu napełnienia zbiorników samolotowych paliwem. W przypadku, gdy rzeczywisty ciężar właściwy paliwa /użytego do napełnienia zbiorników samolotowych/ różni się od wartości podanych w tabeli 2 , wówczas wartość obliczeniowego zapasu paliwa obliczamy według wzoru:

$$Q_{p.obl.1.} = Q_{p.obl.2.} \cdot \frac{\gamma_{p.1.}}{\gamma_{p.2.}} \qquad /kG/$$

gdzie:

$Q_{p.obl.1.}$ i $\gamma_{p.1.}$ - ciężar całkowity i ciężar właściwy paliwa w zbiornikach samolotowych;

$Q_{p.obl.2.}$ i $\gamma_{p.2.}$ - wartości z tabeli 2 ciężaru obliczeniowego i właściwego paliwa.

8/ Określamy zapas paliwa dla lotu poziomego według wzoru :

$$Q_{p.lp.} = Q_{p.obl.1.} - Q_{p.z.} - Q_{p.w.} - Q_{p.zn.} - Q_{p.l.} - Q_{p.k.} - Q_{p.zap.} \quad /kG/$$

gdzie $Q_{p.zap.}$ - nawigacyjny lub inny zapas paliwa przyjęty w obliczeniach inżynieryjno-nawigacyjnych.

9/ Określić średni ciężar samolotu na odcinku lotu poziomego według wzoru :

$$G_{śr.l.p.} = G_{max} - Q_{p.z.} - Q_{p.w.} - \frac{Q_{p.l.p}}{2} \qquad /kG/$$

gdzie $G_{max}$ - wartość maksymalna ciężaru samolotu określona według wskazówek podanych w punkcie 16 niniejszego rozdziału.

10/ Wykorzystując wykresy na rys1.7 ÷1.13, należy wyznaczyć średnią wartość kilometrowego zużycia paliwa "$q_k$" dla danej wysokości i prędkości lotu oraz określonej wyżej średniej wartości ciężaru samolotu $G_{śr.l.p.}$ i odpowiedniego /rzeczywistego/ współczynnika oporu czołowego, obliczonego zgodnie z wskazówkami podanymi w punkcie 17 niniejszego rozdziału.

11/ Korzystając z nomogramu na rys1.20 wyznaczyć rzeczywistą prędkość lotu $V_{rz}$ dla rzeczywistej temperatury atmosferycznej $t^oC$ i dla danej wartości prędkości przyrządowej lotu $V_{prz}$.

12/ Wyliczamy zasięg i długotrwałość lotu poziomego według wzoru :

$$L_{l.p.} = \frac{Q_{p.l.p}}{q_k} \qquad /km/$$

$$t_{l.p.} = \frac{Q_{p.l.p.}}{q_h} \qquad /h\text{-}min/$$

lub

$$t_{l.p.} = \frac{Q_{p.l.p.}}{q_k \cdot V_{rz}} \cdot 60 \qquad /min/$$

gdzie: $q_k$ i $q_h$ - kilometrowe i godzinowe zużycie paliwa.

13/ Wyliczamy sumaryczne wartości zasięgu i długotrwałości lotu sumując określone już ich części składowe dla poszczególnych etapów /odcinków/ lotu jak niżej :

$$L = L_{l.p.} + L_w + L_{zn} \qquad /km/$$

$$t = t_{l.p.} + t_w + t_{zn} + t_k \qquad /min/ \text{ lub } /h\text{-}min/$$

Wykonując powyższe sumowanie należy pamiętać, że w każdym konkretnym przypadku obliczeń inżynieryjno-nawigacyjnych mogą być brane pod uwagę i inne etapy /odcinki/ lotu, nie wymienione wyżej, a uwzględniane

w programie lotu jak np.: wykonanie manewru bojowego itd.

Przykład:

Określić maksymalny zasięg i długotrwałość lotu samolotu w celu przelotu /przebazowania/ na inne lotnisko.

Założenia i dane wyjściowe:

- na samolot podwieszone są trzy dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności po 490 l każdy i mają być zrzucone w locie po wyczerpaniu z nich paliwa;
- przelot ma się odbyć po prostej trasie w jednym kierunku. Lądowanie w trudnych warunkach meteorologicznych z nakazanej rubieży z zajściem według systemu ślepego lądowania;
- temperatura atmosferyczny jest wyższa o 8-10 $^{o}C$ od standardowej;
- ciężar właściwy paliwa, którym napełniono zbiorniki paliwowe samolotu, wynosi 0,790 $kG/dm^3$ ;
- nawigacyjny zapas paliwa przyjęto równy 200 litrów.

Rozwiązanie :

W celu określenia maksymalnego, przelotowego zasięgu lotu samolotu należy określić zapas paliwa do lotu poziomego, a następnie cały zasięg i długotrwałość przelotu w kolejności omówionej wyżej w punkcie 39 /podpunkt 12 i 13/.

1/ Obliczamy zużycie paliwa na : uruchomienie silnika i wykonanie próby na ziemi przez pilota oraz zakołowanie na start. Przyjmujemy przy tym, że od chwili rozpoczęcia uruchamiania silnika do chwili rozpoczynania rozbiegu przy starcie upływa w sumie 7 minut. Zgodnie z punktem 24 niniejszego rozdziału mamy więc:

$$10 \times 7 = 70 \text{ kG}$$

2/ Zgodnie z punktem 17 i tabelą 4 wyznaczamy współczynnik oporu czołowego samolotu z trzema dodatkowymi zbiornikami paliwa po 490 l:

$$10 + 5 = 15$$

3/ Korzystając z wykresu na rys.2 wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas wznoszenia. Bierzemy przy tym pod uwagę temperaturę atmosferyczną wyższą o $10^{o}C$ od standardowej; podwieszone cały czas trzy zbiorniki paliwowe po 490 l. Dążymy do uzyskania najwygodniejszej, wysokości lotu poziomego, W związku z powyższym zgodnie z tabelą 1 wznoszenie będzie się odbywać do wysokości 9000 m, a wobec tego według wspomnianych wykresów /rys.2/ uzyskamy /odczytamy/: $t_w$=11,25 min; $Q_w$=580 kG; $L_w$=135 km.

Wyjaśnienie: w celu odczytania powyższych wartości, linie charakterystyk odpowiadające wysokości lotu H=9000 m na wykresach /rys.2/ należało odpowiednio przedłużyć, aby usyskać punkty przecięcia z odciętymi, odpowiadającymi współczynnikowi oporu czołowego samolotu wartości równej 15.

4/ Według wykresu na rys.19 określamy czas, zużycie paliwa i przebytą drogę podczas zniżania się samolotu z wysokości 9000 m do rubieży rozpoczęcia zajścia do lądowania na wysokości H=2000 m otrzymując następujące wyniki:

$t_{zn}$=6,3 min; $Q_{p.zn}$= 57 kG; $L_{zn}$= 70 km.

Wyjaśnienia: - rubież rozpoczęcia zajścia do lądowania z H=2000 m jest w odległości 40 km od lotniska /z założenia/;
- w/w wyniki wyznacza się jako różnice odpowiednich wartości odczytanych z wykresów dla H=9000 m i H=2000

5/ Zgodnie z podpunktem "c" punktu 24 niniejszego rozdziału określamy czas i zużycie paliwa podczas lądowania według "systemu ślepego lądowania" :

$$t_1 = 5 \text{ min}; \quad Q_{p.1} = 200 \text{ kG}.$$

6/ Zgodnie z podpunktem "b" punktu 24 niniejszego rozdziału wyznaczamy niezbędny zapas paliwa na wykonanie powtórnego zajścia do lądowania po "dużym prostokącie" w czasie 8 min :

$$8 \cdot 35 = 280 \text{ kG}$$

7/ Z tabeli 2 przyjmujemy obliczeniowy zapas paliwa dla ciężaru właściwego o najbliższej wartości danej w rozwiązywanym przykładzie, a więc : $Q_{p.obl.2.}$ = 3110 kG dla $\gamma_2$ = 0,800 kG/dm$^3$ i przeliczamy ją dla danego ciężaru właściwego $\gamma_1$ = 0,790 kG/dm$^3$ według wzoru podanego w punkcie 39 /podpunkt 7/:

$$Q_{p.obl.1} = Q_{p.obl.2} \cdot \frac{\gamma_1}{\gamma_2} = 3110 \cdot \frac{0,790}{0,800} = 3070 \text{ kG}$$

8/ W myśl wskazówek podanych w podpunkcie 8 punktu 39 niniejszego rozdziału wyliczamy zapas paliwa do lotu poziomego:

$$3070 - 70 - 580 - 57 - 200 - 280 - 200 = 1685 \text{ kG}$$

Cały rozporządzalny zapas paliwa składa się umownie z trzech następujących części :

- zapasu paliwa do lotu poziomego wyczerpywanego do chwili zrzucenia dodatkowych zbiorników podwieszonych pod skrzydłem;
- zapasu paliwa do lotu poziomego wyczerpywanego po zrzuceniu zbiorników podskrzydłowych, do chwili zrzucenia trzeciego zbiornika dodatkowego, podwieszonego pod kadłubem;
- zapasu paliwa do lotu poziomego wyczerpywanego po zrzuceniu zbiornika podkadłubowego.

9/ Określamy ile paliwa będzie zużyte w locie poziomym do chwili zrzucenia podskrzydłowych /dodatkowych/ zbiorników paliwa :

- zapas paliwa w zbiornikach podskrzydłowych wynosi:

$$/490 + 490/ \cdot 0{,}790 = 775 \text{ kG}$$

- począwszy od chwili uruchomienia silnika do wzniesienia się samolotu na wysokość H=9000 m zużyje się paliwa :

70 + 580 = 650 kG. Pamiętamy przy tym, że do chwili rozpoczęcia wyczerpywania paliwa z podskrzydłowych zbiorników dodatkowych, najpierw wyczerpuje się paliwo z głównej instalacji /zbiorników kadłubowych/ w ilości 60 litrów czyli 60 · 0,790 = 47 kG. Wobec powyższego do chwili wzniesienia się samolotu na wysokość H = 9000 m, z podskrzydłowych zbiorników paliwowych wyczerpie się : 650 - 47 = 603 kG paliwa. Ostatecznie więc, pozostający w podskrzydłowych zbiornikach paliwowych zapas paliwa do lotu poziomego będzie równy:

$$775 - 603 = 172 \text{ kG.}$$

10/ Określamy teraz średni ciężar samolotu w locie poziomym z trzema podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa. W tym celu wyznaczymy najpierw /zgodnie z punktem 16 niniejszego rozdziału/ maksymalny ciężar samolotu z trzema podwieszonymi dodatkowymi zbiornikami paliwa. W tym celu z tabeli 3 znajdujemy ciężar samolotu bez podwieszeń zewnętrznych równy 5760 kG; ciężar belek nośnych 45 + 24 = 69 kG oraz ciężar trzech podwieszanych dodatkowych zbiorników paliwowych 3 · 46 = 138 kG, a wobec tego ciężar samolotu bez paliwa będzie równy:

$$5760 + 69 + 138 = 5965 \text{ kG} \cong 6000 \text{ kG}$$

natomiast maksymalny ciężar samolotu /z paliwem/ zgodnie z punktem 16 biorąc pod uwagę eksploatacyjny zapas paliwa, wyniesie :

$$6000 + 4070 \cdot 0{,}79 = 9220 \text{ kG.}$$

Średnia wartość ciężaru samolotu w locie z trzema zbiornikami dodatkowymi paliwa będzie równa ciężarowi maksymalnemu zmniejszonemu o ciężar paliwa wyczerpany na ziemi, w czasie startu i wznoszenia do wysokości 9000 m oraz na połowie odcinka lotu poziomego do momentu zrzucenia

podskrzydłowych dodatkowych zbiorników paliwowych :

$$9220 - 70 - 580 - \frac{172}{2} = 8484 \cong 8480 \text{ kG.}$$

11/ Wyliczamy zapasy paliwa dla odcinków lotu poziomego z jednym podwieszonym dodatkowym /podkadłubowym/ zbiornikiem paliwa oraz po jego zrzuceniu z samolotu. W tym celu bierzemy pod uwagę zgodnie z punktem 25 niniejszego rozdziału, że po zrzuceniu podskrzydłowych zbiorników paliwowych, ze zbiorników głównej instalacji paliwowej wyczerpuje się 40 litrów paliwa, a dopiero po tym rozpoczyna się wyczerpywanie paliwa z podkadłubowego dodatkowego zbiornika paliwa. Wobec tego zapas paliwa wyczerpywany ze zbiorników na odcinku lotu z podwieszonym podkadłubowym dodatkowym zbiornikiem wynosi :

$$/40 + 490/ \cdot 0,79 = 418 \text{ kG}$$

natomiast, na odcinek lotu poziomego bez podwieszonych dodatkowych zbiorników /po zrzuceniu zbiornika podkadłubowego/ pozostanie jeszcze zapas paliwa równy:

$$1685 - 172 - 418 = 1095 \text{ kG.}$$

12/ Średnie wartości ciężaru samolotu na odcinkach lotu poziomego z podwieszonym zbiornikiem podkadłubowym i po jego zrzuceniu wyliczamy w następujący sposób:

- dla odcinka lotu z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa pod kadłubem mamy:

$$9220 - 70 - 580 - 172 - 92 - \frac{418}{2} = 8097 \cong 8100 \text{ kG}$$

- na odcinku lotu bez dodatkowych zbiorników paliwowych /po zrzuceniu zbiornika podkadłubowego/ mamy :

$$9220 - 70 - 580 - 172 - 138 - 418 - \frac{1095}{2} = 7294 \cong 7290 \text{ kG}$$

gdzie: 92 i 138 - ciężar dwóch i trzech próżnych dodatkowych zbiorników paliwowych, zrzuconych w locie w odpowiednich chwilach /po wyczerpaniu z nich paliwa/, natomiast, 172, 418 i 1095 - ciężary zapasów paliwa wyznaczone dla poszczególnych odcinków lotu poziomego - patrz wyżej podpunkty 9 i 11.

13/ Korzystając z wykresu na rys.7 wyznaczamy wartości kilometrowego zużycia paliwa w locie poziomym na zakresie maksymalnego zasięgu lotu /odpowiada temu przyrządowa prędkość lotu $V_{prz} = 550$ km/h / i otrzymujemy następujące dane :

- $q_{k_1} = 1,87$ kG/km dla odcinka lotu poziomego z trzema dodatkowymi zbiornikami paliwa na którym : współczynnik oporu czołowego samolotu jest równy 15 /patrz wyżej podpunkt 2/ a

średnia wartość ciężaru samolotu wynosi 8480 kG;

- $q_{k_2}$ = 1,68 kG/km dla odcinka lotu poziomego z jednym dodatkowym zbiornikiem paliwowym pod kadłubem, na którym : współczynnik oporu czołowego samolotu jest równy 10 + 2 = 12 /patrz punkt 17 niniejszego rozdziału/, a średnia wartość ciężaru samolotu wynosi 8100 kG;
- $q_{k_3}$ = 1,45 kG/km dla odcinka lotu poziomego bez podwieszonych dodatkowych zbiorników paliwowych /po zrzuceniu zbiornika podkadłubowego/, dla którego: współczynnik oporu czołowego samolotu jest równy 10, a średnia wartość ciężaru samolotu wynosi 7290 kG.

14/ Możemy teraz wyliczyć całkowitą odległość /zasięg/ lotu poziomego, składającego się z trzech odcinków :

$$L_{lp_1} = \frac{Q_{p.lp.1}}{q_{k_1}} \; ; \qquad L_{lp_2} = \frac{Q_{p.lp.2}}{q_{k_2}} \; ; \qquad L_{lp_3} = \frac{Q_{p.lp.3}}{q_{k_3}} \; \text{i}$$

skąd: $L_{lp} = L_{lp_1} + L_{lp_2} + L_{lp_3} = \frac{172}{1,87} + \frac{418}{1,68} + \frac{1095}{1,45} = 1097$ km.

15/ Całkowity zasięg lotu będzie obejmował wszystkie odcinki drogi przebytej podczas lotu, a więc w locie poziomym, podczas wznoszenia i podczas zniżania wobec czego :

$$L = 1097 + 135 + 70 = 1302 \cong 1300 \text{ km.}$$

16/ W celu wyliczenia długotrwałości /czasu całkowitego/ lotu w rozwiązywanym przykładzie, należy wyznaczyć wartość rzeczywistej prędkości lotu odpowiadającej prędkości przyrządowej równej 550 km/h. Wyznaczamy ją korzystając z nomogramu na rys.20 biorąc pod uwagę rzeczywistą /daną/ temperaturę atmosferyczną. W związku z tym z tabelki na rys.20 mamy: dla wysokości H=9000 m temperatura standardowa jest równa -43,5 °C, a w założeniu rozwiązywanego przykładu mamy, że rzeczywista temperatura atmosferyczna jest wyższa o 8-10 °C od standardowej wobec czego, jest ona równa : -43,5 - /-10/ = -43,5 + 10 = -33,5. Dla temperatury rzeczywistej -33,5 °C i prędkości przyrządowej lotu równej 550 km/h z nomogramu na rys.20 odczytujemy rzeczywistą prędkość lotu równą 905 km/h.

17/ Mając rzeczywistą prędkość lotu poziomego wyliczamy jego długotrwałość /składającą się z trzech części odpowiadających trzem omówionym wyżej odcinkom tego lotu/, posługując się wzorem podanym w podpunkcie 12 punktu 39 niniejszego rozdziału i otrzymujemy :

$$t_{lp} = t_{lp_1} + t_{lp_2} + t_{lp_3} = \frac{172 \cdot 60}{1,87 \cdot 905} + \frac{418 \cdot 60}{1,68 \cdot 905} + \frac{1095 \cdot 60}{1,45 \cdot 905} =$$

$$= 6,1 + 16,5 + 50 = 72,6 \text{ min.}$$

18/ Ogólny czas lotu samolotu w rozwiązywanym przykładzie będzie równy sumie czasu całkowitego lotu poziomego, wznoszenia, zniżania i lądowania według systemu USL, a wobec tego otrzymamy :

$$t = 72,6 + 11,25 + 6,3 + 5 = 95,15 \text{ min} \cong 1 \text{ h } 35 \text{ min.}$$

40. Kolejność obliczania czasu, zużycia paliwa i przebytej drogi podczas lotu na przechwycenie wysoko lecącego celu powietrznego /w stratosferze/ jest następująca :

1/ określić zużycie paliwa na ziemi przed startem : na uruchomienie i wykonanie próby silnika przez pilota oraz kołowanie samolotu na start;

2/ określić czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas startu i wznoszenia do nakazanej wysokości według wykresów podanych na rys. 1, 2, 5 i 6 w zależności od nakazanych/przyjętych/ warunków, w szczególności od zakresu pracy silnika podczas startu i później wznoszenia oraz rzeczywistej temperatury atmosferycznej;

3/ określić czas i zużycie paliwa na nakazanym odcinku lotu poziomego odbywanego na zakresie maksymalnego zasięgu lotu do spotkania z celem powietrznym. W związku z tym dla przyjętych warunków i określonego odcinka lotu poziomego wyznaczamy wartość kilometrowego zużycia paliwa $q_k$ wykorzystując wykresy podane na rys. 7-13, a następnie wyliczamy całkowite zużycie paliwa $Q_{lp}$ na tym odcinku lotu. Długotrwałość omawianego odcinka lotu poziomego wyliczamy po uprzednim wyznaczeniu prędkości rzeczywistej z wykresu na rys.20 dla znanej już wartości prędkości przyrządowej, temperatury atmosferycznej /rzeczywistej/ i długości odcinka lotu poziomego;

4/ określić czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas osiągania nakazanego pułapu /wysokości lotu celu powietrznego/ zgodnie z przyjętym podstawowym programem wznoszenia na pułap /w locie po torze w jednym kierunku i z wykonaniem zakrętu/. Szukane wartości w/w wielkości należy też określić dla przypadku odchyleń od przyjętego podstawowego programu wznoszenia na pułap /zależności nakazanej utrzymywania odpowiedniej prędkości i liczby "M" oraz kąta wzno

szenia odpowiednio dla każdej wartości wysokości/ przy czym, odnosi to się do odchyleń przyjętych jako przypadkowych lub przyjętych z założenia zmian w programie podstawowym wznoszenia na pułap, podyktowanych warunkami rzeczywistej sytuacji przechwytywania celu powietrznego. Do określania szukanych /omawianych/ wartości czasu, zużycia paliwa i przebytej drogi podczas wznoszenia się samolotu na pułap, wykorzystujemy wykresy dane na rys.36-43 biorąc pod uwagę przyjęte i wyliczone uprzednio: wskaźnik oporu czołowego samolotu, promień wykonywanego zakrętu, rzeczywistą temperaturę atmosferyczną oraz potrzebny kąt wykonania zakrętu, aby samolot przechwytujący mógł zająć wygodne położenie do atakowania celu powietrznego z tylnej półsfery;

5/ Wykorzystując wykresy na rys.44, wyznaczyć charakterystyki dynamicznego wznoszenia się samolotu czyli wykonania "górki" , a w tym: czas, zużycie paliwa, przebytą drogę i końcową wartość liczmy "M";

6/ okeślić zużycie paliwa i drogę przebytą podczas zbliżania się do celu i atakowania go wykorzystując wykresy na rys.14-18 mając dany /przyjęty/ czas zbliżania i wykonania ataku przy pracującym silniku na zakresie pełnego dopalania /ZPD/. Jeżeli natomiast mamy dany punkt obliczeniowy /współrzędne/ wyjścia samolotu przechwytującego na pułap nakazany w stosunku do położenia celu /samolotu nieprzyjacielskiego/, wówczas określając najpierw prędkość zbliżenia i odległość do celu należy wyliczyć nzas zbliżania się myśliwca do celu, a po tym drogę przebytą i zużycie paliwa;

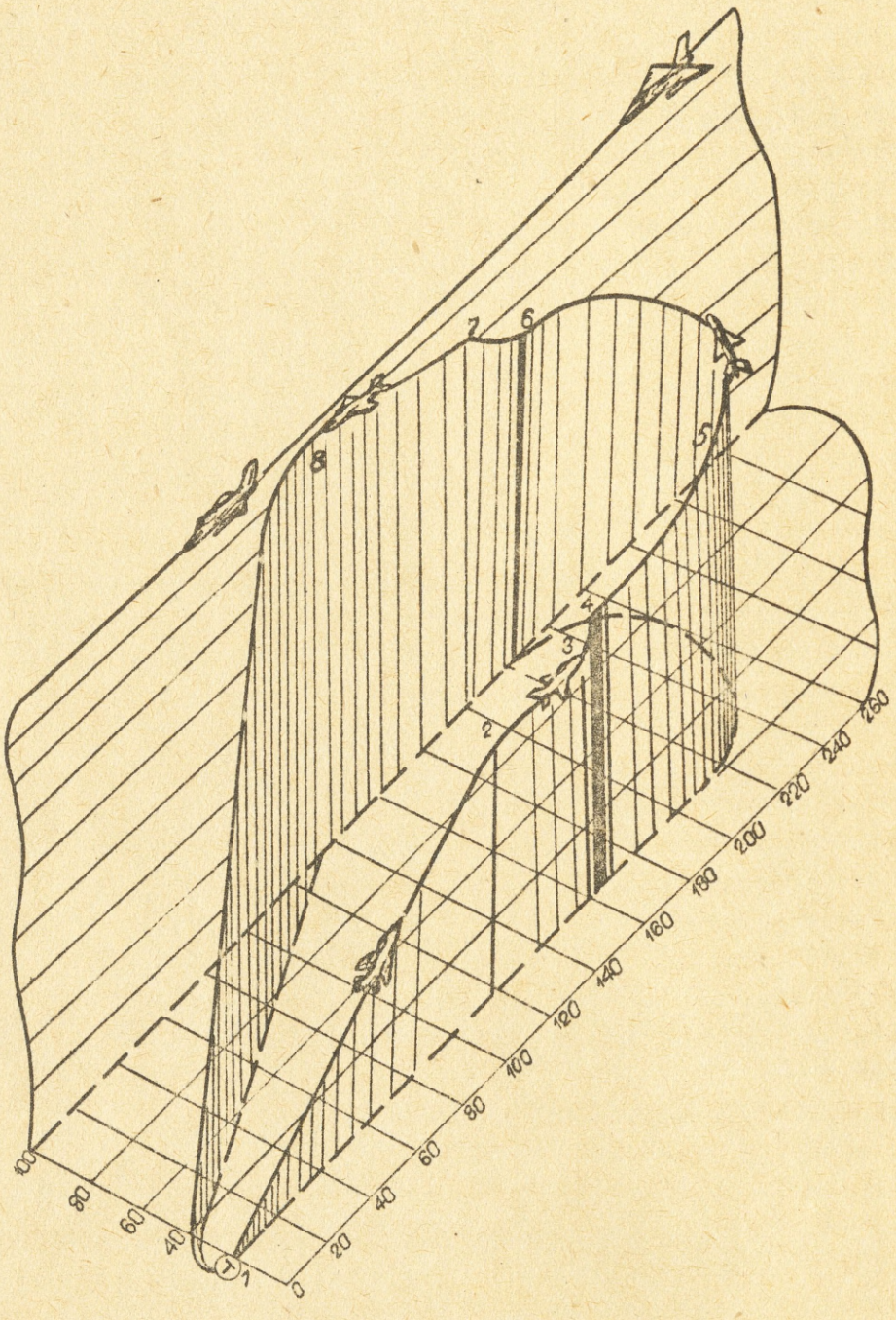
/ określić czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas powrotu myśliwca przechwytującego na lotnisko. W przypadku ogólnym powrót ten może obejmować :

- odcinek lotu poziomego na zakresie maksymalnego zasięgu /ZMZL/ na który wyznacza się warunki lotu /czas, zużycie paliwa i drogę na nakazanej prędkości i wysokości/ analogicznie jak wyżej w podpunkcie 3 ;
- odcinek lotu ze zniżeniem, którego charakterystyki podane są na wykresach /rys.19/;

/ określić zużycie paliwa w locie "po kręgu" i podczas lądowania według wskazówek podanych w punkcie 24 niniejszego rozdziału;

/ wyliczyć sumę zużycia paliwa obejmującą wszystkie wartości wyznaczone dla oddzielnie obliczanych odcinków lotu i zużycia na ziemi w podpunktach 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, i 8 ;

9/ porównać uzyskany wynik sumy zużycia paliwa /według podpunktu 9/ z obliczeniowym zapasem paliwa i wyciągnąć ostateczny wniosek, czy nakazany lot na przechwycenie danego celu powietrznego w stratosferze jest możliwy do wykonania ze względu na rosporządzalny /obliczeniowy/ zapas paliwa.




Rys.1.50 Tor lotu samolotu w przestrzeni na przechwycenie celu powietrznego /samolotu n-pla/ w stratosferze.

PRZYKŁAD OBLICZEŃ :

Zadanie : Określić możliwość /warunkowaną rozporządzalnym zapasem paliwa/ wykonania lotu na przechwycenie celu powietrznego na wysokości H=18000 m lecącego z prędkością 1600 km/h. Przechwycenie powinno nastąpić na nakazanej rubieży jak pokazano na rys.49.

Dane wyjściowe i warunki wykonania lotu :

- na samolot podwieszone są /zabudowane/ zewnętrznie: dwa pociski rakietowe R-3S ; wyrzutnie pocisków z belkami na zewnętrznych zamkach podskrzydłowych /nie uzbrojone/ oraz dodatkowy zbiornik paliwa pod kadłubem o pojemności 490 litrów;
- zbiornik podkadłubowy będzie zrzucony z samolotu po wyczerpaniu paliwa w locie na wysokości 6000 m ;
- kierunek zajścia do lądowania jest w przybliżeniu zgodny z kursem powrotu samolotu po wykonaniu przechwycenia;
- ciężar właściwy paliwa jest równy 0,8 kG/dm$^3$;
- temperatura atmosferyczna - standardowa;
- start samolotu ma się odbyć przy pracującym silniku na zakresie ZPSzPD natomiast dalsze wznoszenie zaraz po starcie,na zakresie ZPSM /maksymalnym bez dopalania/ - odcinek lotu "1-2" na rys. 49;
- lot poziomy - odcinek "2-3" na rys.49 - na zakresie ZMZL, którego długość wynosi 38 km ;
- włączenie silnika na zakres ZPSzPD i wznoszenie do wysokości H=11000 m - odcinek lotu "3-4" na rys.49;
- rozpędzanie na H=11000 m po prostej do osiągnięcia prędkości odpowiadającej liczbie M=1,56 - odcinek lotu "4-5" na rys.49;
- rozpędzanie z wykonaniem zakrętu o 180$^\circ$ według podstawowego programu zwiększania wysokości i prędkości lotu: promień zakrętu - 40 km oraz wyjście z niego na wysokości H=15000 m z prędkością odpowiadającą liczbie M=1,9 - odcinek lotu "5-6" na rys.49;
- wznoszenie dynamiczne /wykonanie "górki"/ na wysokość H=17000 m - odcinek lotu "6-7" na rys.49;
- zbliżanie się myśliwca do celu /pościg/ od początkowej odległości między nimi równej 12 km do końcowej, równej 3 km na której następuje zaatakowanie i odpalenie pocisków rakietowych - odcinek lotu "7-8" na rys.49;
- powrót na lotnisko po przechwyceniu - odcinek "8-1" - z zajściem do lądowania i lądowaniem.

Rozwiązanie zadania :

Wyznaczenie /przyjęcie/ danych pomocniczych:

1/ Wartości współczynnika oporu czołowego samolotu dla różnych odcinków lotu :

Zgodnie ze wskazówkami w punkcie 17 i tablicą 4 niniejszego rozdziału mamy :
- dla samolotu bez podwieszeń zewnętrznych - $C_x$ = 10;
- dla samolotu z podwieszonymi dwiema rakietami R-3S - $C_x$ = 12;
- dla samolotu z podwieszonymi dwiema rakietami R-3S i dodatkowym zbiornikiem paliwowym pod kadłubem - $C_x$ = 14 ;

2/ Zgodnie z tabelą 1 najwygodniejsza wysokość dla maksymalnego zasięgu lotu samolotu ze współczynnikiem oporu czołowego $C_x$ = 12 wynosi H = 10000 m.

3/ Zgodnie z tabelą 2 obliczeniowy zapas paliwa jest równy $Q_{obl}$ = 2330 kG

4/ Zgodnie ze wskazówkami podanymi w punktach 15 i 16 oraz tabelą 3, maksymalny ciężar samolotu $G_{max}$ = 8600 kG, który obliczamy sumując następujące jego składniki :
- ciężar samolotu bez paliwa, wyrzutni rakietowych i belek nośnych, równy -5760 kG;
- cztery skrzydłowe belki nośne - 90 kG;
- podkadłubowa belka nośna - 24 kG ;
- cztery wyrzutnie APU - 82 kG ;
- dwie rakiety R-3S - 150 kG ;
- dodatkowy zbiornik paliwowy o pojemności 490 l - 46 kG ;
- ciężar pełnego zapasu paliwa - 2470 kG /użyteczne 3090 l o ciężarze właściwym 0,8 kG/dm$^3$ /;

5/ Zgodnie ze wskazówkami podanymi w punkcie 24, zużycie paliwa na ziemi w czasie 7,5 min będzie równe 75 kG.

<u>Obliczenia odnoszące się do poszczególnych odcinków /etapów/ lotu :</u>

6/ Korzystając z wykresu na rys.1 wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę przebytą przez samolot podczas wznoszenia do wysokości H=6000m przy czym, bierzemy pod uwagę współczynnik oporu czołowego samolotu równy 14 i to, że silnik podcz wznoszenia pracuje na zakresie ZPSM:

$t_{w_1}$ = 4,6 min; $Q_{p.w_1}$ = 360 kG; $L_{w_1}$ = 45 km.

7/ Według wykresu na rys.1 wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas wznoszenia od wysokości H = 6000 m po zrzuceniu dodatkowego zbiornika paliwowego /po wyczerpaniu z niego paliwa/ do wysokości H = 10000 m. Przy tym współczynnik oporu czołowego samolotu jest równy 12, a silnik pracuje na zakresie ZPSM :

$t_{w_2}$ = 4,9 min; $Q_{p.w_2}$ = 160 kG; $L_{w_2}$ = 71 km.

8/ Sumujemy czasy, zużycia paliwa i drogi obu odcinków wznoszenia: wyniki sumowania: $t_w$ = 9,5 min; $Q_{p.w}$ = 520 kG; $L_w$ = 116 km.

9/ Wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę w locie poziomym na wysokości H = 10000 m na zakresie maksymalnego zasięgu /ZMZL/, wykonując niżej podane obliczenia.

a/ ciężar początkowy samolotu w locie poziomym na H = 10000 m będzie równy ciężarowi maksymalnemu zmniejszonemu o ciężar zużytego paliwa na ziemi i podczas wznoszenia oraz ciężar zrzuconego dodatkowego zbiornika paliwowego :

$$G_{lp.1} = G_{max} - Q_{p.z} - Q_{p.w} - G_{zb.d.} = 8600 - 75 - 520 - 46 = 7959 \text{ kG}$$

b/ przyjmując w zaokrągleniu ciężar samolotu w locie poziomym na H = 10000 m równy $G_{lp} = 8000$ kG i wiedząc, że jego współczynnik oporu czołowego jest równy $C_x = 12$ , a prędkość przyrządowa na tej wysokości odpowiadająca zakresowi maksymalnego zasięgu lotu wynosi $V_{prz} = 530$ km/h, wyznaczamy z wykresu na rys.7 wartość kilometrowego zużycia paliwa $q_{k.lp} = 1,63$ kG/km. Następnie, znając długość odcinka lotu poziomego na H = 10000 m /określoną w danych wyjściowych/ wyliczamy całkowite zużycie paliwa na tym odcinku lotu:

$$Q_{p.lp.} = L_{lp} \cdot q_{k.lp} = 38 \cdot 1,63 = 62 \text{ kG.}$$

c/ korzystając z wykresu na rys.20 wyznaczamy wartość prędkości rzeczywistej $V_{rz} = 900$ km/h odpowiadającej znanym już warunkom:
- prędkości przyrządowej $V_{prz} = 530$ km/h
- wysokości lotu H = 10000 m oraz temperaturze standardowej.

d/ wyliczamy czas lotu poziomego na H = 10000 m według wzoru:

$$t_{lp} = \frac{L_{lp}}{V_{rz}} \cdot 60 = \frac{38}{900} \cdot 60 = 2,53 \text{ min.}$$

10/ Wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę lotu wznoszącego od wysokości H = 10000 m do wysokości H = 11000 m po włączeniu silnika na zakres pracy z pełnym dopalaniem /ZPSzPD/. Korzystamy przy tym z wykresu na rys.5 i otrzymujemy wyniki :

$$t_{w_3} = 0,4 \text{ min;} \quad Q_{p.w_3} = 45 \text{ kG;} \quad L_{w_3} = 6 \text{ km.}$$

11/ Wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę rozpędzania samolotu w locie na H = 11000 m do prędkości odpowiadającej liczbie M = 1,56. Korzystamy przy tym z wykresu na rys.36 i otrzymujemy wyniki:

$$t_r = 2,77 \text{ min;} \quad Q_{p.r} = 385 \text{ kG;} \quad L_r = 60 \text{ km.}$$

12/ Wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę kątową /kąt zakrętu/ odcinka rozpędzania z jednoczesnym wznoszeniem i wykonywaniem zakrętu.
Z założenia przyjmujemy rozpędzanie od liczby M = 1,56 do M = 1,9

oraz wznoszenie z wysokości H = 11000 m do H = 15000 m z jednoczesnym wykonaniem zakrętu o 180° i przy tych założeniach odczytujemy z wykresu na rys.38 czas i zużycie paliwa odpowiednio równe:

$$t_{wr} = 3,8 \text{ min}; \quad Q_{p.wr} = 625 \text{ kG}.$$

13/ Charakterystykę wznoszenia dynamicznego - wykonania "górki" - do wysokości H = 17000 m /czas, zużycie paliwa i drogę/ wyznaczamy z pomocą wykresu na rys.44 i otrzymujemy wyniki :

$t_g = 0,55$ min; $Q_{p.g} = 60$ kG; $L_g = 18$ km. Przy tym na wyjściu z "górki" na wysokości H = 17000 m samolot będzie miał prędkość odpowiadającą liczbie M = 1,8.

14/ Wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę przebytą podczas pościgu i zbliżania się myśliwca przechwytującego do samolotu nieprzyjacielskiego na odległość umożliwiającą zaatakowanie go i odpalenie raki

a/ Zakładamy na tym odcinku lot po krzywej pogoni w płaszczyźnie pionowej i wobec tego przyjmujemy następujące parametry:
- średnią wartość wysokości lotu równą 17500 m;
- średnią wartość prędkości lotu odpowiadającą liczbie M = 1,75
- odległość początkową myśliwca do samolotu nieprzyjacielskiego równą 12 km /obliczoną z wyliczeń nawigacyjnych/ i końcową - 3 k

b/ Uzasadnienie powyższych założeń: cel powietrzny leci na wysokości H = 18000 m z prędkością 1600 km/h - jak w zadaniu. Myśliwiec przechwytujący rozpoczyna pościg z wysokości H = 17000 z liczbą M = 1, /$V_{rz}$ = 2150 km/h / mając początkowo większą prędkość od celu o oko 152 m/s oraz konieczność wzniesienia się na krzywej pogoni do wys kości 18 000 m kosztem utraty prędkości, do wartości tylko nieco większej od prędkości celu. Przyjmujemy wobec tego, ż średnia prędkość zbliżania się myśliwca do celu będzie równa 73 m/ co odpowiada przyjętej średniej wartości liczby M = 1,75.

c/ Korzystając z wykresu na rys.14 wyznaczamy wartość sekundowego zużycia paliwa przez silnik na zakresie ZPSzPD dla H=17500 m i M=1,75 otrzymując w przybliżeniu wynik równy 1,3 kG/s.

d/ Czas pogoni, mając powyższe dane, wyznaczymy według wzoru :

$$t_p = \frac{D_{pocz.} - D_{końc.}}{V_{zbliż.}} = \frac{12000 - 3000}{73} = 2,05 \text{ min} = 123 \text{ s}.$$

Droga pogoni: $L_p = V_{rz.śr.} \cdot t_p = 518 \cdot 123 = 64000$ m = 64 km.

Zużycie paliwa: $Q_{p.pog.} = q_s \cdot t_p = 1,3 \cdot 123 = 160$ kG.

15/ Korzystając z wykresu na rys.19 wyznaczamy czas, zużycie paliwa i drogę zniżania się samolotu /po wykonaniu zadania/ do wysokości H = 2000 m w odległości 40 km od lotniska to jest do punktu obliczeniowego rozpoczęcia zajścia do lądowania według systemu USL. Szukane wartości wynoszą odpowiednio :

$$t_{zn} = 12{,}1 \text{ min}; \quad Q_{p.zn.} = 130 \text{ kG}; \quad L_{zn} = 144 \text{ km}.$$

16/ Czas i zużycie paliwa podczas lotu z "punktu obliczeniowego" do drogi lądowania na lotnisku /odcinek lotu równy 40 km/ określamy zgodnie ze wskazówkami podanymi w punkcie 24 niniejszego rozdziału:

$$t_{z.l.} = 5 \text{ min}; \quad Q_{p.z.l.} = 5 \cdot 40 = 200 \text{ kG}.$$

17/ Wyliczamy sumę zużycia paliwa na wszystkich rozpatrzonych wyżej odcinkach /etapach/ lotu :

$Q_p = 75+520+62+45+385+625+60+160+130+200 = 2262$ kG . Otrzymany wynik porównujemy z obliczeniowym zapasem paliwa w zbiornikach samolotu przed startem /mieliśmy 2330 kG/ i wnioskujemy ostatecznie, że dany lot jest możliwy do wykonania w konfrontacji z warunkiem ograniczającym ze względu na rozporządzalny zapas paliwa;

18/ Dodajemy czasy wykonania wszystkich rozpatrzonych wyżej etapów /odcinków/ lotu i uzyskujemy czas sumaryczny, równy dla rozwiązywanego przykładu t = 38,7 min.

1. <u>Obliczanie czasu, drogi i zużycia paliwa w locie na przechwycenie celów powietrznych lecących na małych i średnich wysokościach.</u>

Obliczenia podane w tytule niniejszego punktu wykonuje się analogicznie jak opisane w punkcie 40 z pominięciem podpunktów 8, 9 i 10, a niezależnie od tego wykonuje się dodatkowo wyszczególnione niżej obliczenia :

Korzystając z wykresu na rys.35 wyznacza się czas, drogę i zużycie paliwa podcza zniżania się ze stałą prędkością rzeczywistą $V_{rz}$ z wysokości "przelotowej" /nakazanej w locie poziomym do celu/ po linii prostej względnie po torze zakrzywionym /z wykonaniem zakrętu/ do zajęcia wygodnej pozycji do ataku celu powietrznego z tylnej półsfery;

Korzystając z wykresów na rys.22-34 wyznacza się czas, drogę i zużycie paliwa podczas rozpędzania samolotu po linii prostej na stałej wysokości lotu;

3/ Mając daną wartość prędkości zbliżania się oraz odległość wejścia samolotu przechwytującego w tylną półsferę celu powietrznego /z obliczenia nawigacyjnego/ oblicza się czas zbliżania na odległość zaatakowania celu, natomiast biorąc pod uwagę rzeczywistą prędkość samolotu przechwytującego i zakres pracy jego silnika - oblicza się drogę pogoni i zużycie paliwa.

42. Obliczanie czasu, drogi i zużycia paliwa w locie z zadaniem wykonania uderzenia na cele naziemne.

Obliczenia podane w tytule niniejszego punktu wykonuje się analogicznie jak podane w punktach 40 i 41 z wyłączeniem podpunktów 8,9 i 10 z punktu 40 oraz podpunktu 3 z punktu 41, a niezależnie od tego wykonuje się dodatkowo wyszczególnione niżej obliczenia :

1/ Według wykresów podanych na rys.45-48 wyznacza się niezbędne charakterystyki wykonywania zakrętów samolotu o dany kąt z zachowaniem stałej wysokości i prędkości lotu;

2/ Zgodnie z treścią punktów 34-38 niniejszego rozdziału wyznacza się parametry wykonania potrzebnych manewrów /czas i zużycie paliwa/ do zajęcia wygodnego wyjściowego położenia, wykonania ataku i odejścia od celu;

3/ Wykorzystując wykresy podane na rys.3-4 wyznacza się czas, drogę zużycie paliwa podczas wznoszenia na "wysokość przelotową" /na której odbywa się powrót samolotu do lotniska/ biorąc pod uwagę, że wymienione wznoszenie odbywa się na pracującym silniku na zakresie ZPSM /maksymalnym/ gdy w zbiornikach samolotu pozostaje jeszcze 50 % zapasu paliwa.

## 1.2.5. UZUPEŁNIENIE

W niniejszym uzupełnieniu dane są tabele obliczeń praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu pojedyńczego samolotu z różnymi wariantami podwieszeń zewnętrznych /dla różnych współczynników oporu czołowego samolotu/ na wysokości : 200, 500, 1000, 3000, 5000, 6000, 7000, 8000, 9000, 10000 i 11000 m, na prędkości odpowiadającej zakresowi maksymalnego zasięgu i maksymalnej długotrwałości lotu, z uwzględnieniem drogi przebytej przez samolot podczas wznoszenia się i podczas zniżania z danej wysokości lotu poziomego.

Mając na uwadze to, że rzeczywiste warunki lotu z zasady różnią się od warunków standardowych /przyjętych do obliczeń przy sporządzaniu wymienionych tabel/, wyniki obliczeń podane w omawianych tabelach należy wykorzystywać tylko jako orientacyjne dane dla przybliżonej oceny wartości zasięgu i długotrwałości lotu samolotu na danej wysokości. Wobec tego przed wykonaniem konkretnego lotu samolotu zgodnie z danym programem /torem w przestrzeni i nakazanymi warunkami - parametrami na każdym jego odcinku/, w rzeczywistych warunkach atmosferycznych, należy koniecznie wykonać obliczenia inżynieryjno-nawigacyjne danego lotu zgodnie ze wskazówkami opisowymi podanymi wyżej w punktach od 39 do 42.

Wyjaśnienie: Wykonując obliczenia, których wyniki podane są w omawianych tabelach praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu, przyjęte były następujące dane wyjściowe :

- ciężar właściwy paliwa $\gamma_p = 0{,}775$ kG/dm$^3$;
- obliczeniowe zapasy paliwa - zgodnie z tabelą 2 ;
- warunki atmosferyczne - standardowe, bezwietrzne;
- zużycie paliwa na uruchomienie silnika, wykonanie próby i kołowanie samolotu na start w łącznym czasie 7 min - zgodnie z punktem 24 niniejszego rozdziału - łącznie 70 kG;
- zużycie paliwa, czas i droga przebyta podczas startu i wznoszenia do danej wysokości lotu poziomego przyjmowane z wykresu podanego na rys.1 - odpowiada temu określony zakres pracy silnika w czasie startu i później wznoszenia - patrz wyjaśnienie do rys.1;
- zużycie paliwa, czas i droga zniżania się samolotu z danej wysokości /lotu poziomego/ do zajścia do lądowania, wyznaczan zgodnie z wykresem podanym na rys.19;
- zgodnie z punktem 24 niniejszego rozdziału przyjmowano zapas paliwa równy 280 kG na lot po kręgu i zajście do lądowania w czasie 8 min według systemu "po dużym prostokącie".

Korzystając z omawianych tabel w celu określenia wartości zasięgu i długotrwałości lotu, należy zgodnie z punktem 17 niniejszego rozdziału wyznaczyć najpierw wartość współczynnika oporu czołowego samolotu /dla danego wariantu podwieszeń zewnętrznych/ po czym, z odpowiedniej tabeli - z odpowiednim wariantem napełnienia zbiorników paliwowych i danym obliczeniowym zapasem paliwa - odczytać szukane wartości zasięgu i długotrwałości lotu na danej prędkości i wysokości.

TABELA 5

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu bez podwieszanych zbiorników paliwa

$Q_{p.obl.}$ = 1880 kG

| Wys. lotu /m/ barometryczna | Wys. lotu /m/ przyrządowa | Współczynnik oporu czoł. samolotu | Prędkość lotu km/h rzeczywista | Prędkość lotu km/h przyrządowa | Zapas paliwa dla lotu poz. /kG/ | Średnie kilometr. zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km poziomego | Zasięg lotu km praktycznego | Długotrw. lotu /h-min/ poziomego | Długotrw. lotu /h-min/ praktycznego |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | | |
| | | 9 | | | 1395 | 2,80 | 500 | 500 | 0-41 | 0-50 |
| | | 10 | | | 1395 | 2,85 | 490 | 490 | 0-40 | 0-49 |
| | | 11 | | | 1390 | 2,91 | 480 | 480 | 0-39 | 0-48 |
| 200 | -10 | 12 | 735 | 700 | 1390 | 2,97 | 470 | 470 | 0-38 | 0-47 |
| | | 13 | | | 1390 | 3,03 | 460 | 460 | 0-37 | 0-46 |
| | | 14 | | | 1385 | 3,10 | 445 | 445 | 0-36 | 0-45 |
| | | 15 | | | 1385 | 3,18 | 435 | 435 | 0-35 | 0-44 |
| | | 16 | | | 1380 | 3,20 | 425 | 425 | 0-36 | 0-45 |
| | | 17 | | | 1380 | 3,33 | 415 | 415 | 0-35 | 0-44 |
| | 10 | 18 | 705 | 670 | 1375 | 3,40 | 405 | 405 | 0-34 | 0-43 |
| | | 19 | | | 1375 | 3,48 | 395 | 395 | 0-34 | 0-43 |
| | | 20 | | | 1370 | 3,54 | 390 | 390 | 0-33 | 0-42 |
| | | 21 | | | 1370 | 3,60 | 380 | 380 | 0-32 | 0-41 |
| | | 22 | | | 1365 | 3,67 | 370 | 370 | 0-32 | 0-41 |
| | 20 | 23 | 685 | 650 | 1365 | 3,74 | 365 | 365 | 0-32 | 0-41 |
| | | 24 | | | 1360 | 2,82 | 355 | 355 | 0-32 | 0-41 |
| | 30 | 25 | 670 | 640 | 1360 | 3,90 | 350 | 350 | 0-31 | 0-40 |
| 00 | 280 | 9 | | | 1370 | 2,71 | 505 | 505 | 0-41 | 0-50 |
| | | 10 | | | 1370 | 2,76 | 495 | 495 | 0-40 | 0-49 |
| | | 11 | | | 1365 | 2,81 | 485 | 485 | 0-40 | 0-49 |
| | 280 | 12 | 730 | 690 | 1360 | 2,87 | 475 | 475 | 0-39 | 0-43 |
| | | 13 | | | 1355 | 2,94 | 465 | 465 | 0-38 | 0-47 |
| | | 14 | | | 1350 | 3,00 | 450 | 450 | 0-37 | 0-46 |
| | | 15 | | | 1350 | 3,07 | 440 | 440 | 0-36 | 0-45 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 500 | | 16 | | | 1345 | 3,14 | 430 | 430 | 0-37 | 0-4 |
| | | 17 | | | 1345 | 3,22 | 420 | 420 | 0-36 | 0-4 |
| | 300 | 18 | 700 | 660 | 1340 | 3,29 | 410 | 410 | 0-35 | 0-4 |
| | | 19 | | | 1340 | 3,37 | 400 | 400 | 0-34 | 0-4 |
| | | 20 | | | 1335 | 3,43 | 390 | 390 | 0-33 | 0-4 |
| | | 21 | | | 1335 | 3,50 | 380 | 380 | 0-33 | 0-4 |
| | | 22 | | | 1330 | 3,56 | 370 | 370 | 0-32 | 0-4 |
| | 310 | 23 | 680 | 640 | 1325 | 3,63 | 365 | 365 | 0-31 | 0-4 |
| | | 24 | | | 1320 | 3,71 | 355 | 355 | 0-31 | 0-4 |
| 500 | 320 | 25 | 670 | 630 | 1320 | 3,80 | 350 | 350 | 0-31 | 0_4 |
| | | 9 | | | 1360 | 2,52 | 525 | 525 | 0-43 | 0-5 |
| | | 10 | | | 1355 | 2,64 | 515 | 515 | 0-42 | 0-5 |
| 1000 | 780 | 11 | 740 | 680 | 1355 | 2,70 | 500 | 500 | 0-41 | 0-5 |
| | | 12 | | | 1350 | 2,75 | 490 | 490 | 0-40 | 0-4 |
| | | 13 | | | 1345 | 2,81 | 480 | 480 | 0-39 | 0-4 |
| | | 14 | | | 1340 | 2,87 | 465 | 465 | 0-38 | 0-4 |
| | | 15 | | | 1335 | 2,93 | 455 | 455 | 0-37 | 0-4 |
| | | 16 | | | 1330 | 3,00 | 445 | 445 | 0-38 | 0-4 |
| | | 17 | | | 1325 | 3,08 | 430 | 430 | 0-37 | 0-4 |
| | | 18 | | | 1320 | 3,15 | 420 | 420 | 0-36 | 0-4 |
| | 800 | 19 | 705 | 650 | 1315 | 3,22 | 410 | 410 | 0-35 | 0-4 |
| 1000 | | 20 | | | 1310 | 3,28 | 400 | 400 | 0-34 | 0-4 |
| | | 21 | | | 1305 | 3,35 | 390 | 390 | 0-33 | 0-4 |
| | | 22 | | | 1300 | 3,42 | 380 | 380 | 0-33 | 0-4 |
| | 810 | 23 | 690 | 630 | 1300 | 3,49 | 370 | 370 | 0-33 | 0-4 |
| | 820 | 24 | 675 | 620 | 1295 | 3,57 | 360 | 360 | 0-32 | 0-4 |
| | | 25 | | | 1290 | 3,65 | 355 | 355 | 0-31 | 0-4 |
| | | 9 | | | 1300 | 2,12 | 610 | 640 | 0-47 | 0-5 |
| | | 10 | | | 1290 | 2,18 | 590 | 620 | 0-45 | 0-5 |
| | | 11 | | | 1280 | 2,25 | 570 | 600 | 0-44 | 0-5 |
| | 2740 | 12 | 780 | 660 | 1275 | 2,31 | 550 | 585 | 0-42 | 0-5 |
| | | 13 | | | 1265 | 2,37 | 535 | 570 | 0-41 | 0-5 |
| | | 14 | | | 1255 | 2,41 | 520 | 555 | 0-40 | 0-5 |
| | | 15 | | | 1245 | 2,45 | 500 | 535 | 0-38 | 0-5 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3000 | | 16 | | | 1235 | 2,53 | 485 | 520 | 0-39 | 0-52 |
| | | 17 | | | 1225 | 2,62 | 470 | 510 | 0-38 | 0-51 |
| | | 18 | | | 1225 | 2,68 | 455 | 495 | 0-36 | 0-49 |
| | 2760 | | 750 | 630 | | | | | | |
| | | 19 | | | 1200 | 2,75 | 440 | 480 | 0-35 | 0-48 |
| | | 20 | | | 1200 | 2,80 | 430 | 475 | 0-34 | 0-48 |
| | | 21 | | | 1185 | 2,85 | 410 | 460 | 0-33 | 0-47 |
| | | 22 | | | 1180 | 2,92 | 400 | 445 | 0-33 | 0-47 |
| | 2770 | | 740 | 620 | | | | | | |
| | | 23 | | | 1170 | 2,99 | 390 | 435 | 0-32 | 0-46 |
| | | 24 | | | 1165 | 3,07 | 380 | 425 | 0-31 | 0-45 |
| 3000 | 2780 | | 730 | 610 | | | | | | |
| | | 25 | | | 1160 | 3,15 | 370 | 415 | 0-30 | 0-44 |
| | | 9 | | | 1230 | 1,79 | 685 | 750 | 0-52 | 0-07 |
| | | 10 | | | 1220 | 1,85 | 665 | 730 | 0-50 | 0-05 |
| | | 11 | | | 1210 | 1,92 | 630 | 700 | 0-47 | 0-02 |
| | 4720 | 12 | 800 | 620 | 1195 | 1,99 | 605 | 675 | 0-45 | 0-00 |
| | | 13 | | | 1180 | 2,06 | 575 | 645 | 0-43 | 0-59 |
| | | 14 | | | 1160 | 2,11 | 555 | 630 | 0-41 | 0-58 |
| | | 15 | | | 1150 | 2,16 | 530 | 605 | 0-40 | 0-57 |
| 5000 | 4740 | 16 | 780 | 600 | 1120 | 2,22 | 510 | 590 | 0-39 | 0-56 |
| | | 17 | | | 1110 | 2,28 | 490 | 570 | 0-37 | 0-54 |
| | | 18 | | | 1090 | 2,35 | 465 | 550 | 0-36 | 0-53 |
| | | 19 | | | 1065 | 2,42 | 445 | 535 | 0-34 | 0-51 |
| | | 20 | | | 1050 | 2,48 | 425 | 520 | 0-33 | 0-50 |
| | | 21 | | | 1040 | 2,53 | 410 | 505 | 0-31 | 0-49 |
| | 4750 | 22 | 770 | 590 | 1030 | 2,58 | 395 | 490 | 0-31 | 0-49 |
| | | 23 | | | 1020 | 2,64 | 380 | 480 | 0-30 | 0-49 |
| | 4750 | 24 | 760 | 580 | 1010 | 2,71 | 370 | 470 | 0-29 | 0-48 |
| | | 25 | | | 995 | 2,78 | 360 | 460 | 0-28 | 0-47 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 6680 | 9 | 850 | 590 | 1165 | 1,55 | 750 | 850 | 0-53 | 1-11 |
| | | 10 | | | 1155 | 1,61 | 720 | 820 | 0-51 | 1-09 |
| | | 11 | | | 1135 | 1,67 | 680 | 785 | 0-48 | 1-06 |
| | | 12 | | | 1120 | 1,74 | 645 | 755 | 0-44 | 1-03 |
| | | 13 | | | 1095 | 1,82 | 615 | 730 | 0-43 | 1-02 |
| | | 14 | | | 1075 | 1,87 | 580 | 700 | 0-41 | 1-01 |
| | | 15 | | | 1055 | 1,93 | 545 | 670 | 0-38 | 1-00 |
| 7000 | 6700 | 16 | 830 | 570 | 1025 | 1,97 | 525 | 655 | 0-38 | 1-01 |
| | | 17 | | | 995 | 2,02 | 490 | 625 | 0-36 | 0-59 |
| | | 18 | | | 955 | 2,09 | 460 | 605 | 0-33 | 0-56 |
| | | 19 | | | 915 | 2,16 | 425 | 580 | 0-31 | 0-54 |
| | | 20 | | | 875 | 2,23 | 400 | 560 | 0-29 | 0-52 |
| 9000 | 8650 | 9 | 890 | 550 | 1090 | 1,37 | 795 | 940 | 0-54 | 1-15 |
| | | 10 | | | 1070 | 1,42 | 750 | 900 | 0-51 | 1-12 |
| | | 11 | | | 1050 | 1,49 | 705 | 860 | 0-48 | 1-10 |
| | | 12 | | | 1025 | 1,55 | 660 | 820 | 0-45 | 1-07 |
| | | 13 | | | 1000 | 1,61 | 610 | 790 | 0-42 | 1-05 |
| | | 14 | | | 960 | 1,63 | 590 | 770 | 0-40 | 1-03 |
| | | 15 | | | 920 | 1,68 | 550 | 740 | 0-38 | 1-02 |
| | | 16 | | | 880 | 1,71 | 515 | 715 | 0-36 | 1-00 |
| 10000 | 9640 | 9 | 900 | 530 | 1055 | 1,30 | 810 | 980 | 0-54 | 1-17 |
| | | 10 | | | 1035 | 1,37 | 750 | 930 | 0-50 | 1-13 |
| | | 11 | | | 1005 | 1,44 | 700 | 885 | 0-46 | 1-10 |
| | | 12 | | | 965 | 1,50 | 645 | 845 | 0-43 | 1-08 |
| | | 13 | | | 935 | 1,57 | 595 | 805 | 0-39 | 1-05 |
| 11000 | 10600 | 9 | 910 | 510 | 1010 | 1,27 | 795 | 1000 | 0-52 | 1-18 |
| | | 10 | | | 980 | 1,33 | 735 | 945 | 0-48 | 1-14 |
| | | | | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | |
| 200 | 100 | 9 | 510 | 480 | 1395 | 2,992 | 465 | 465 | 0-54 | 1-03 |
| | | 10 | | | 1395 | 3,03 | 460 | 460 | 0-54 | 1-03 |
| | | 11 | | | 1390 | 3,08 | 450 | 450 | 0-53 | 1-02 |
| | | 12 | | | 1390 | 3,13 | 440 | 440 | 0-52 | 1-01 |
| | | 13 | | | 1390 | 3,19 | 435 | 435 | 0-51 | 1-00 |
| | | 14 | | | 1385 | 3,25 | 425 | 425 | 0-50 | 0-59 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 15 | | | 1385 | 3,32 | 420 | 420 | 0-49 | 0-58 |
| | | 16 | | | 1380 | 3,38 | 410 | 410 | 0-48 | 0-57 |
| | | 17 | | | 1380 | 3,45 | 400 | 400 | 0-47 | 0-56 |
| | | 18 | | | 1375 | 3,51 | 390 | 390 | 0-46 | 0-55 |
| | | 19 | | | 1375 | 3,58 | 380 | 380 | 0-45 | 0-54 |
| | | 20 | | | 1370 | 3,65 | 375 | 375 | 0-44 | 0-53 |
| | | 21 | | | 1370 | 3,71 | 370 | 370 | 0-43 | 0-52 |
| | | 22 | | | 1365 | 3,78 | 360 | 360 | 0-42 | 0-51 |
| | | 23 | | | 1365 | 3,86 | 350 | 350 | 0-41 | 0-50 |
| | | 24 | | | 1360 | 3,96 | 340 | 340 | 0-40 | 0-49 |
| | | 25 | | | 1360 | 4,07 | 330 | 330 | 0-39 | 0-48 |
| 500 | 390 | 9 | 520 | 480 | 1370 | 2,90 | 470 | 470 | 0-55 | 0-04 |
| | | 10 | | | 1365 | 2,94 | 460 | 460 | 0-54 | 1-03 |
| | | 11 | | | 1365 | 2,99 | 455 | 455 | 0-53 | 1-02 |
| | | 12 | | | 1360 | 3,05 | 440 | 440 | 0-52 | 1-01 |
| | | 13 | | | 1355 | 3,11 | 435 | 435 | 0-51 | 1-00 |
| | | 14 | | | 1350 | 3,17 | 425 | 425 | 0-50 | 0-59 |
| | | 15 | | | 1350 | 3,23 | 420 | 420 | 0-49 | 0-58 |
| | | 16 | | | 1345 | 3,29 | 410 | 410 | 0-48 | 0-57 |
| | | 17 | | | 1345 | 3,36 | 400 | 400 | 0-47 | 0-56 |
| | | 18 | | | 1340 | 3,42 | 390 | 390 | 0-45 | 0-55 |
| | | 19 | | | 1340 | 3,49 | 385 | 385 | 0-44 | 0-54 |
| | | 20 | | | 1335 | 3,55 | 375 | 375 | 0-43 | 0-53 |
| | | 21 | | | 1335 | 3,62 | 370 | 370 | 0-42 | 0-52 |
| | | 22 | | | 1330 | 3,69 | 360 | 360 | 0-41 | 0-51 |
| | | 23 | | | 1325 | 3,77 | 350 | 350 | 0-40 | 0-50 |
| | | 24 | | | 1325 | 3,85 | 340 | 340 | 0-39 | 0-49 |
| | | 25 | | | 1320 | 3,97 | 330 | 330 | 0-38 | 0-48 |
| 1000 | 880 | 9 | 530 | 480 | 1360 | 2,76 | 490 | 490 | 0-56 | 1-06 |
| | | 10 | | | 1360 | 2,80 | 480 | 480 | 0-55 | 1-04 |
| | | 11 | | | 1355 | 2,85 | 470 | 470 | 0-54 | 1-03 |
| | | 12 | | | 1350 | 2,89 | 460 | 460 | 0-52 | 1-02 |
| | | 13 | | | 1345 | 2,97 | 450 | 450 | 0-51 | 1-01 |
| | | 14 | | | 1340 | 3,02 | 440 | 440 | 0-50 | 1-00 |
| | | 15 | | | 1335 | 3,08 | 435 | 435 | 0-49 | 0-59 |
| | | 16 | | | 1330 | 3,18 | 425 | 425 | 0-48 | 0-58 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 17 | | | 1325 | 3,28 | 415 | 415 | 0-47 | 0-57 |
| | | 18 | | | 1320 | 3,32 | 405 | 405 | 0-46 | 0-56 |
| | | 19 | | | 1315 | 3,36 | 395 | 395 | 0-45 | 0-55 |
| | | 20 | | | 1310 | 3,37 | 385 | 385 | 0-44 | 0-54 |
| | | 21 | | | 1305 | 3,48 | 375 | 375 | 0-43 | 0-53 |
| | | 22 | | | 1300 | 3,55 | 365 | 365 | 0-42 | 0-52 |
| | | 23 | | | 1300 | 3,62 | 360 | 360 | 0-41 | 0-51 |
| | | 24 | | | 1295 | 3,72 | 350 | 350 | 0-40 | 0-50 |
| | | 25 | | | 1290 | 3,83 | 340 | 340 | 0-39 | 0-49 |
| 3000 | 2860 | 9 | 580 | 480 | 1300 | 2,26 | 575 | 605 | 0-59 | I-11 |
| | | 10 | | | 1290 | 2,32 | 550 | 580 | 0-58 | 1-10 |
| | | 11 | | | 1280 | 2,38 | 535 | 570 | 0-56 | 1-08 |
| | | 12 | | | 1270 | 2,44 | 520 | 555 | 0-54 | 1-07 |
| | | 13 | | | 1265 | 2,50 | 505 | 540 | 0-52 | 1-05 |
| | | 14 | | | 1255 | 2,53 | 495 | 530 | 0-51 | 1-04 |
| | | 15 | | | 1245 | 2,57 | 485 | 520 | 0-50 | 1-03 |
| | | 16 | | | 1235 | 2,65 | 465 | 505 | 0-48 | 1-01 |
| | | 17 | | | 1225 | 2,73 | 450 | 490 | 0-47 | 1-00 |
| | | 18 | | | 1220 | 2,80 | 435 | 475 | 0-45 | 0-58 |
| | | 19 | | | 1200 | 2,87 | 420 | 460 | 0-44 | 0-57 |
| | | 20 | | | 1190 | 2,92 | 405 | 445 | 0-42 | 0-56 |
| | | 21 | | | 1185 | 2,98 | 400 | 440 | 0-41 | 0-55 |
| | | 22 | | | 1175 | 3,05 | 385 | 430 | 0-40 | 0-54 |
| | | 23 | | | 1170 | 3,12 | 375 | 420 | 0-39 | 0-53 |
| | | 24 | | | 1165 | 3,21 | 365 | 410 | 0-37 | 0-52 |
| | | 25 | | | 1160 | 3,30 | 350 | 395 | 0-36 | 0-50 |
| 5000 | 4820 | 9 | 640 | 480 | 1230 | 1,89 | 650 | 715 | 1-01 | 1-16 |
| | | 10 | | | 1220 | 1,95 | 630 | 695 | 0-59 | 1-14 |
| | | 11 | | | 1210 | 2,02 | 600 | 670 | 0-56 | 1-11 |
| | | 12 | | | 1190 | 2,07 | 580 | 650 | 0-54 | 1-10 |
| | | 13 | | | 1180 | 2,13 | 560 | 630 | 0-52 | 1-08 |
| | | 14 | | | 1160 | 2,15 | 535 | 610 | 0-50 | 1-06 |
| | | 15 | | | 1150 | 2,18 | 525 | 600 | 0-49 | 1-05 |
| | | 16 | | | 1135 | 2,27 | 500 | 575 | 0-47 | 1-03 |
| | | 17 | | | 1110 | 2,36 | 480 | 560 | 0-45 | 1-02 |
| | | 18 | | | 1090 | 2,42 | 455 | 540 | 0-42 | 1-00 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 5000 | | 19 | | | 1065 | 2,49 | 430 | 520 | 0-40 | 0-59 |
| | | 20 | | | 1050 | 2,54 | 410 | 505 | 0-39 | 0-58 |
| | | 21 | | | 1040 | 2,59 | 400 | 495 | 0-38 | 0-56 |
| | | 22 | | | 1030 | 2,65 | 390 | 485 | 0-37 | 0-55 |
| | | 23 | | | 1020 | 2,71 | 375 | 475 | 0-35 | 0-54 |
| | | 24 | | | 1010 | 2,79 | 365 | 465 | 0-34 | 0-53 |
| | | 25 | | | 995 | 2,87 | 345 | 445 | 0-33 | 0-51 |
| 7000 | 6780 | 9 | 710 | 480 | 1165 | 1,61 | 720 | 820 | 1-00 | 1-18 |
| | | 10 | | | 1145 | 1,67 | 690 | 790 | 0-58 | 1-16 |
| | | 11 | | | 1135 | 1,73 | 655 | 760 | 0-55 | 1-13 |
| | | 12 | | | 1125 | 1,80 | 625 | 735 | 0-53 | 1-11 |
| | | 13 | | | 1095 | 1,86 | 590 | 705 | 0-50 | 1-09 |
| | | 14 | | | 1075 | 1,89 | 570 | 690 | 0-48 | 1-07 |
| | | 15 | | | 1055 | 1,94 | 545 | 670 | 0-46 | 1-05 |
| | | 16 | | | 1025 | 2,01 | 510 | 650 | 0-43 | 1-03 |
| | | 17 | | | 995 | 2,08 | 480 | 620 | 0-42 | 1-02 |
| | | 18 | | | 955 | 2,15 | 450 | 600 | 0-38 | 1-00 |
| | | 19 | | | 915 | 2,22 | 410 | 570 | 0-35 | 0-58 |
| | | 20 | | | 875 | 2,29 | 390 | 550 | 0-33 | 0-57 |
| 9000 | 8730 | 9 | 810 | 480 | 1090 | 1,40 | 765 | 910 | 0-57 | 1-18 |
| | | 10 | | | 1080 | 1,46 | 720 | 870 | 0-54 | 1-16 |
| | | 11 | | | 1050 | 1,53 | 690 | 850 | 0-51 | 1-13 |
| | | 12 | | | 1040 | 1,60 | 650 | 815 | 0-48 | 1-11 |
| | | 13 | | | 1000 | 1,64 | 610 | 785 | 0-45 | 1-08 |
| | | 14 | | | 960 | 1,69 | 570 | 765 | 0-42 | 1-06 |
| | | 15 | | | 920 | 1,71 | 540 | 730 | 0-40 | 1-04 |
| | | 16 | | | 880 | 1,72 | 515 | 705 | 0-38 | 1-02 |
| 10000 | 9700 | 9 | 830 | 480 | 1055 | 1,35 | 780 | 950 | 0-56 | 1-19 |
| | | 10 | | | 1035 | 1,41 | 720 | 900 | 0-52 | 1-16 |
| | | 11 | | | 1005 | 1,48 | 685 | 870 | 0-49 | 1-13 |
| | | 12 | | | 965 | 1,55 | 635 | 830 | 0-46 | 1-10 |
| | | 13 | | | 935 | 1,62 | 595 | 805 | 0-43 | 1-08 |
| 11000 | | 9 | 870 | 480 | 1010 | 1,30 | 780 | 980 | 0-53 | 1-19 |
| | | 10 | | | 980 | 1,36 | 720 | 930 | 0-50 | 1-16 |

TABELA 6

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z jednym podwieszonym zbiornikiem dodatkowym paliwa o pojemności 490 litrów

$Q_{p.obl.}$ = 2260 kG

| Wys.lotu /m/ | | Współczyn. oporu czołowego samolotu | Prędkość lotu km/h | | Zapas paliwa dla lotu poz. /kG/ | Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km | | Długot.lotu /h-min./ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| barometryczna | przyrządowa | | rzeczywista | Przyrządowa | | | poziomego | praktycznego | poziomego | praktycznego |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | | | |
| 200 | 10 | 11 | 735 | 700 | 1770 | 2,91 | 610 | 610 | 0-50 | 0-59 |
| | | 12 | | | 1770 | 2,97 | 595 | 595 | 0-49 | 0-58 |
| | | 13 | | | 1770 | 3,03 | 580 | 580 | 0-47 | 0-56 |
| | | 14 | | | 1765 | 3,10 | 565 | 565 | 0-46 | 0-55 |
| | | 15 | | | 1760 | 3,18 | 550 | 550 | 0-45 | 0-54 |
| | 10 | 16 | 705 | 670 | 1760 | 3,25 | 540 | 540 | 0-46 | 0-55 |
| | | 17 | | | 1760 | 3,33 | 530 | 530 | 0-45 | 0-54 |
| | | 18 | | | 1755 | 3,40 | 520 | 520 | 0-44 | 0-53 |
| | | 19 | | | 1750 | 3,48 | 505 | 505 | 0-43 | 0-52 |
| | | 20 | | | 1750 | 3,54 | 495 | 495 | 0-42 | 0-51 |
| | | 21 | | | 1750 | 3,61 | 485 | 485 | 0-41 | 0-50 |
| | 20 | 22 | 685 | 650 | 1745 | 3,67 | 475 | 475 | 0-42 | 0-51 |
| | | 23 | | | 1740 | 3,74 | 465 | 465 | 0-41 | 0-50 |
| | 30 | 24 | 670 | 640 | 1740 | 3,82 | 455 | 455 | 0-41 | 0-50 |
| | | 25 | | | 1740 | 3,90 | 445 | 445 | 0-40 | 0-49 |
| 500 | 280 | 11 | 730 | 690 | 1740 | 2,82 | 620 | 620 | 0-51 | 1-00 |
| | | 12 | | | 1740 | 2,87 | 605 | 605 | 0-50 | 0-59 |
| | | 13 | | | 1735 | 2,93 | 590 | 590 | 0-48 | 0-57 |
| | | 14 | | | 1730 | 3,00 | 575 | 575 | 0-47 | 0-56 |
| | | 15 | | | 1730 | 3,08 | 560 | 560 | 0-46 | 0-55 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 500 | 300 | 16 | 700 | 660 | 1725 | 3,15 | 545 | 545 | 0-47 | 0-56 |
| | | 17 | | | 1725 | 3,22 | 535 | 535 | 0-46 | 0-55 |
| | | 18 | | | 1720 | 3,30 | 525 | 525 | 0-45 | 0-54 |
| | | 19 | | | 1720 | 3,37 | 510 | 510 | 0-44 | 0-53 |
| | | 20 | | | 1715 | 3,43 | 500 | 500 | 0-43 | 0-52 |
| | | 21 | | | 1710 | 3,50 | 490 | 490 | 0-42 | 0-52 |
| | 310 | 22 | 680 | 640 | 1705 | 3,57 | 480 | 480 | 0-42 | 0-52 |
| | | 23 | | | 1705 | 3,64 | 470 | 470 | 0-41 | 0-51 |
| | 320 | 24 | 670 | 630 | 1700 | 3,72 | 460 | 460 | 0-41 | 0-51 |
| | | 25 | | | 1700 | 3,80 | 450 | 450 | 0-40 | 0-50 |
| 1000 | 780 | 11 | 740 | 680 | 1730 | 2,69 | 640 | 640 | 0-52 | 1-01 |
| | | 12 | | | 1725 | 2,75 | 625 | 625 | 0-51 | 1-00 |
| | | 13 | | | 1720 | 2,81 | 610 | 610 | 0-50 | 0-59 |
| | | 14 | | | 1715 | 2,88 | 595 | 595 | 0-48 | 0-58 |
| | | 15 | | | 1710 | 2,95 | 580 | 580 | 0-47 | 0-57 |
| | 800 | 16 | 705 | 650 | 1705 | 3,02 | 565 | 565 | 0-48 | 0-58 |
| | | 17 | | | 1705 | 3,08 | 550 | 550 | 0-47 | 0-57 |
| | | 18 | | | 1700 | 3,15 | 540 | 540 | 0-46 | 0-56 |
| | | 19 | | | 1695 | 3,23 | 530 | 530 | 0-44 | 0-54 |
| | | 20 | | | 1690 | 3,29 | 515 | 515 | 0-43 | 0-53 |
| | | 21 | | | 1685 | 3,35 | 500 | 500 | 0-43 | 0-53 |
| | 810 | 22 | 690 | 630 | 1680 | 3,42 | 490 | 490 | 0-42 | 0-52 |
| | | 23 | | | 1675 | 3,50 | 480 | 480 | 0-42 | 0-52 |
| | 820 | 24 | 675 | 620 | 1675 | 3,57 | 470 | 470 | 0-42 | 0-52 |
| | | 25 | | | 1670 | 3,65 | 460 | 460 | 0-41 | 0-51 |
| 3000 | 2740 | 11 | 730 | 660 | 1660 | 2,24 | 740 | 740 | 0-57 | 1-09 |
| | | 12 | | | 1650 | 2,30 | 720 | 750 | 0-55 | 1-07 |
| | | 13 | | | 1640 | 2,36 | 690 | 720 | 0-53 | 1-05 |
| | | 14 | | | 1630 | 2,42 | 675 | 700 | 0-52 | 1-04 |
| | | 15 | | | 1620 | 2,49 | 650 | 685 | 0-50 | 1-03 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3000 | 2760 | 16 | 750 | 630 | 1610 | 2,54 | 630 | 670 | 0-50 | 1-08 |
| | | 17 | | | 1600 | 2,60 | 610 | 645 | 0-50 | 1-03 |
| | | 18 | | | 1590 | 2,66 | 595 | 630 | 0-48 | 1-01 |
| | | 19 | | | 1580 | 2,73 | 580 | 620 | 0-46 | 0-59 |
| | | 20 | | | 1570 | 2,78 | 565 | 605 | 0-45 | 0-58 |
| | | 21 | | | 1560 | 2,83 | 550 | 690 | 0-44 | 0-58 |
| | 2770 | 22 | 740 | 620 | 1555 | 2,90 | 535 | 575 | 0-43 | 0-57 |
| | | 23 | | | 1550 | 2,97 | 520 | 560 | 0-42 | 0-56 |
| | 2780 | 24 | 730 | 610 | 1545 | 3,04 | 510 | 550 | 0-42 | 0-56 |
| | | 25 | | | 1540 | 3,11 | 500 | 540 | 0-41 | 0-55 |
| 5000 | 4720 | 11 | 800 | 620 | 1590 | 1,91 | 830 | 900 | 1-02 | 1-17 |
| | | 12 | | | 1575 | 1,97 | 795 | 865 | 1-00 | 1-15 |
| | | 13 | | | 1560 | 2,04 | 760 | 830 | 0-57 | 1-13 |
| | | 14 | | | 1545 | 2,11 | 730 | 800 | 0-55 | 1-11 |
| | | 15 | | | 1530 | 2,18 | 700 | 760 | 0-53 | 1-09 |
| | 4740 | 16 | 780 | 600 | 1510 | 2,21 | 675 | 750 | 0-52 | 1-08 |
| | | 17 | | | 1490 | 2,25 | 645 | 725 | 0-51 | 1-08 |
| | | 18 | | | 1470 | 2,35 | 620 | 705 | 0-48 | 1-05 |
| | | 19 | | | 1445 | 2,45 | 590 | 685 | 0-45 | 1-02 |
| | | 20 | | | 1430 | 2,50 | 575 | 665 | 0-44 | 1-01 |
| | | 21 | | | 1420 | 2,56 | 555 | 650 | 0-43 | 1-01 |
| | 4750 | 22 | 770 | 590 | 1410 | 2,62 | 540 | 635 | 0-42 | 1-00 |
| | | 23 | | | 1400 | 2,68 | 620 | 620 | 0-41 | 1-00 |
| | 4750 | 24 | 760 | 580 | 1390 | 2,74 | 505 | 605 | 0-40 | 0-59 |
| | | 25 | | | 1375 | 2,80 | 490 | 590 | 0-39 | 0-58 |
| 7000 | 6650 | 11 | 850 | 590 | 1515 | 1,86 | 910 | 1020 | 1-04 | 1-22 |
| | | 12 | | | 1495 | 1,73 | 865 | 975 | 1-01 | 1-19 |
| | | 13 | | | 1475 | 1,80 | 820 | 930 | 0-58 | 1-17 |
| | | 14 | | | 1455 | 1,86 | 785 | 900 | 0-55 | 1-15 |
| | | 15 | | | 1435 | 1,92 | 750 | 870 | 0-55 | 1-13 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 7000 | 6700 | 16 | 830 | 570 | 1405 | 1,94 | 705 | 835 | 0-51 | 1-10 |
| | | 17 | | | 1375 | 1,97 | 665 | 805 | 0-48 | 1-02 |
| | | 18 | | | 1335 | 2,08 | 630 | 775 | 0-46 | 1-08 |
| | | 19 | | | 1295 | 2,21 | 590 | 750 | 0-43 | 1-06 |
| | | 20 | | | 1255 | | 580 | 725 | 0-42 | 1-05 |
| 9000 | 8650 | 11 | 890 | 550 | 1430 | 1,48 | 960 | 1120 | 1-05 | 1-27 |
| | | 12 | | | 1405 | 1,54 | 910 | 1080 | 1-01 | 1-24 |
| | | 13 | | | 1380 | 1,60 | 860 | 1040 | 0-58 | 1-21 |
| | | 14 | | | 1340 | 1,66 | 800 | 990 | 0-54 | 1-18 |
| | | 15 | | | 1300 | 1,73 | 750 | 940 | 0-51 | 1-16 |
| | | 16 | | | 1260 | 1,78 | 710 | 905 | 0-48 | 1-14 |
| 10000 | 9640 | 11 | 900 | 530 | 1385 | 1,44 | 960 | 1150 | 1-04 | 1-28 |
| | | 12 | | | 1345 | 1,50 | 900 | 1130 | 1-00 | 1-25 |
| | | 13 | | | 1315 | 1,56 | 840 | 1060 | 0-56 | 1-22 |
| | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | | | | |
| 200 | 100 | 11 | 510 | 480 | 1770 | 3,08 | 570 | 570 | 1-07 | 1-16 |
| | | 12 | | | 1770 | 3,13 | 560 | 569 | 1-06 | 1-15 |
| | | 13 | | | 1760 | 3,19 | 550 | 550 | 1-05 | 1-14 |
| | | 14 | | | 1760 | 3,25 | 540 | 540 | 1-03 | 1-12 |
| | | 15 | | | 1760 | 3,32 | 530 | 530 | 1-02 | 1-11 |
| | | 16 | | | 1760 | 3,38 | 525 | 525 | 1-01 | 1-10 |
| | | 17 | | | 1760 | 3,45 | 515 | 515 | 1-00 | 1-09 |
| | | 18 | | | 1755 | 3,51 | 500 | 500 | 0-59 | 1-08 |
| | | 19 | | | 1750 | 3,59 | 490 | 490 | 0-58 | 1-07 |
| | | 20 | | | 1750 | 3,65 | 480 | 480 | 0-57 | 1-06 |
| | | 21 | | | 1750 | 3,72 | 470 | 470 | 0-55 | 1-04 |
| | | 22 | | | 1745 | 3,80 | 460 | 460 | 0-54 | 1-03 |
| | | 23 | | | 1740 | 3,87 | 450 | 450 | 0-53 | 1-02 |
| | | 24 | | | 1740 | 3,97 | 440 | 440 | 0-52 | 1-01 |
| | | 25 | | | 1740 | 4,07 | 430 | 430 | 0-51 | 1-00 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 500 | 390 | 11 | 520 | 480 | 1740 | 2,99 | 590 | 580 | 1-07 | 1-16 |
| | | 12 | | | 1735 | 3,05 | 570 | 570 | 1-06 | 1-15 |
| | | 13 | | | 1735 | 3,10 | 560 | 560 | 1-05 | 1-14 |
| | | 14 | | | 1735 | 3,16 | 550 | 550 | 1-03 | 1-12 |
| | | 15 | | | 1730 | 3,23 | 540 | 540 | 1-02 | 1-11 |
| | | 16 | | | 1730 | 3,29 | 530 | 530 | 1-01 | 1-10 |
| | | 17 | | | 1725 | 3,35 | 520 | 520 | 1-00 | 1-09 |
| | | 18 | | | 1725 | 3,42 | 505 | 505 | 0-58 | 1-08 |
| | | 19 | | | 1720 | 3,50 | 495 | 495 | 0-57 | 1-07 |
| | | 20 | | | 1715 | 3,56 | 485 | 485 | 0-55 | 1-06 |
| | | 21 | | | 1710 | 3,62 | 475 | 475 | 0-54 | 1-04 |
| | | 22 | | | 1705 | 3,70 | 465 | 465 | 0-53 | 1-03 |
| | | 23 | | | 1705 | 3,78 | 455 | 455 | 0-52 | 1-02 |
| | | 24 | | | 1705 | 3,92 | 445 | 445 | 0-51 | 1-01 |
| | | 25 | | | 1700 | 3,97 | 435 | 435 | 0-50 | 1-00 |
| 1000 | 380 | 11 | 530 | 480 | 1730 | 2,85 | 610 | 610 | 1-09 | 1-18 |
| | | 12 | | | 1725 | 2,91 | 595 | 595 | 1-08 | 1-17 |
| | | 13 | | | 1720 | 2,97 | 580 | 580 | 1-06 | 1-15 |
| | | 14 | | | 1715 | 3,04 | 565 | 565 | 1-04 | 1-14 |
| | | 15 | | | 1710 | 3,11 | 550 | 550 | 1-02 | 1-12 |
| | | 16 | | | 1710 | 3,16 | 540 | 540 | 1-01 | 1-11 |
| | | 17 | | | 1705 | 3,22 | 530 | 530 | 1-00 | 1-10 |
| | | 18 | | | 1700 | 3,30 | 515 | 515 | 0-58 | 1-08 |
| | | 19 | | | 1695 | 3,37 | 505 | 505 | 0-57 | 1-07 |
| | | 20 | | | 1690 | 3,43 | 490 | 490 | 0-56 | 1-06 |
| | | 21 | | | 1685 | 3,50 | 480 | 480 | 0-54 | 1-04 |
| | | 22 | | | 1680 | 3,57 | 470 | 470 | 0-53 | 1-03 |
| | | 23 | | | 1675 | 3,65 | 460 | 460 | 0-52 | 1-02 |
| | | 24 | | | 1675 | 3,74 | 450 | 450 | 0-51 | 1-01 |
| | | 25 | | | 1670 | 3,83 | 440 | 440 | 0-50 | 1-00 |
| 3000 | 2860 | 11 | 580 | 480 | 1660 | 2,37 | 700 | 730 | 1-12 | 1-24 |
| | | 12 | | | 1650 | 2,43 | 680 | 710 | 1-10 | 1-22 |
| | | 13 | | | 1640 | 2,49 | 660 | 690 | 1-08 | 1-20 |
| | | 14 | | | 1630 | 2,55 | 640 | 670 | 1-06 | 1-19 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3000 | | 15 | | | 1620 | 2,62 | 620 | 655 | 1-04 | 1-17 |
| | | 16 | | | 1610 | 2,67 | 605 | 645 | 1-02 | 1-15 |
| | | 17 | | | 1600 | 2,72 | 590 | 630 | 1-01 | 1-14 |
| | | 18 | | | 1590 | 2,81 | 570 | 610 | 0-59 | 1-12 |
| | | 19 | | | 1580 | 2,89 | 550 | 595 | 0-57 | 1-10 |
| | | 20 | | | 1570 | 2,95 | 535 | 575 | 0-56 | 1-09 |
| | | 21 | | | 1560 | 3,00 | 520 | 560 | 0-54 | 1-08 |
| | | 22 | | | 1550 | 3,07 | 505 | 545 | 0-53 | 1-07 |
| | | 23 | | | 1550 | 3,15 | 490 | 535 | 0-51 | 1-05 |
| | | 24 | | | 1545 | 3,22 | 480 | 525 | 0-50 | 1-04 |
| | | 25 | | | 1540 | 3,30 | 470 | 515 | 0-49 | 1-03 |
| 5000 | 4820 | 11 | 640 | 480 | 1590 | 2,00 | 790 | 860 | 1-14 | 1-29 |
| | | 12 | | | 1570 | 2,06 | 760 | 835 | 1-11 | 1-27 |
| | | 13 | | | 1560 | 2,13 | 730 | 800 | 1-08 | 1-24 |
| | | 14 | | | 1550 | 2,20 | 705 | 780 | 1-06 | 1-22 |
| | | 15 | | | 1530 | 2,26 | 680 | 755 | 1-04 | 1-20 |
| | | 16 | | | 1515 | 2,30 | 660 | 740 | 1-02 | 1-19 |
| | | 17 | | | 1490 | 2,33 | 640 | 720 | 1-00 | 1-17 |
| | | 18 | | | 1470 | 2,43 | 620 | 710 | 0-58 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1445 | 2,53 | 600 | 675 | 0-56 | 1-13 |
| | | 20 | | | 1430 | 2,58 | 575 | 655 | 0-54 | 1-11 |
| | | 21 | | | 1420 | 2,63 | 540 | 635 | 0-51 | 1-09 |
| | | 22 | | | 1410 | 2,70 | 525 | 620 | 0-49 | 1-08 |
| | | 23 | | | 1400 | 2,76 | 510 | 605 | 0-48 | 1-07 |
| | | 24 | | | 1390 | 2,83 | 490 | 590 | 0-46 | 1-05 |
| | | 25 | | | 1375 | 2,90 | 470 | 570 | 0-44 | 1-03 |
| 7000 | 6780 | 11 | 710 | 480 | 1515 | 1,73 | 880 | 985 | 1-14 | 1-32 |
| | | 12 | | | 1495 | 1,80 | 840 | 950 | 1-11 | 1-29 |
| | | 13 | | | 1475 | 1,87 | 790 | 905 | 1-07 | 1-26 |
| | | 14 | | | 1455 | 1,93 | 755 | 870 | 1-04 | 1-24 |
| | | 15 | | | 1435 | 1,99 | 720 | 845 | 1-01 | 1-21 |
| | | 16 | | | 1405 | 2,01 | 685 | 825 | 0-58 | 1-19 |
| | | 17 | | | 1375 | 2,04 | 670 | 805 | 0-56 | 1-17 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 7000 | | 18 | | | 1335 | 2,15 | 615 | 775 | 0-53 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1295 | 2,27 | 585 | 740 | 0-50 | 1-13 |
| | | 20 | | | 1255 | 2,30 | 555 | 715 | 0-47 | 1-11 |
| 9000 | 8730 | 11 | 810 | 480 | 1430 | 1,51 | 950 | 1105 | 1-10 | 1-32 |
| | | 12 | | | 1405 | 1,59 | 900 | 1055 | 1-06 | 1-20 |
| | | 13 | | | 1380 | 1,65 | 840 | 1015 | 1-03 | 1-26 |
| | | 14 | | | 1340 | 1,71 | 785 | 960 | 0-58 | 1-22 |
| | | 15 | | | 1300 | 1,78 | 730 | 920 | 0-54 | 1-19 |
| | | 16 | | | 1260 | 1,83 | 690 | 890 | 0-51 | 1-17 |
| 10000 | 9700 | 11 | 830 | 480 | 1385 | 1,47 | 940 | 1125 | 1-08 | 1-32 |
| | | 12 | | | 1345 | 1,52 | 880 | 1075 | 1-04 | 1-29 |
| | | 13 | | | 1315 | 1,56 | 815 | 1025 | 0-59 | 1-25 |

TABELA 7

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z jednym podwiedzonym zbiornikiem dodatkowym paliwa o pojemności 765 litrów

$Q_{p.obl.}$ = 2470 kG

| Wys.lotu/m/ | | Współczynnik oporu czoł. samolotu | Prędkość lotu km/h | | Zapas paliwa dla lotu poz. /kG/ | Średnie kilometr. zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km | | Długotrw. lotu/h-min/ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| barometryczna | przyrządowa | | rzeczywista | przyrządowa | | | poziomego | praktycznego | poziomego | praktycznego |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | | |
| 200 | -10 | 11 | 735 | 700 | 1980 | 2,91 | 680 | 680 | 0-55 | 1-04 |
| | | 12 | | | 1980 | 2,97 | 665 | 665 | 0-54 | 1-03 |
| | | 13 | | | 1980 | 3,03 | 655 | 655 | 0-53 | 1-02 |
| | | 14 | | | 1975 | 3,10 | 640 | 640 | 0-52 | 1-01 |
| | | 15 | | | 1975 | 3,18 | 625 | 625 | 0-51 | 1-00 |
| 200 | 10 | 16 | 705 | 670 | 1970 | 3,25 | 610 | 610 | 0-51 | 1-00 |
| | | 17 | | | 1970 | 3,33 | 595 | 595 | 0-50 | 0-59 |
| | | 18 | | | 1970 | 3,40 | 580 | 580 | 0-49 | 0-58 |
| | | 19 | | | 1965 | 3,48 | 570 | 570 | 0-48 | 0-57 |
| | | 20 | | | 1960 | 3,54 | 555 | 555 | 0-47 | 0-56 |
| | | 21 | | | 1960 | 3,61 | 545 | 545 | 0-46 | 0-55 |
| | 20 | 22 | 685 | 650 | 1955 | 3,67 | 535 | 535 | 0-47 | 0-56 |
| | | 23 | | | 1955 | 3,74 | 525 | 525 | 0-46 | 0-55 |
| | 30 | 24 | 670 | 640 | 1950 | 3,82 | 510 | 510 | 0-46 | 0-55 |
| | | 25 | | | 1950 | 3,90 | 500 | 500 | 0-45 | 0-54 |
| 500 | 280 | 11 | 730 | 690 | 1955 | 2,82 | 695 | 695 | 0-57 | 1-06 |
| | | 12 | | | 1950 | 2,87 | 680 | 680 | 0-56 | 1-05 |
| | | 13 | | | 1945 | 2,93 | 665 | 665 | 0-55 | 1-04 |
| | | 14 | | | 1945 | 3,00 | 650 | 650 | 0-53 | 1-02 |
| | | 15 | | | 1940 | 3,08 | 635 | 635 | 0-52 | 1-01 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 300 | 16 | 700 | 660 | 1940 | 3,15 | 620 | 620 | 0-53 | 1-02 |
| | | 17 | | | 1935 | 3,22 | 605 | 605 | 0-51 | 1-00 |
| | | 18 | | | 1935 | 3,29 | 590 | 590 | 0-50 | 0-59 |
| | | 19 | | | 1930 | 3,37 | 575 | 575 | 0-49 | 0-59 |
| | | 20 | | | 1930 | 3,44 | 565 | 565 | 0-48 | 0-58 |
| | | 21 | | | 1925 | 3,50 | 550 | 550 | 0-47 | 0-57 |
| 500 | 310 | 22 | 680 | 640 | 1925 | 3,57 | 540 | 540 | 0-48 | 0-58 |
| | | 23 | | | 1915 | 3,64 | 525 | 525 | 0-46 | 0-56 |
| | 320 | 24 | 670 | 630 | 1915 | 3,72 | 515 | 515 | 0-46 | 0-56 |
| | | 25 | | | 1910 | 3,80 | 500 | 500 | 0-45 | 0-55 |
| 1000 | 780 | 11 | 740 | 690 | 1945 | 2,69 | 725 | 725 | 0-59 | 1-08 |
| | | 12 | | | 1940 | 2,75 | 710 | 710 | 0-58 | 1-07 |
| | | 13 | | | 1935 | 2,81 | 690 | 690 | 0-56 | 1-06 |
| | | 14 | | | 1930 | 2,88 | 670 | 670 | 0-54 | 1-04 |
| | | 15 | | | 1925 | 2,95 | 655 | 655 | 0-53 | 1-01 |
| | 800 | 16 | 700 | 650 | 1930 | 3,01 | 640 | 640 | 0-54 | 1-04 |
| | | 17 | | | 1915 | 3,08 | 625 | 625 | 0-53 | 1-01 |
| | | 18 | | | 1910 | 3,15 | 610 | 610 | 0-52 | 1-02 |
| | | 19 | | | 1905 | 3,22 | 595 | 595 | 0-50 | 1-00 |
| | | 20 | | | 1900 | 3,28 | 580 | 580 | 0-49 | 0-59 |
| | | 21 | | | 1895 | 3,35 | 565 | 565 | 0-48 | 0-58 |
| | 810 | 22 | 690 | 630 | 1890 | 3,42 | 550 | 550 | 0-48 | 0-58 |
| | | 23 | | | 1890 | 3,50 | 540 | 540 | 0-47 | 0-57 |
| | 820 | 24 | 675 | 620 | 1885 | 3,57 | 530 | 530 | 0-47 | 0-57 |
| | | 25 | | | 1880 | 3,65 | 515 | 515 | 0-46 | 0-56 |
| 3000 | 2740 | 11 | 780 | 660 | 1870 | 2,25 | 830 | 860 | 1-05 | 1-17 |
| | | 12 | | | 1865 | 2,31 | 810 | 840 | 1-03 | 1-15 |
| | | 13 | | | 1855 | 2,37 | 785 | 815 | 1-01 | 1-13 |
| | | 14 | | | 1850 | 2,44 | 760 | 795 | 0-59 | 1-13 |
| | | 15 | | | 1835 | 2,51 | 730 | 765 | 0-57 | 1-10 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 2760 | 16 | 750 | 630 | 1820 | 2,56 | 705 | 745 | 0-53 | 1-09 |
| | | 17 | | | 1815 | 2,62 | 680 | 720 | 0-52 | 1-05 |
| | | 18 | | | 1800 | 2,70 | 660 | 700 | 0-50 | 1-03 |
| | | 19 | | | 1790 | 2,79 | 640 | 680 | 0-51 | 1-04 |
| | | 20 | | | 1775 | 2,84 | 625 | 665 | 0-50 | 1-03 |
| | | 21 | | | 1775 | 2,90 | 610 | 650 | 0-49 | 1-03 |
| | 2770 | 22 | 740 | 620 | 1770 | 2,96 | 595 | 635 | 0-48 | 1-02 |
| | | 23 | | | 1760 | 3,05 | 580 | 625 | 0-47 | 1-01 |
| | 2780 | 24 | 730 | 610 | 1755 | 3,10 | 565 | 610 | 0-46 | 1-00 |
| | | 25 | | | 1750 | 3,18 | 550 | 595 | 0-45 | 0-59 |
| 5000 | 4720 | 11 | 800 | 620 | 1800 | 1,93 | 935 | 1000 | 1-10 | 1-25 |
| | | 12 | | | 1785 | 2,00 | 895 | 965 | 1-07 | 1-23 |
| | | 13 | | | 1770 | 2,07 | 865 | 935 | 1-04 | 1-20 |
| | | 14 | | | 1755 | 2,14 | 825 | 900 | 1-02 | 1-18 |
| | | 15 | | | 1740 | 2,21 | 790 | 865 | 0-59 | 1-15 |
| | 4740 | 16 | 780 | 600 | 1730 | 2,27 | 775 | 840 | 0-59 | 1-15 |
| | | 17 | | | 1700 | 2,33 | 730 | 810 | 0-58 | 1-15 |
| | | 18 | | | 1680 | 2,40 | 700 | 785 | 0-54 | 1-11 |
| | | 19 | | | 1655 | 2,47 | 670 | 760 | 0-52 | 1-00 |
| | | 20 | | | 1640 | 2,52 | 650 | 740 | 0-50 | 1-08 |
| | | 21 | | | 1630 | 2,58 | 630 | 725 | 0-49 | 1-07 |
| | 4750 | 22 | 770 | 590 | 1620 | 2,64 | 610 | 705 | 0-48 | 1-06 |
| | | 23 | | | 1610 | 2,70 | 595 | 695 | 0-46 | 1-05 |
| | 4750 | 24 | 760 | 580 | 1590 | 2,76 | 575 | 675 | 0-45 | 1-04 |
| | | 25 | | | 1585 | 2,82 | 560 | 660 | 0-44 | 1-03 |
| 7000 | 6680 | 11 | 850 | 590 | 1725 | 1,68 | 1025 | 1130 | 1-12 | 1-30 |
| | | 12 | | | 1700 | 1,75 | 975 | 1085 | 1-00 | 1-27 |
| | | 13 | | | 1685 | 1,83 | 925 | 1040 | 1-05 | 1-24 |
| | | 14 | | | 1665 | 1,89 | 880 | 1000 | 1-02 | 1-22 |
| | | 15 | | | 1645 | 1,96 | 835 | 960 | 0-59 | 1-19 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 6700 | 16 | 830 | 570 | 1615 | 2,02 | 800 | 930 | 0-58 | 1-19 |
| | | 17 | | | 1585 | 2,09 | 760 | 895 | 0-57 | 1-18 |
| | | 18 | | | 1550 | 2,15 | 720 | 865 | 0-52 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1505 | 2,22 | 680 | 835 | 0-49 | 1-12 |
| | | 20 | | | 1420 | 2,29 | 620 | 810 | 0-45 | 1-08 |
| 9000 | 8650 | 11 | 890 | 550 | 1640 | 1,49 | 1090 | 1245 | 1-14 | 1-36 |
| | | 12 | | | 1610 | 1,55 | 1025 | 1185 | 1-10 | 1-32 |
| | | 13 | | | 1590 | 1,62 | 970 | 1135 | 1-06 | 1-29 |
| | | 14 | | | 1550 | 1,70 | 910 | 1090 | 1-01 | 1-25 |
| | | 15 | | | 1510 | 1,79 | 840 | 1030 | 0-57 | 1-21 |
| | | 16 | | | 1460 | 1,87 | 780 | 980 | 0-53 | 1-17 |
| 10000 | 9640 | 11 | 900 | 530 | 1595 | 1,44 | 1110 | 1295 | 1-14 | 1-38 |
| | | 12 | | | 1550 | 1,51 | 1030 | 1230 | 1-09 | 1-34 |
| | | 13 | | | 1525 | 1,59 | 960 | 1170 | 1-04 | 1-30 |
| | | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | | | |
| 200 | 100 | 11 | 510 | 480 | 1980 | 3,08 | 645 | 645 | 1-16 | 1-25 |
| | | 12 | | | 1980 | 3,13 | 635 | 635 | 1-14 | 1-23 |
| | | 13 | | | 1980 | ,19 | 620 | 620 | 1-13 | 1-22 |
| | | 14 | | | 1975 | 3,25 | 610 | 610 | 1-11 | 1-20 |
| | | 15 | | | 1975 | 3,32 | 595 | 595 | 1-10 | 1-19 |
| | | 16 | | | 1970 | 3,38 | 585 | 585 | 1-09 | 1-18 |
| | | 17 | | | 1970 | 3,44 | 570 | 570 | 1-07 | 1-16 |
| | | 18 | | | 1965 | 3,51 | 560 | 560 | 1-06 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1965 | 3,58 | 550 | 550 | 1-05 | 1-14 |
| | | 20 | | | 1960 | 3,64 | 535 | 535 | 1-03 | 1-12 |
| | | 21 | | | 1960 | 3,70 | 525 | 525 | 1-02 | 1-11 |
| | | 22 | | | 1955 | 3,78 | 510 | 510 | 1-00 | 1-09 |
| | | 23 | | | 1955 | 3,86 | 500 | 500 | 0-59 | 1-08 |
| | | 24 | | | 1950 | 3,96 | 485 | 485 | 0-57 | 1-06 |
| | | 25 | | | 1950 | 4,07 | 485 | 485 | 0-56 | 1-05 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 500 | 390 | 11 | 520 | 480 | 1950 | 2,99 | 650 | 650 | 1-16 | 1-25 |
| | | 12 | | | 1945 | 3,05 | 640 | 640 | 1-14 | 1-23 |
| | | 13 | | | 1945 | 3,11 | 625 | 625 | 1-13 | 1-22 |
| | | 14 | | | 1940 | 3,17 | 615 | 615 | 1-11 | 1-20 |
| | | 15 | | | 1940 | 3,24 | 600 | 600 | 1-10 | 1-19 |
| | | 16 | | | 1935 | 3,30 | 590 | 590 | 1-09 | 1-18 |
| | | 17 | | | 1935 | 3,36 | 575 | 575 | 1-07 | 1-16 |
| | | 18 | | | 1930 | 3,43 | 565 | 565 | 1-05 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1930 | 3,51 | 550 | 550 | 1-03 | 1-13 |
| | | 20 | | | 1925 | 3,57 | 540 | 540 | 1-03 | 1-12 |
| | | 21 | | | 1925 | 3,63 | 530 | 530 | 1-01 | 1-11 |
| | | 22 | | | 1915 | 3,70 | 515 | 515 | 0-59 | 1-09 |
| | | 23 | | | 1915 | 3,78 | 505 | 505 | 0-58 | 1-08 |
| | | 24 | | | 1910 | 3,88 | 490 | 490 | 0-56 | 1-06 |
| | | 25 | | | 1910 | 3,98 | 480 | 480 | 0-55 | 1-05 |
| 1000 | 880 | 11 | 530 | 480 | 1945 | 2,86 | 680 | 680 | 1-17 | 1-26 |
| | | 12 | | | 1935 | 2,92 | 665 | 665 | 1-15 | 1-24 |
| | | 13 | | | 1935 | 2,97 | 650 | 650 | 1-13 | 1-22 |
| | | 14 | | | 1930 | 3,04 | 635 | 635 | 1-12 | 1-21 |
| | | 15 | | | 1925 | 3,11 | 620 | 620 | 1-10 | 1-20 |
| | | 16 | | | 1920 | 3,16 | 610 | 610 | 1-08 | 1-18 |
| | | 17 | | | 1915 | 3,21 | 595 | 595 | 1-07 | 1-17 |
| | | 18 | | | 1910 | 3,29 | 580 | 580 | 1-05 | 1-15 |
| | | 19 | | | 1905 | 3,38 | 565 | 565 | 1-04 | 1-14 |
| | | 20 | | | 1900 | 3,39 | 555 | 555 | 1-02 | 1-12 |
| | | 21 | | | 1895 | 3,50 | 540 | 540 | 1-01 | 1-11 |
| | | 22 | | | 1890 | 3,58 | 530 | 530 | 1-00 | 1-10 |
| | | 23 | | | 1890 | 3,66 | 520 | 520 | 0-58 | 1-08 |
| | | 24 | | | 1880 | 3,74 | 495 | 495 | 0-55 | 1-05 |
| | | 25 | | | 1880 | 3,83 | 495 | 495 | 0-55 | 1-05 |
| 3000 | 2860 | 11 | 580 | 480 | 1870 | 2,40 | 780 | 810 | 1-21 | 1-33 |
| | | 12 | | | 1870 | 2,45 | 765 | 795 | 1-19 | 1-31 |
| | | 13 | | | 1855 | 2,50 | 745 | 775 | 1-17 | 1-29 |
| | | 14 | | | 1840 | 2,57 | 715 | 750 | 1-14 | 1-27 |
| | | 15 | | | 1835 | 2,64 | 695 | 730 | 1-12 | 1-25 |
| | | 16 | | | 1825 | 2,68 | 680 | 715 | 1-10 | 1-23 |
| | | 17 | | | 1815 | 2,72 | 670 | 700 | 1-09 | 1-22 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3000 | | 18 | | | 1805 | 2,81 | 650 | 680 | 1-07 | 1-20 |
| | | 19 | | | 1790 | 2,90 | 620 | 660 | 1-04 | 1-18 |
| | | 20 | | | 1780 | 2,96 | 600 | 640 | 1-02 | 1-16 |
| | | 21 | | | 1775 | 3,02 | 590 | 630 | 1-01 | 1-15 |
| | | 22 | | | 1770 | 3,09 | 580 | 620 | 1-00 | 1-14 |
| | | 23 | | | 1760 | 3,16 | 560 | 605 | 0-58 | 1-12 |
| | | 24 | | | 1750 | 3,23 | 540 | 685 | 0-56 | 1-10 |
| | | 25 | | | 1750 | 3,31 | 530 | 575 | 0-55 | 1-09 |
| 5000 | 4820 | 11 | 640 | 480 | 1800 | 2,02 | 890 | 960 | 1-23 | 1-38 |
| | | 12 | | | 1790 | 2,09 | 865 | 935 | 1-21 | 1-36 |
| | | 13 | | | 1770 | 2,16 | 820 | 905 | 1-17 | 1-33 |
| | | 14 | | | 1760 | 2,22 | 800 | 870 | 1-15 | 1-31 |
| | | 15 | | | 1740 | 2,29 | 760 | 835 | 1-12 | 1-28 |
| | | 16 | | | 1730 | 2,32 | 750 | 815 | 1-10 | 1-26 |
| | | 17 | | | 1700 | 2,35 | 725 | 795 | 1-08 | 1-24 |
| | | 18 | | | 1690 | 2,44 | 695 | 775 | 1-05 | 1-22 |
| | | 19 | | | 1655 | 2,54 | 650 | 745 | 1-03 | 1-20 |
| | | 20 | | | 1650 | 2,59 | 640 | 730 | 1-01 | 1-18 |
| | | 21 | | | 1630 | 2,65 | 615 | 710 | 0-58 | 1-16 |
| | | 22 | | | 1620 | 2,71 | 600 | 695 | 0-56 | 1-15 |
| | | 23 | | | 1610 | 2,77 | 580 | 680 | 0-54 | 1-13 |
| | | 24 | | | 1600 | 2,84 | 565 | 665 | 0-53 | 1-12 |
| | | 25 | | | 1585 | 2,91 | 545 | 645 | 0-51 | 1-10 |
| 7000 | 6780 | 11 | 710 | 480 | 1725 | 1,75 | 990 | 1095 | 1-24 | 1-42 |
| | | 12 | | | 1710 | 1,81 | 945 | 1060 | 1-20 | 1-39 |
| | | 13 | | | 1685 | 1,88 | 900 | 1025 | 1-16 | 1-35 |
| | | 14 | | | 1660 | 1,95 | 850 | 970 | 1-12 | 1-32 |
| | | 15 | | | 1645 | 2,03 | 810 | 935 | 1-09 | 1-29 |
| | | 16 | | | 1625 | 2,08 | 780 | 910 | 1-06 | 1-26 |
| | | 17 | | | 1585 | 2,13 | 745 | 880 | 1-03 | 1-24 |
| | | 18 | | | 1560 | 2,20 | 710 | 850 | 1-00 | 1-22 |
| | | 19 | | | 1515 | 2,28 | 665 | 820 | 0-57 | 1-20 |
| | | 20 | | | 1510 | 2,36 | 640 | 795 | 0-54 | 1-18 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 9000 | 8730 | 11 | 810 | 480 | 1640 | 1,53 | 1070 | 1225 | 1-20 | 1-42 |
| | | 12 | | | 1610 | 1,59 | 1010 | 1180 | 1-16 | 1-38 |
| | | 13 | | | 1590 | 1,66 | 960 | 1130 | 1-11 | 1-34 |
| | | 14 | | | 1550 | 1,74 | 890 | 1070 | 1-06 | 1-30 |
| | | 15 | | | 1510 | 1,83 | 825 | 1015 | 1-02 | 1-26 |
| | | 16 | | | 1500 | 1,92 | 785 | 980 | 0-56 | 1-23 |
| 10000 | 9700 | 11 | 830 | 480 | 1595 | 1,47 | 1085 | 1270 | 1-18 | 1-42 |
| | | 12 | | | 1555 | 1,54 | 1010 | 1210 | 1-13 | 1-38 |
| | | 13 | | | 1525 | 1,61 | 945 | 1155 | 1-08 | 1-34 |

TABELA 8

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z dwoma podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności po 490 litrów.

$Q_{p.obl.}$ = 2640 kG

| Wysokość lotu /m/ | | Współczyn. oporu czołowego samolotu | Prędkość lotu km/h | | Zapas paliwa dla lotu poz /kG/ | Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km | | Długotr. lotu /h-min./ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| barometryczna | przyrządowa | | rzeczywistwa | przyrządowa | | | poziomego | praktycznego | poziomego | praktycznego |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | |
| 200 | 10 | 12 | 735 | 700 | 2150 | 2,95 | 730 | 730 | I-00 | 1-09 |
| | | 13 | | | 2150 | 3,03 | 710 | 710 | 0,58 | 1-07 |
| | | 14 | | | 2145 | 3,11 | 695 | 695 | 0,56 | 1-05 |
| | | 15 | | | 2145 | 3,18 | 680 | 680 | 0,55 | 1-04 |
| 200 | 10 | 16 | 705 | 670 | 2145 | 3,25 | 660 | 660 | 0-56 | 1-05 |
| | | 17 | | | 2140 | 3,33 | 640 | 640 | 0-54 | 1-03 |
| | | 18 | | | 2130 | 3,40 | 625 | 625 | 0-53 | 1-02 |
| | | 19 | | | 2130 | 3,48 | 610 | 610 | 0-52 | 1-01 |
| | | 20 | | | 2120 | 3,56 | 595 | 595 | 0-51 | 1-00 |
| 500 | 280 | 12 | 730 | 690 | 2130 | 2,86 | 745 | 745 | 1-01 | 1-10 |
| | | 13 | | | 2115 | 2,93 | 725 | 725 | 0-59 | 1-08 |
| | | 14 | | | 2115 | 3,00 | 710 | 710 | 0-58 | 1-07 |
| | | 15 | | | 2110 | 3,08 | 690 | 690 | 0-56 | 1-05 |
| | 300 | 16 | 700 | 660 | 2110 | 3,15 | 675 | 675 | 0-58 | 1-07 |
| | | 17 | | | 2105 | 3,23 | 655 | 655 | 0-56 | 1-05 |
| | | 18 | | | 2105 | 3,30 | 640 | 640 | 0-55 | 1-05 |
| | | 19 | | | 2100 | 3,37 | 620 | 620 | 0-54 | 1-04 |
| | | 20 | | | 2090 | 3,47 | 600 | 600 | 0-51 | 1-01 |
| 1000 | 780 | 12 | 740 | 680 | 2110 | 2,74 | 770 | 770 | 1-02 | 1-11 |
| | | 13 | | | 2105 | 2,81 | 750 | 750 | 1-01 | 1-10 |
| | | 14 | | | 2100 | 2,87 | 735 | 735 | 1-00 | 1-10 |
| | | 15 | | | 2095 | 2,94 | 715 | 715 | 0-58 | 1-08 |
| | 800 | 16 | 705 | 650 | 2090 | 3,01 | 695 | 695 | 0-59 | 1-09 |
| | | 17 | | | 2085 | 3,09 | 675 | 675 | 0-57 | 1-07 |
| | | 18 | | | 2080 | 3,15 | 660 | 660 | 0_56 | 1-06 |
| | | 19 | | | 2075 | 3,22 | 645 | 645 | 0-55 | 1-05 |
| | | 20 | | | 2070 | 3,30 | 625 | 625 | 0-53 | 1-03 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 3000 | 2740 | 12 | 780 | 660 | 2030 | 2,29 | 885 | 920 | 1-08 | 1-21 |
| | | 13 | | | 2025 | 2,36 | 860 | 895 | 1-06 | 1-19 |
| | | 14 | | | 2015 | 2,41 | 835 | 870 | 1-04 | 1-17 |
| | | 15 | | | 2005 | 2,47 | 810 | 845 | 1-02 | 1-15 |
| | 2760 | 16 | 750 | 630 | 1995 | 2,54 | 785 | 820 | 1-03 | 1-16 |
| | | 17 | | | 1985 | 2,62 | 760 | 795 | 1-01 | 1-14 |
| | | 18 | | | 1970 | 2,68 | 735 | 770 | 0-59 | 1-12 |
| | | 19 | | | 1960 | 2,75 | 710 | 750 | 0-57 | 1-10 |
| | | 20 | | | 1960 | 2,83 | 695 | 725 | 0-56 | 1-09 |
| 5000 | 4720 | 12 | 800 | 620 | 1950 | 1,97 | 990 | 1060 | 1-14 | 1-30 |
| | | 13 | | | 1940 | 2,03 | 955 | 1025 | 1-12 | 1-28 |
| | | 14 | | | 1925 | 2,09 | 920 | 955 | 1-09 | 1-25 |
| | | 15 | | | 1910 | 2,15 | 890 | 965 | 1-07 | 1-23 |
| | 4740 | 16 | 780 | 600 | 1890 | 2,22 | 855 | 935 | 1-06 | 1-23 |
| | | 17 | | | 1870 | 2,29 | 815 | 900 | 1-03 | 1-20 |
| | | 18 | | | 1855 | 2,35 | 790 | 875 | 1-01 | 1-18 |
| | | 19 | | | 1825 | 2,41 | 755 | 840 | 0-58 | 1-15 |
| | | 20 | | | 1785 | 2,47 | 720 | 810 | 0-55 | 1-12 |
| 7000 | 6680 | 12 | 850 | 590 | 1865 | 1,74 | 1075 | 1190 | 1-15 | 1-34 |
| | | 13 | | | 1855 | 1,80 | 1040 | 1150 | 1-12 | 1-31 |
| | | 14 | | | 1825 | 1,84 | 990 | 1110 | 1-10 | 1-29 |
| | | 15 | | | 1815 | 1,89 | 950 | 1075 | 1-08 | 1-28 |
| | 6700 | 16 | 830 | 570 | 1780 | 1,97 | 900 | 1035 | 1-05 | 1-25 |
| | | 17 | | | 1755 | 2,05 | 855 | 990 | 1-02 | 1-23 |
| | | 18 | | | 1720 | 2,10 | 820 | 955 | 0-59 | 1-21 |
| | | 19 | | | 1675 | 2,16 | 775 | 925 | 0-56 | 1-19 |
| | | 20 | | | 1640 | 2,22 | 740 | 885 | 0-53 | 1-17 |
| 9000 | 8650 | 12 | 890 | 550 | 1800 | 1-55 | 1160 | 1320 | 1-20 | 1-43 |
| | | 13 | | | 1760 | 1-6 | 1100 | 1270 | 1-16 | 1-39 |
| | | 14 | | | 1720 | 1,65 | 1040 | 1220 | 1-12 | 1-35 |
| | | 15 | | | 1680 | 1,7 | 990 | 1170 | 1-08 | 1-32 |
| 10000 | 9640 | 12 | 900 | 530 | 1725 | 1,53 | 1130 | 1340 | 1-19 | 1-45 |
| | | 13 | | | 1695 | 1,57 | 1080 | 1295 | 1-15 | 1-41 |
| | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | | | | |
| 200 | 100 | 12 | 510 | 480 | 2180 | 3,13 | 700 | 700 | 1-22 | 1-31 |
| | | 13 | | | 2150 | 3,20 | 675 | 675 | 1-20 | 1-29 |
| | | 14 | | | 2150 | 3,26 | 660 | 660 | 1-18 | 1-27 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 200 | | 15 | | | 2145 | 3,33 | 645 | 645 | 1-16 | 1-25 |
| | | 16 | | | 2145 | 3,40 | 635 | 635 | 1-15 | 1-25 |
| | | 17 | | | 2140 | 3,46 | 620 | 620 | 1-13 | 1-22 |
| | | 18 | | | 2135 | 3,53 | 605 | 605 | 1-11 | 1-20 |
| | | 19 | | | 2130 | 3,60 | 590 | 590 | 1-09 | 1-18 |
| | | 20 | | | 2100 | 3,67 | 580 | 580 | 1-07 | 1-16 |
| 500 | 390 | 12 | 520 | 480 | 2120 | 3,04 | 710 | 710 | 1-22 | 1-31 |
| | | 13 | | | 2115 | 3,10 | 685 | 685 | 1-20 | 1-29 |
| | | 14 | | | 2110 | 3-16 | 670 | 670 | 1-16 | 1-27 |
| | | 15 | | | 2110 | 3,23 | 655 | 655 | 1-16 | 1-25 |
| | | 16 | | | 2105 | 3,29 | 645 | 645 | 1-15 | 1-24 |
| | | 17 | | | 2105 | 3,36 | 625 | 625 | 1-13 | 1-22 |
| | | 18 | | | 2100 | 3,42 | 615 | 615 | 1-10 | 1-20 |
| | | 19 | | | 2100 | 3,49 | 600 | 600 | 1-09 | 1-19 |
| | | 20 | | | 2090 | 3,56 | 585 | 585 | 1-06 | 1-16 |
| 1000 | 880 | 12 | 530 | 480 | 2110 | 2,91 | 725 | 725 | 1-22 | 1-31 |
| | | 13 | | | 2105 | 2,97 | 710 | 710 | 1-21 | 1-30 |
| | | 14 | | | 2100 | 3,03 | 690 | 690 | 1-19 | 1-28 |
| | | 15 | | | 2095 | 3,10 | 680 | 680 | 1-16 | 1-26 |
| | | 16 | | | 2090 | 3,16 | 665 | 665 | 1-15 | 1-25 |
| | | 17 | | | 2085 | 3,23 | 650 | 650 | 1-13 | 1-23 |
| | | 18 | | | 2080 | 3,29 | 635 | 635 | 1-11 | 1-21 |
| | | 19 | | | 2075 | 3,36 | 615 | 615 | 1-09 | 1-19 |
| | | 20 | | | 2060 | 3,43 | 600 | 600 | 1-07 | 1-17 |
| 3000 | 2860 | 12 | 580 | 480 | 2035 | 2,45 | 830 | 865 | 1-26 | 1-39 |
| | | 13 | | | 2025 | 2,50 | 810 | 845 | 1-24 | 1-37 |
| | | 14 | | | 2015 | 2,55 | 790 | 825 | 1-22 | 1-35 |
| | | 15 | | | 2005 | 2,60 | 770 | 805 | 1-20 | 1-33 |
| | | 16 | | | 2000 | 2,66 | 755 | 780 | 1-18 | 1-31 |
| | | 17 | | | 1985 | 2,73 | 725 | 760 | 1-15 | 1-28 |
| | | 18 | | | 1970 | 2,79 | 705 | 745 | 1-13 | 1-26 |
| | | 19 | | | 1960 | 2,85 | 690 | 730 | 1-11 | 1-24 |
| | | 20 | | | 1950 | 2,91 | 670 | 710 | 1-09 | 1-22 |
| 5000 | 4820 | 12 | 640 | 480 | 1960 | 2,06 | 950 | 1020 | 1-29 | 1-45 |
| | | 13 | | | 1940 | 2,12 | 915 | 990 | 1-26 | 1-42 |
| | | 14 | | | 1930 | 2,18 | 885 | 960 | 1-23 | 1-39 |
| | | 15 | | | 1910 | 2,24 | 850 | 925 | 1-21 | 1-37 |
| | | 16 | | | 1900 | 2,30 | 830 | 905 | 1-18 | 1-34 |
| | | 17 | | | 1870 | 2,36 | 790 | 810 | 1-14 | 1-31 |
| | | 18 | | | 1850 | 2,41 | 770 | 855 | 1-12 | 1-29 |
| | | 19 | | | 1825 | 2,47 | 740 | 830 | 1-09 | 1-26 |
| | | 20 | | | 1810 | 2,53 | 715 | 805 | 1-07 | 1-24 |
| 7000 | 6780 | 12 | 710 | 480 | 1890 | 1,80 | 1050 | 1160 | 1-29 | 1-48 |
| | | 13 | | | 1855 | 1,85 | 1000 | 1125 | 1-25 | 1-44 |
| | | 14 | | | 1830 | 1,90 | 960 | 1080 | 1-21 | 1-41 |
| | | 15 | | | 1815 | 1,95 | 930 | 1055 | 1-18 | 1-38 |
| | | 16 | | | 1790 | 2,02 | 890 | 1020 | 1-15 | 1-35 |
| | | 17 | | | 1755 | 2,10 | 835 | 970 | 1-11 | 1-32 |
| | | 18 | | | 1720 | 2,15 | 800 | 940 | 1-08 | 1-30 |
| | | 19 | | | 1675 | 2,21 | 760 | 915 | 1-04 | 1-27 |
| | | 20 | | | 1630 | 2,27 | 720 | 880 | 1-01 | 1-25 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 9000 | 8730 | 12 | 810 | 480 | 1800 | 1,60 | 1120 | 1290 | 1-24 | 1-47 |
| | | 13 | | | 1760 | 1,65 | 1070 | 1245 | 1-20 | 1-43 |
| | | 14 | | | 1720 | 1,70 | 1010 | 1190 | 1-15 | 1-39 |
| | | 15 | | | 1680 | 1,75 | 960 | 1150 | 1-11 | 1-35 |
| | | 16 | | | 1640 | 1,84 | 890 | 1090 | 1-06 | 1-31 |
| 10000 | 9700 | 12 | 830 | 480 | 1725 | 1,55 | 1110 | 1320 | 1-20 | 1-46 |
| | | 13 | | | 1695 | 1,58 | 1070 | 1280 | 1-16 | 1-42 |

TABELA 9

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z trzema podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności po 490 litrów.

$Q_{p.obl.}$ = 3020 kG

| Wysokość lotu /m/ | | Współczyn. oporu czołowego samolotu | Prędkość lotu km/h | | Zapas paliwa dla łożu poz. /kG/ | Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km | | Długotr. lotu /h-min./ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| barometryczna | przyrządowa | | rzeczywista | przyrządowa | | | pozio mego | praktycznego | pozio mego | praktycznego |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | | |
| 200 | -10 | 14 | 735 | 700 | 2525 | 3,10 | 815 | 815 | 1-07 | 1-16 |
| | | 15 | | | 2525 | 3,18 | 795 | 795 | 1-05 | 1-14 |
| | 10 | 16 | 705 | 670 | 2520 | 3,26 | 775 | 775 | 1-06 | 1-15 |
| | | 17 | | | 2520 | 3,33 | 760 | 760 | 1-05 | 1-14 |
| | | 18 | | | 2515 | 3,41 | 750 | 750 | 1-03 | 1-12 |
| 500 | 280 | 14 | 730 | 690 | 2495 | 3,00 | 830 | 830 | 1-08 | 1-17 |
| | | 15 | | | 2495 | 3,08 | 810 | 810 | 1-07 | 1-16 |
| | 300 | 16 | 700 | 660 | 2490 | 3,16 | 790 | 790 | 1-08 | 1-17 |
| | | 17 | | | 2485 | 3,23 | 775 | 775 | 1-06 | 1-15 |
| | | 18 | | | 2480 | 3,30 | 755 | 755 | 1-04 | 1-14 |
| 1000 | 780 | 14 | 740 | 680 | 2480 | 2,87 | 870 | 870 | 1-11 | 1-21 |
| | | 15 | | | 2475 | 2,95 | 840 | 840 | 1-08 | 1-18 |
| | 800 | 16 | 705 | 650 | 2470 | 3,02 | 820 | 820 | 1-10 | 1-20 |
| | | 17 | | | 2470 | 3,09 | 800 | 800 | 1-08 | 1-18 |
| | | 18 | | | 2460 | 3,16 | 780 | 780 | 1-06 | 1-16 |
| 3000 | 2470 | 14 | 780 | 660 | 2395 | 2,43 | 985 | 1020 | 1-16 | 1-29 |
| | | 15 | | | 2390 | 2,50 | 955 | 995 | 1-13 | 1-26 |
| | 2760 | 16 | 750 | 630 | 2375 | 2,56 | 930 | 970 | 1-14 | 1-27 |
| | | 17 | | | 2370 | 2,62 | 905 | 945 | 1-12 | 1-25 |
| | | 18 | | | 2350 | 2,68 | 880 | 920 | 1-10 | 1-23 |
| 5000 | 4720 | 14 | 800 | 620 | 2305 | 2,11 | 1090 | 1165 | 1-22 | 1-33 |
| | | 15 | | | 2290 | 2,16 | 1050 | 1130 | 1-19 | 1-35 |
| | 4740 | 16 | 780 | 600 | 2270 | 2,24 | 1015 | 1105 | 1-18 | 1-34 |
| | | 17 | | | 2260 | 2,30 | 985 | 1070 | 1-16 | 1-32 |
| | | 18 | | | 2240 | 2,36 | 950 | 1035 | 1-13 | 1-30 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 7000 | 6680 | 14<br>15 | 850 | 590 | 2215<br>2190 | 1,86<br>1,92 | 1185<br>1140 | 1305<br>1265 | 1-24<br>1-21 | 1-43<br>1-40 |
| | 6700 | 16<br>17<br>18 | 830 | 570 | 2170<br>2140<br>2100 | 1,98<br>2,03<br>2,08 | 1100<br>1055<br>1010 | 1230<br>1185<br>1140 | 1-20<br>1-16<br>1-13 | 1-40<br>1-37<br>1-35 |
| 9000 | 8650 | 14<br>15<br>16 | 890 | 550 | 2100<br>2060<br>2020 | 1,67<br>1,73<br>1,80 | 1260<br>1190<br>1120 | 1440<br>1385<br>1325 | 1-25<br>1-20<br>1-15 | 1-49<br>1-45<br>1-41 |
| | | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | | | |
| 200 | 100 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 510 | 480 | 2525<br>2525<br>2520<br>2520<br>2515 | 3,26<br>3,32<br>3.38<br>3,45<br>3,52 | 775<br>760<br>745<br>735<br>720 | 775<br>760<br>745<br>735<br>720 | 1-31<br>1-30<br>1-28<br>1-26<br>1-24 | 1-40<br>1-39<br>1-37<br>1-35<br>1-33 |
| 500 | 390 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 520 | 480 | 2495<br>2490<br>2490<br>2490<br>2480 | 3,17<br>3,23<br>3,30<br>3,36<br>3,43 | 790<br>770<br>755<br>740<br>725 | 790<br>770<br>755<br>740<br>725 | 1-32<br>1-30<br>1-28<br>1-26<br>1-25 | 1-41<br>1-39<br>1-37<br>1-35<br>1-34 |
| 1000 | 880 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 530 | 480 | 2480<br>2480<br>2470<br>2470<br>2460 | 3,03<br>3,10<br>3,16<br>3,22<br>3,29 | 820<br>800<br>780<br>765<br>750 | 820<br>800<br>780<br>765<br>750 | 1-33<br>1-31<br>1-29<br>1-27<br>1-25 | 1-43<br>1-41<br>1-39<br>1-37<br>1-35 |
| 3000 | 2860 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 580 | 480 | 2395<br>2380<br>2375<br>2370<br>2350 | 2,55<br>2,61<br>2,68<br>2,73<br>2,79 | 940<br>910<br>890<br>870<br>845 | 975<br>945<br>925<br>905<br>885 | 1-37<br>1-34<br>1-32<br>1-30<br>1-27 | 1-50<br>1-47<br>1-45<br>1-43<br>1-40 |
| 5000 | 4820 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 640 | 480 | 2305<br>2290<br>2270<br>2250<br>2240 | 2,20<br>2,25<br>2,31<br>2,36<br>2,42 | 1045<br>1010<br>985<br>950<br>925 | 1135<br>1100<br>1065<br>1035<br>1010 | 1-38<br>1-35<br>1-32<br>1-29<br>1-26 | 1-54<br>1-51<br>1-48<br>1-46<br>1-43 |
| 7000 | 6780 | 14<br>15<br>16<br>17<br>18 | 710 | 480 | 2215<br>2195<br>2170<br>2140<br>2100 | 1,92<br>1,98<br>2,05<br>2,10<br>2,16 | 1160<br>1110<br>1060<br>1020<br>975 | 1280<br>1235<br>1190<br>1160<br>1120 | 1-38<br>1-33<br>1-30<br>1-26<br>1-22 | 1-57<br>1-53<br>1-50<br>1-47<br>1-44 |
| 9000 | 8730 | 14<br>15<br>16 | 810 | 480 | 2100<br>2060<br>2020 | 1,71<br>1,78<br>1,85 | 1230<br>1160<br>1090 | 1410<br>1355<br>1295 | 1-31<br>1-26<br>1-21 | 1-55<br>1-51<br>1-47 |

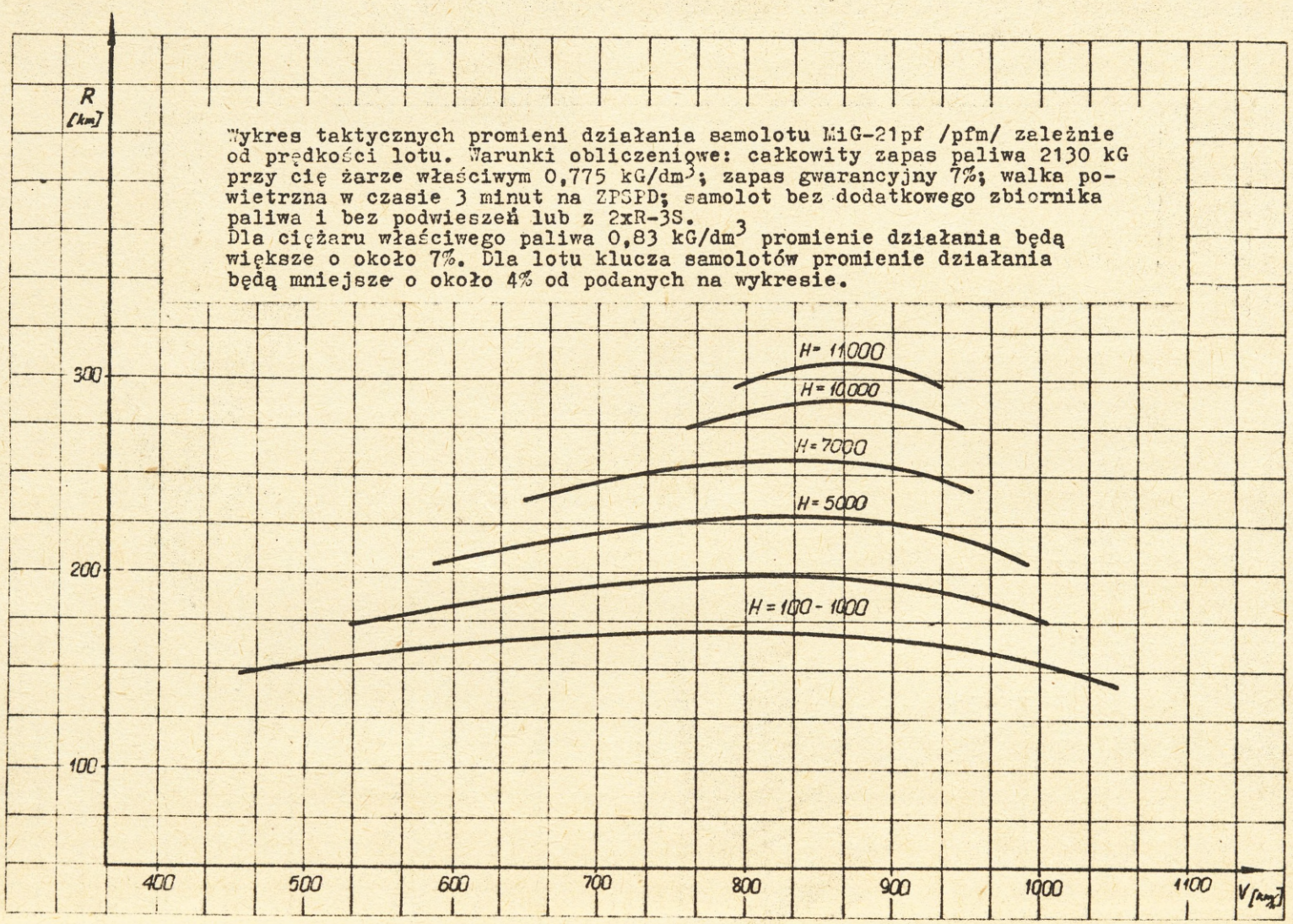
TABELA 10

Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu z trzema podwieszonymi zbiornikami dodatkowymi paliwa o pojemności: dwa po 490 litrów plus jeden 765 litrów.

$Q_{p.obl}$ = 3230 kG

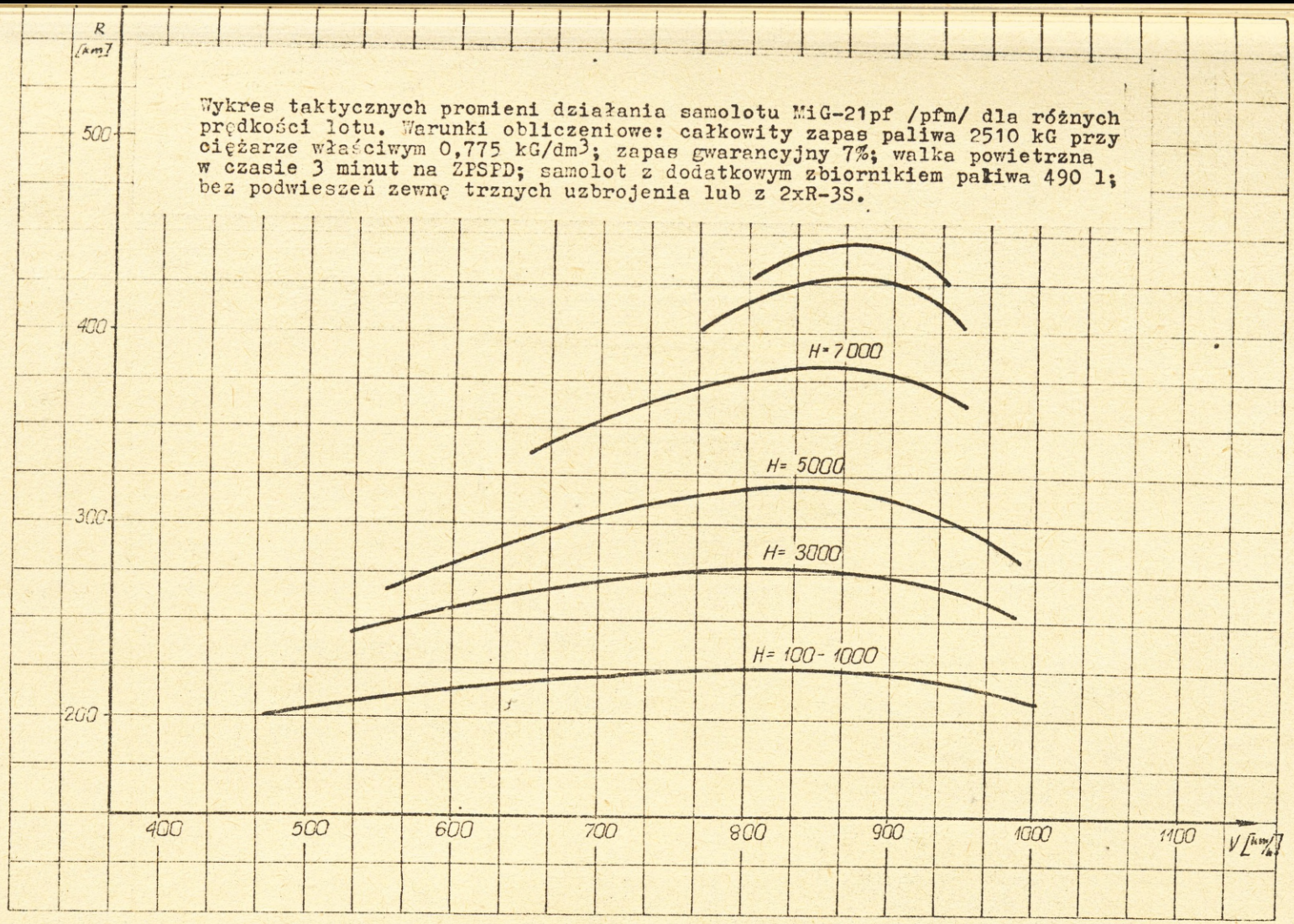
| Wysokość lotu /m/ | | Współczyn. oporu czołowego samolotu | Prędkość lotu km/h | | Zapas paliwa dla lotu poz. /kG/ | Średnie kilometrowe zuż. paliwa /kG/ | Zasięg lotu km | | Długotr. lotu /h-min/ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| barometryczna | przyrządowa | | rzeczywista | przyrządowa | | | poziomego | praktycznego | poziomego | praktycznego |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | Na zakresie maksymalnego zasięgu | | | | | | | |
| 200 | -10 | 14 | 735 | 700 | 2735 | 3,10 | 880 | 880 | 1-12 | 1-21 |
| | | 15 | | | 2735 | 3,18 | 860 | 860 | 1-10 | 1-19 |
| | 10 | 16 | 705 | 670 | 2730 | 3,26 | 840 | 840 | 1-11 | 1-20 |
| | | 17 | | | 2730 | 3,33 | 825 | 825 | 1-10 | 1-19 |
| | | 18 | | | 2725 | 3,41 | 805 | 805 | 1-08 | 1-17 |
| 500 | 280 | 14 | 730 | 690 | 2705 | 3,00 | 900 | 900 | 1-14 | 1-23 |
| | | 15 | | | 2700 | 3,08 | 880 | 880 | 1-12 | 1-21 |
| | 300 | 16 | 700 | 660 | 2700 | 3,16 | 855 | 855 | 1-13 | 1-22 |
| | | 17 | | | 2695 | 3,23 | 835 | 835 | 1-12 | 1-21 |
| | | 18 | | | 2690 | 3,31 | 810 | 810 | 1-09 | 1-18 |
| 1000 | 780 | 14 | 740 | 680 | 2690 | 2,88 | 935 | 935 | 1-16 | 1-25 |
| | | 15 | | | 2690 | 2,95 | 910 | 910 | 1-14 | 1-24 |
| | 800 | 16 | 705 | 650 | 2680 | 3,02 | 885 | 885 | 1-15 | 1-25 |
| | | 17 | | | 2675 | 3,09 | 865 | 865 | 1-14 | 1-24 |
| | | 18 | | | 2650 | 3,16 | 845 | 845 | 1-12 | 1-22 |
| 3000 | 2740 | 14 | 780 | 660 | 2605 | 2,43 | 1070 | 1105 | 1-22 | 1-35 |
| | | 15 | | | 2590 | 2,50 | 1030 | 1075 | 1-19 | 1-32 |
| | 2760 | 16 | 750 | 630 | 2585 | 2,57 | 1005 | 1045 | 1-20 | 1-33 |
| | | 17 | | | 2575 | 2,63 | 975 | 1015 | 1-18 | 1-31 |
| | | 18 | | | 2560 | 2,70 | 950 | 990 | 1-16 | 1-29 |
| 5000 | 4720 | 14 | 800 | 620 | 2515 | 2,13 | 1185 | 1260 | 1-28 | 1-44 |
| | | 15 | | | 2495 | 2,19 | 1150 | 1225 | 1-25 | 1-42 |
| | 4740 | 16 | 780 | 600 | 2480 | 2,25 | 1110 | 1190 | 1-25 | 1-42 |
| | | 17 | | | 2470 | 2,31 | 1075 | 1155 | 1-22 | 1-39 |
| | | 18 | | | 2450 | 2,37 | 1035 | 1120 | 1-20 | 1-37 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 7000 | 6680 | 14 | 850 | 590 | 2425 | 1,88 | 1290 | 1410 | 1-31 | 1-50 |
| | | 15 | | | 2410 | 1,95 | 1240 | 1365 | 1-28 | 1-48 |
| | 6700 | 16 | 830 | 570 | 2385 | 2,01 | 1190 | 1320 | 1_26 | 1-46 |
| | | 17 | | | 2355 | 2,06 | 1145 | 1280 | 1-23 | 1-44 |
| | | 18 | | | 2315 | 2,11 | 1100 | 1245 | 1-20 | 1-42 |
| 9000 | 8650 | 14 | 890 | 550 | 2320 | 1,69 | 1370 | 1550 | 1-32 | 1-56 |
| | | 15 | | | 2280 | 1,75 | 1300 | 1485 | 1-27 | 1-52 |
| | | 16 | | | 2240 | 1,82 | 1230 | 1435 | 1-23 | 1-49 |
| | | | Na zakresie maksymalnej długotrwałości | | | | | | | |
| 200 | 100 | 14 | 510 | 480 | 2735 | 3,26 | 840 | 840 | 1-39 | 1-48 |
| | | 15 | | | 2735 | 3,33 | 825 | 825 | 1-37 | 1-46 |
| | | 16 | | | 2730 | 3,40 | 810 | 810 | 1-35 | 1-44 |
| | | 17 | | | 2730 | 3,46 | 790 | 790 | 1-33 | 1-42 |
| | | 18 | | | 2725 | 3,53 | 770 | 770 | 1-31 | 1-40 |
| 500 | 390 | 14 | 520 | 480 | 2705 | 3,17 | 855 | 855 | 1-39 | 1-48 |
| | | 15 | | | 2705 | 3,23 | 840 | 840 | 1-37 | 1-46 |
| | | 16 | | | 2700 | 3,30 | 820 | 820 | 1-35 | 1-44 |
| | | 17 | | | 2700 | 3,36 | 805 | 805 | 1-33 | 1-42 |
| | | 18 | | | 2690 | 3,43 | 785 | 785 | 1-31 | 1-40 |
| [illegible] | 880 | 14 | 530 | 480 | 2690 | 3,05 | 890 | 890 | 1-41 | 1-50 |
| | | 15 | | | 2685 | 3,11 | 870 | 870 | 1-39 | 1-48 |
| | | 16 | | | 2680 | 3,17 | 855 | 855 | 1-36 | 1-46 |
| | | 17 | | | 2675 | 3,23 | 835 | 835 | 1-33 | 1-43 |
| | | 18 | | | 2670 | 3,29 | 810 | 810 | 1-31 | 1-41 |
| 3000 | 2860 | 14 | 580 | 480 | 2605 | 2,57 | 1015 | 1050 | 1-45 | 1-58 |
| | | 15 | | | 2600 | 2,63 | 990 | 1025 | 1-42 | 1-55 |
| | | 16 | | | 2585 | 2,70 | 960 | 1000 | 1-39 | 1-52 |
| | | 17 | | | 2580 | 2,75 | 940 | 980 | 1-37 | 1-50 |
| | | 18 | | | 2560 | 2,81 | 910 | 950 | 1-34 | 1-47 |
| 5000 | 4820 | 14 | 640 | 480 | 2515 | 2,22 | 1145 | 1220 | 1-46 | 2-02 |
| | | 15 | | | 2500 | 2,28 | 1110 | 1185 | 1-43 | 1-59 |
| | | 16 | | | 2480 | 2,34 | 1065 | 1145 | 1-40 | 1-56 |
| | | 17 | | | 2470 | 2,40 | 1040 | 1120 | 1-37 | 1-54 |
| | | 18 | | | 2450 | 2,45 | 1000 | 1085 | 1-34 | 1-51 |
| 7000 | 6780 | 14 | 710 | 480 | 2425 | 1,94 | 1250 | 1370 | 1-46 | 2-05 |
| | | 15 | | | 2410 | 2,00 | 1205 | 1330 | 1-42 | 2-02 |
| | | 16 | | | 2385 | 2,07 | 1150 | 1280 | 1-38 | 1-58 |
| | | 17 | | | 2350 | 2,12 | 1110 | 1245 | 1-34 | 1-55 |
| | | 18 | | | 2315 | 2,18 | 1065 | 1210 | 1-30 | 1-52 |
| 9000 | 8730 | 14 | 810 | 480 | 2320 | 1,74 | 1330 | 1510 | 1-39 | 2-03 |
| | | 15 | | | 2280 | 1,80 | 1270 | 1460 | 1-34 | 1-59 |
| | | 16 | | | 2240 | 1,86 | 1210 | 1405 | 1-29 | 1-55 |



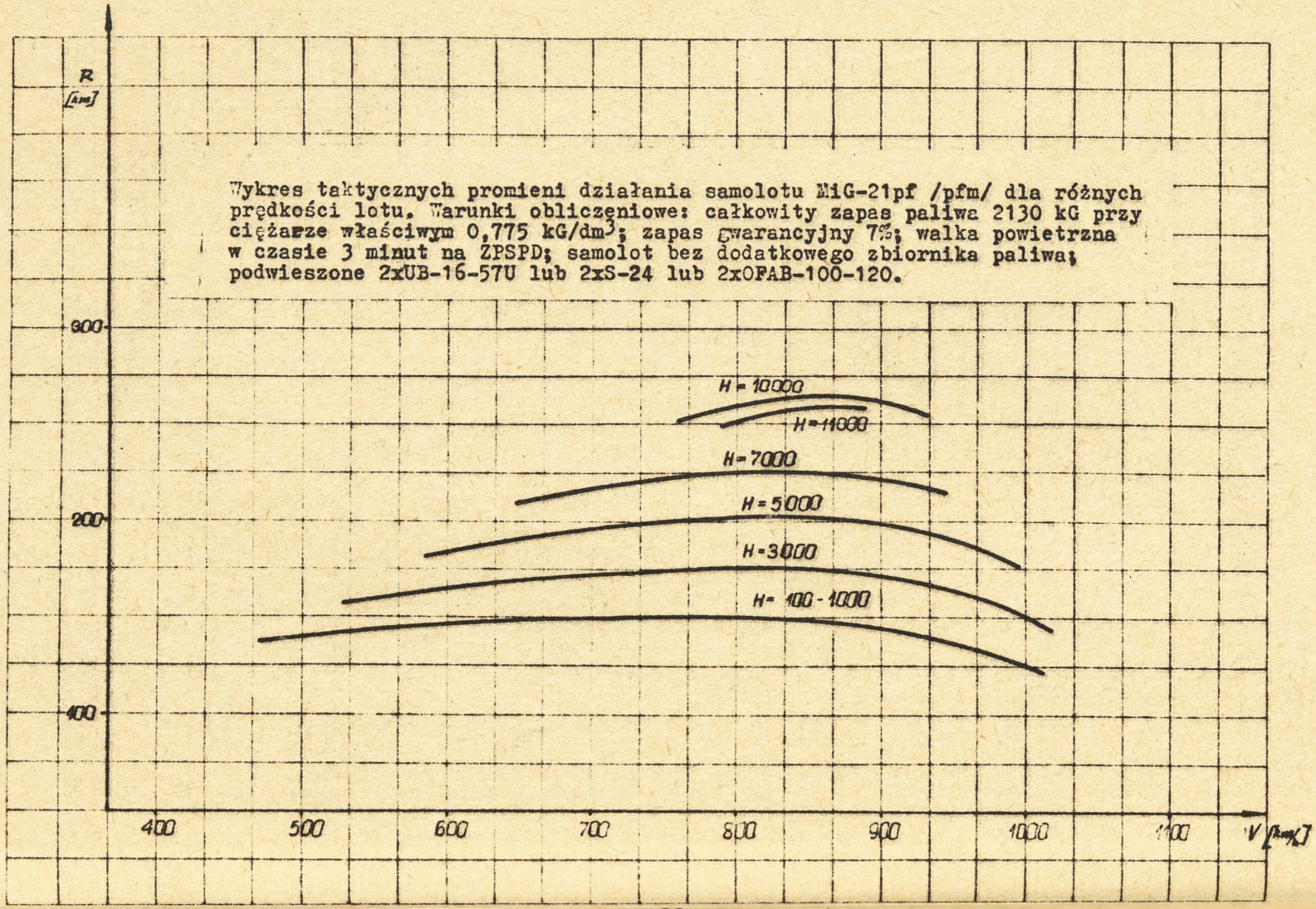

Wykres taktycznych promieni działania samolotu MiG-21pf /pfm/ zależnie od prędkości lotu. Warunki obliczeniowe: całkowity zapas paliwa 2130 kG przy ciężarze właściwym 0,775 kG/dm$^3$; zapas gwarancyjny 7%; walka powietrzna w czasie 3 minut na ZPSPD; samolot bez dodatkowego zbiornika paliwa i bez podwieszeń lub z 2xR-3S.
Dla ciężaru właściwego paliwa 0,83 kG/dm$^3$ promienie działania będą większe o około 7%. Dla lotu klucza samolotów promienie działania będą mniejsze o około 4% od podanych na wykresie.

Rys. 1.51

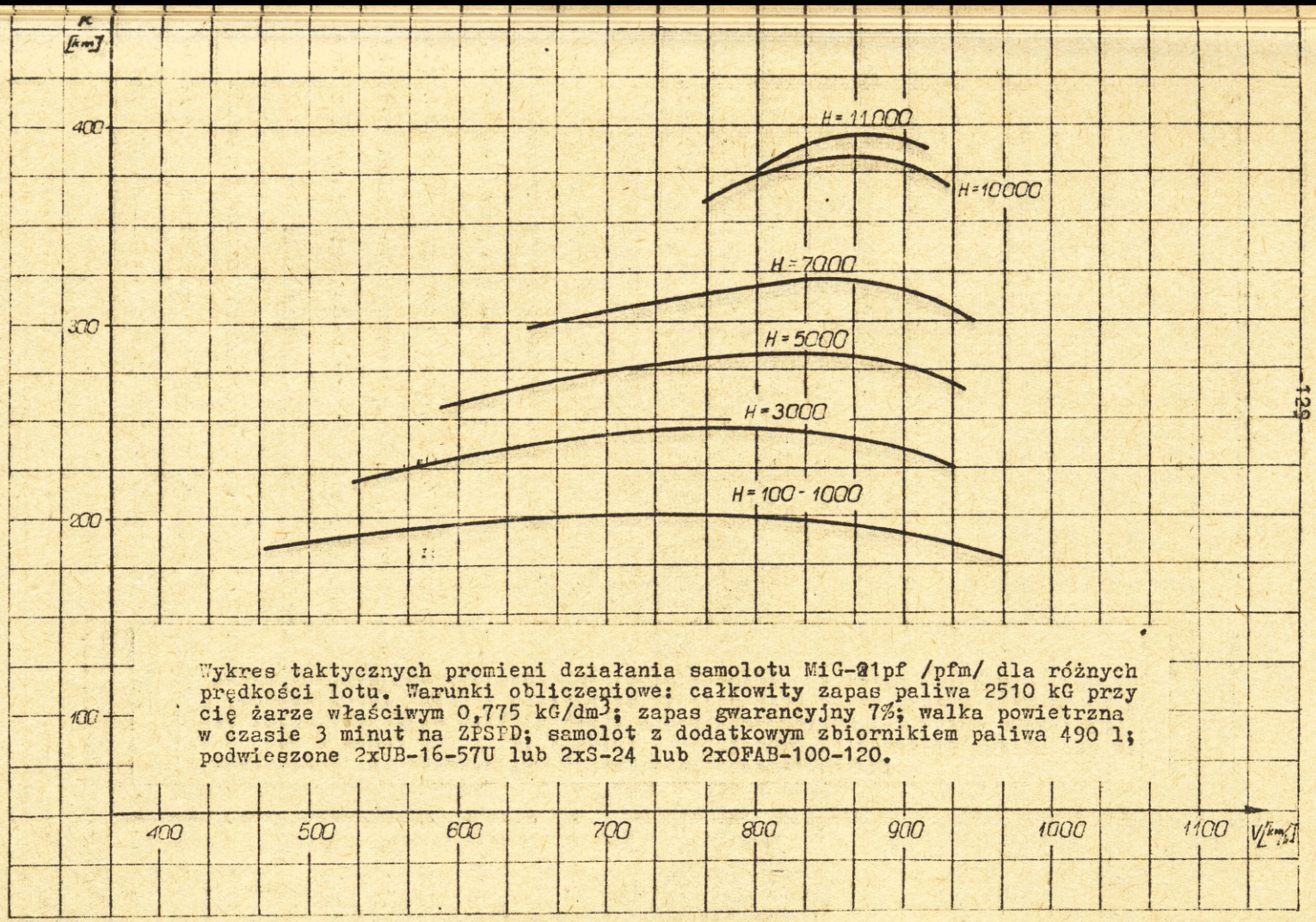



Wykres taktycznych promieni działania samolotu MiG-21pf /pfm/ dla różnych prędkości lotu. Warunki obliczeniowe: całkowity zapas paliwa 2510 kG przy ciężarze właściwym 0,775 kG/dm$^3$; zapas gwarancyjny 7%; walka powietrzna w czasie 3 minut na ZPSPD; samolot z dodatkowym zbiornikiem paliwa 490 l; bez podwieszeń zewnętrznych uzbrojenia lub z 2xR-3S.

Rys. 1.52




Wykres taktycznych promieni działania samolotu MiG-21pf /pfm/ dla różnych prędkości lotu. Warunki obliczeniowe: całkowity zapas paliwa 2130 kG przy ciężarze właściwym 0,775 kG/dm³; zapas gwarancyjny 7%; walka powietrzna w czasie 3 minut na ZPSPD; samolot bez dodatkowego zbiornika paliwa; podwieszone 2xUB-16-57U lub 2xS-24 lub 2xOFAB-100-120.




Wykres taktycznych promieni działania samolotu MiG-21pf /pfm/ dla różnych prędkości lotu. Warunki obliczeniowe: całkowity zapas paliwa 2510 kG przy ciężarze właściwym 0,775 kG/dm$^3$; zapas gwarancyjny 7%; walka powietrzna w czasie 3 minut na ZPSPD; samolot z dodatkowym zbiornikiem paliwa 490 l; podwieszone 2xUB-16-57U lub 2xS-24 lub 2xOFAB-100-120.

Rys. 1.54

## 2. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotów: Il-14; Il-28R; Lim-2; MiG-19.

### 2.1. Wiadomości ogólne

Obliczenie promieni działania i długotrwałości lotu przeprowadzono dla warunków gdy lot odbywa się przy wzorcowej temperaturze powietrza.

W przypadku, gdy temperatura otaczającego powietrza na danej wysokości różni się od temperatury wzorcowej wówczas do długotrwałości lotu należy wnieść poprawkę:

- jeżeli temperatura otaczającego na danej wysokości wzrasta, to na każde 5°C przyrostu /w odniesieniu do temperatury wzorcowej/ długotrwałość lotu zmniejsza się w przybliżeniu o 1%;
- jeżeli temperatura otaczającego powietrzna na danej wysokości maleje, to na każde 5°C spadku temperatury /w odniesieniu do temperatury wzorocowej/ długotrwałość lotu zwiększa się o 1%.

Kilometrowe zużycie paliwa w locie poziomym oraz zużycie paliwa przy wznoszeniu i locie szybowym na wysokościach poniżej 1000 m określono w sposób przybliżony na podstawie danych z instrukcji obliczenia zasięgów i długotrwałości lotu.

W celu uwzględnienia nieprzewidzianych zmian warunków i trasy lotu przyjęto 10% całkowitej ilości paliwa na samolocie jako zapas bezpieczeństwa. Zapas bezpieczeństwa nazywany jest również aeronawigacyjnym zapasem paliwa.

Taktyczne promienie działania i długotrwałości lotu przy maksymalnym i nominalnym zakresie pracy silników oraz na dopalaniu podane są jedynie orientacyjnie, ponieważ czas pracy silników

na zakresie maksymalnym i na dopaleniu nie może być większy jak 5 ÷ 10 minut, a na zakresie nominalnym nie większy jak 30 min./ dla samolotu MiG-19 ograniczenie czasu pracy silników na zakresie nominalnym ma miejsce tylko do wysokości 6000 m/.

W celu obliczenia taktycznego promienia działania i długotrwałości lotu samolotu na określonej wysokości i prędkości lotu wykorzystano następujące wzory:

1. $$R = R_p + \frac{S_w + S_s}{2}$$

2. $$T = T_p + \tau_w + \tau_s + \tau_k + \tau_b$$

gdzie:

$R_p = \frac{Q_p}{2C_k}$ połowa zasięgu w locie poziomym

$\tau_p = \frac{Q_p}{C_h}$ długotrwałość lotu poziomego

$Q_p = Q_c - \Sigma Q_i$ - zużycie paliwa w locie poziomym

$\Sigma Q_i = Q_a + Q_b + Q_z + Q_k + Q_w + Q_s + Q_n$

R - taktyczny promień działania samolotu

T - taktyczna długotrwałość lotu samolotu

$Q_a$ - aeronawigacyjny zapas paliwa

$Q_b$ - ilość paliwa potrzebna na prowadzenie walki powietrznej lub wykonanie zadania w rejonie celu

$Q_z$ - ilość paliwa potrzebna na pracę silników na ziemi

$Q_k$ - ilość paliwa potrzebna do lotu po okręgu przed lądowaniem

$Q_w$ - ilość paliwa zużywana podczas wznoszenia s-tu

$Q_s$ - ilość paliwa zużywana podczas lotu szybowego samolotu;

$Q_n$ - ilość paliwa pozostała w zbiornikach;

$\tau_w$ - czas wznoszenia samolotu na określoną wysokość;

$\tau_s$ - czas lotu szybowego samolotu;

$\tau_k$ - czas lotu samolotu po kręgu przed lądowaniem;

$\tau_b$ - czas prowadzenia walki powietrznej lub wykonywania zadania w rejonie celu;

$C_k$ - kilometrowe zużycie paliwa;

$C_h$ - godzinowe zużycie paliwa;

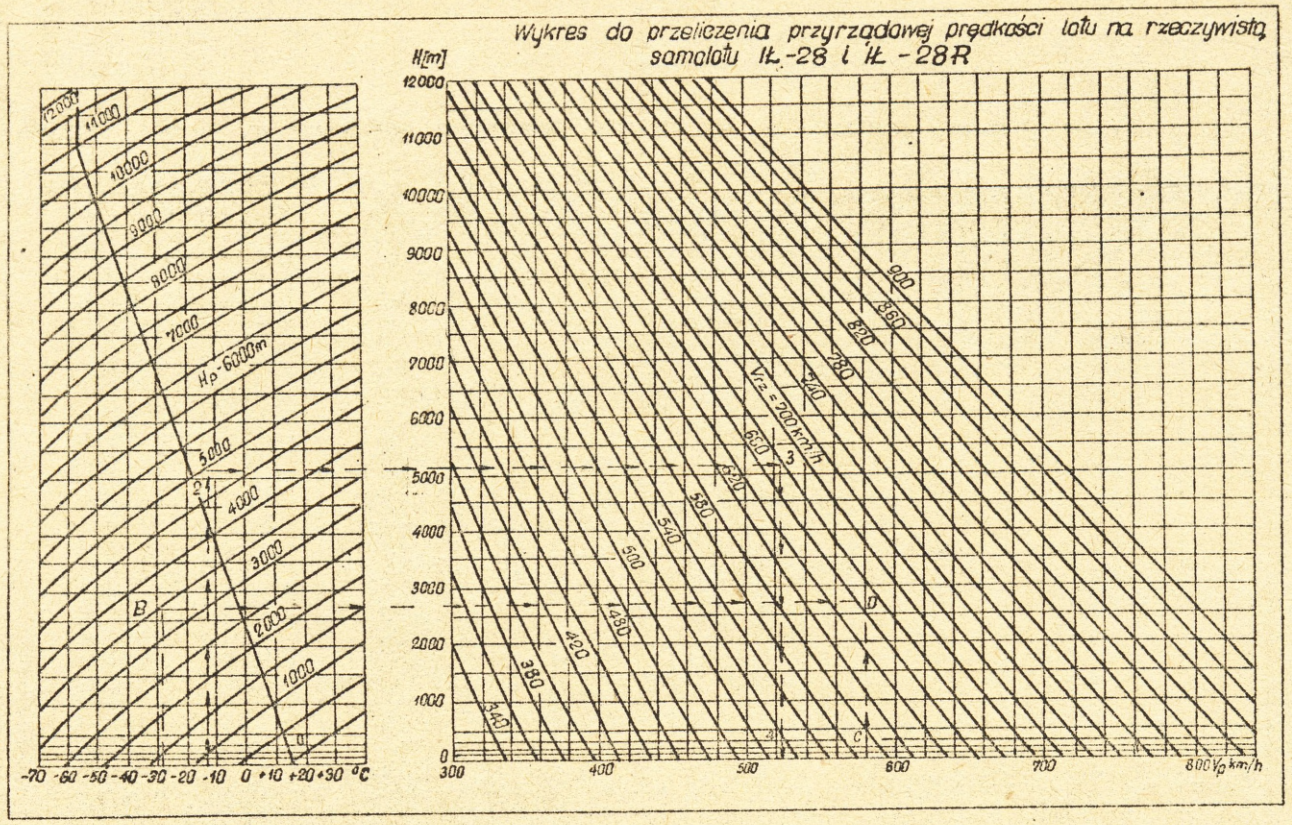
$Q_c$ - całkowity zapas paliwa w zbiornikach samolotu.

Do obliczeń taktycznych promieni działania i długotrwałości lotu samolotów wykorzystano instrukcje obliczania zasięgu i długotrwałości lotu danych samolotów.

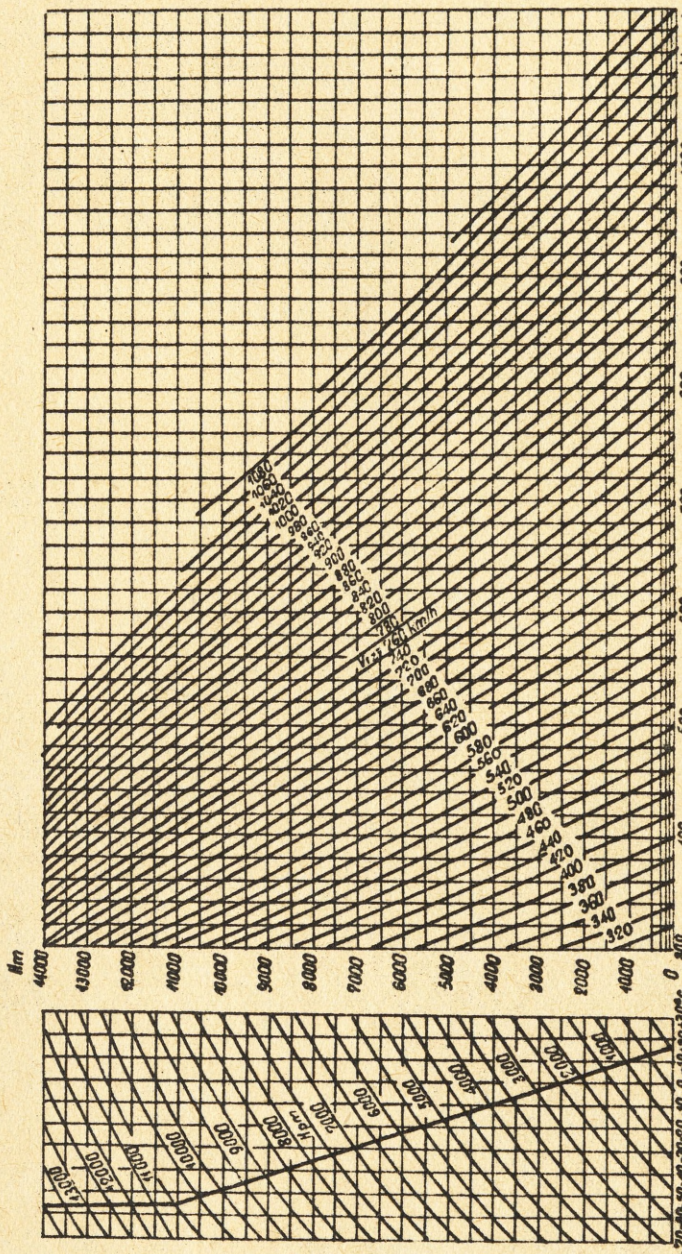
Do obliczania wartości prędkości przyrządowej lotu znając wartość prędkości rzeczywistej i odwrotnie, z uwzględnieniem poprawki na temperaturę atmosferyczną na danej wysokości lotu, wykorzystywano wykresy podane na str. 133-135 według omówionych niżej przykładów korzystania z tych wykresów.

Przykład 1: Określić rzeczywistą prędkość lotu samolotu Il-28 na wysokości 3500 m jeżeli prędkość przyrządowa jest równa 580 km/h przy temperaturze atmosferycznej na danej wysokości równej -28 °C.

Rozwiązanie : W lewej części wykresu na osi poziomej /str.133/ znajdujemy punkt odpowiadający temperaturze -28 °C /punkt A/ i z tego punktu prowadzimy pionową do przecięcia się z krzywą odpowiadającą wysokości H=3500 m /punkt B/. Z punktu B prowadzimy równoległą do osi poziomej do przecięcia się z pionową wyprowadzoną z punktu odpowiadającego $V_{prz}$=580 km/h na osi poziomej prawej części wykresu /punkt D/. Przez punkt D prowadzimy pomocniczą krzywą prędkości rzeczywistych do osi poziomej i odczytujemy na niej szukaną wartość $V_{rz}$=665 km/h mając na uwadze, aby ta pomocnicza krzywa znajdowała się odpowiednio między najbliższymi istniejącymi już krzywymi prędkości rzeczywistych na wykresie części prawej.

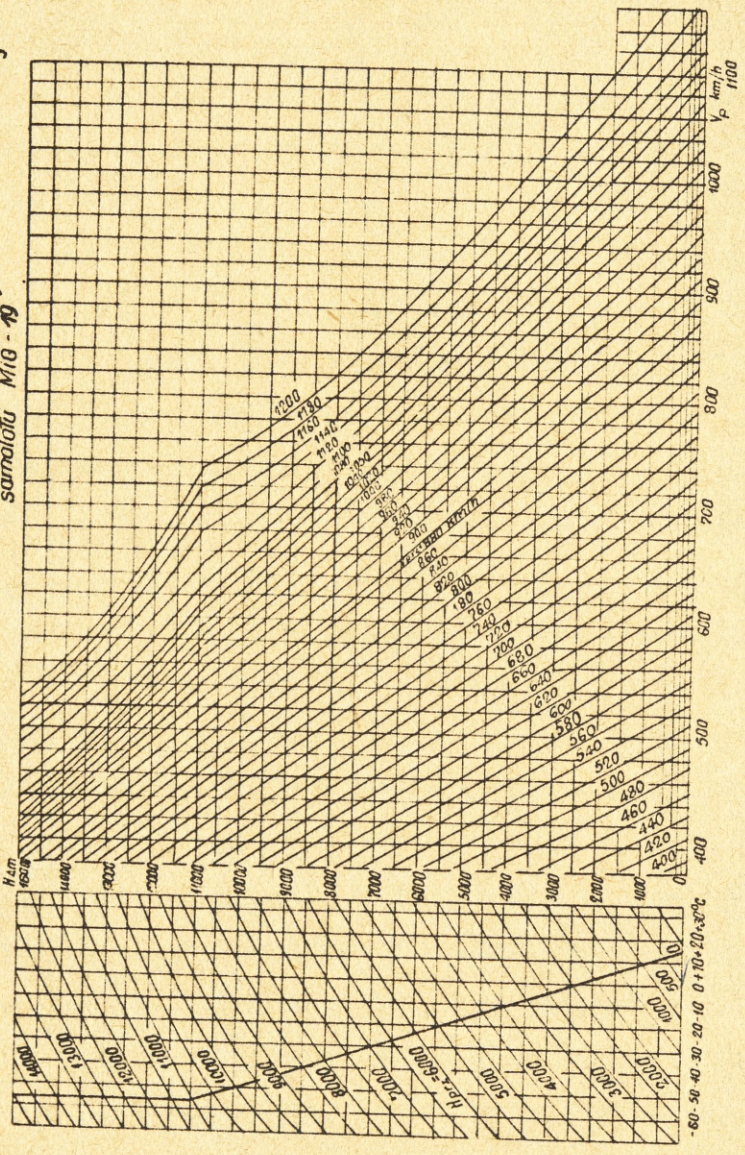

Wykres do przeliczenia przyrządowej prędkości lotu na rzeczywistą samolotu IŁ-28 i IŁ-28R
H[m]
12000
11000
10000
9000
8000
7000
6000
5000
4000
3000
2000
1000
0
300
400
500
600
700
800 Vp km/h
Hp-6000m
Vrz = 700 km/h
900
860
820
780
740
660
620
580
540
500
480
420
380
340
B
D
C
-70 -60 -50 -40 -30 -20 -10 0 +10 +20 +30 °C

Rys. 2.1




Rys. 2.2 Wykres do przeliczenia przyrządowej prędkości lotu na rzeczywistą samolotu Lim - 5

Wykres do przeliczenia prędkości przyrządowej lotu na rzeczywistą samolotu MiG - 19




Rys. 2.3

Przykład 2: Określić przyrządową prędkość lotu samolotu Il-28 na wysokości 5000 m przy istniejącej tam temperaturze atmosferycznej -13 °C jeżeli wiemy, że prędkość rzeczywista wynosi 675 km/h.
Rozwiazanie: W lewej części wykresu na osi poziomej znajdujemy punkt odpowiadający temperaturze -13 °C i prowadzimy z niego pionową do przecięcia się z krzywą odpowiadającą wysokości 5000 m. Następnie z w/w punktu prowadzimy równoległą w prawo do osi poziomej do przecięcia się z krzywą prędkości rzeczywistych w prawej części wykresu odpowiadającą prędkości 675 km/h. Krzywej odpowiadającej $V_{rz}$=675 km/h faktycznie na wykresie nie ma lecz wykreślamy ją jako pomocniczą drogą interpolacji między istniejącymi krzywymi odpowiadającymi $V_{rz}$=660 km/h oraz $V_{rz}$=680 km/h. Z otrzymanego wyżej punktu przecięcia /punkt 3/ prowadzimy pionową w dół do przecięcia się z osią poziomą i odczytujemy na niej szukaną wartość - w danym przykładzie jest ona równa $V_{prz}$= 522 km/h.
Uwaga! W obliczeniach praktycznych do omówionego wyżej przykładu należy pamiętać jeszcze o konieczności uwzględnienia poprawki wynikającej z błędów wskazań prędkościomierza na określonym egzemplarzu samolotu, które są dopuszczalne i ściśle określone tabelkami poprawek dla każdego samolotu w oparciu o pomiary porównawcze z przyrządami wzorcowymi. Jeżeli naprzykład na określonym samolocie prędkościomierz w przedziale wskazywanych prędkości przyrządowych od 500 do 550 km/h wskazuje z błędem +5 km/h to w takim przypadku na wspomnianym samolocie pilot powinien utrzymywać według wskazań prędkościomierza wartość prędkości przyrządowej równą 517 km/h po to, aby wynosiła ona faktycznie 522 km/h mając na względzie w/w błąd przyrządu +5 km/h.
Wyjaśnienie: Błąd lub inaczej poprawka prędkościomierza określona wartością dodatnią /+/ oznacza, że przyrząd pokazuje wartość prędkości mniejszą o tę poprawkę od wartości rzeczywistej i dlatego poprawkę "+" dodaje się do wskazań przyrządu.

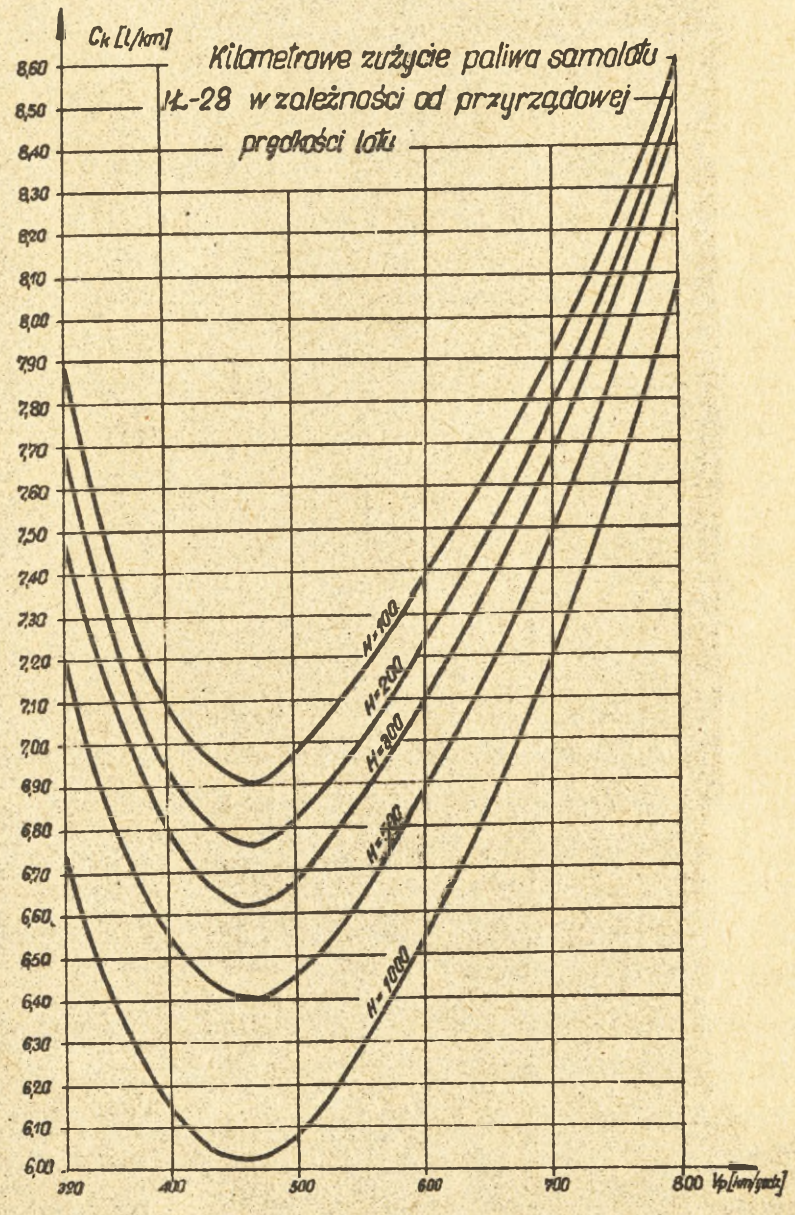
## 2.2. PROMIENIE DZIAŁANIA I DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU SAMOLOTU Ił-28

### 2.2.1. DANE OBLICZENIOWE

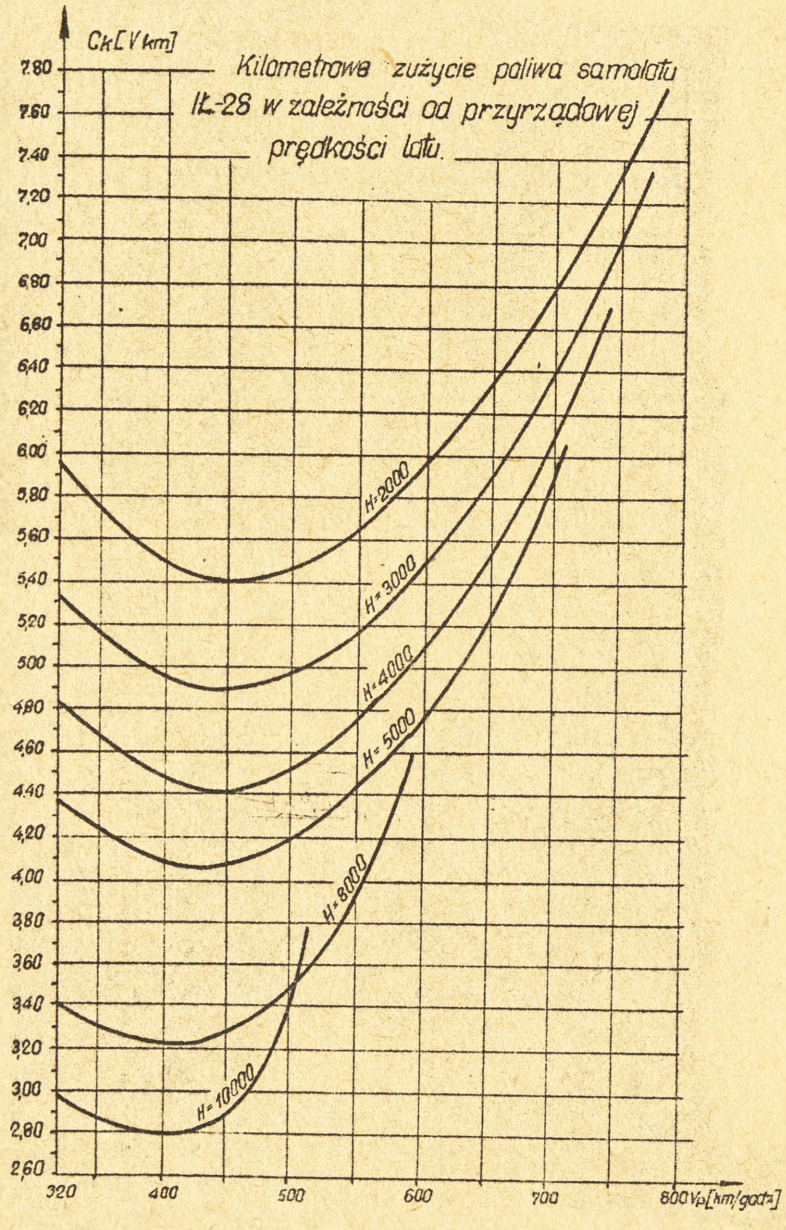
. Zapas paliwa potrzebny do pracy nad celem przyjęto dla warunków lotu z maksymalną prędkością przelotową w czasie 10 minut.
. Całkowity zapas paliwa w zbiornikach - 8000 litrów.
. Zapas gwarancyjny paliwa przyjęto - 800 litrów.
. Ilość paliwa zużywana podczas pracy silników na ziemi w czasie 14 minut wynosi 325 litrów.
. Ilość paliwa na lot po kręgu przed lądowaniem z uwzględnieniem manewru rozpuszczenia grupy samolotów w ogólnym czasie 10 minut wynosi 400 litrów.
. Uwzględniono zapas paliwa na lot grupowy w ilości:
- dla eskadry - 10 % w stosunku do ilości przypadającej na lot poziomy;
- dla klucza - 4 % w stosunku do ilości przypadającej na lot poziomy;
- dla pary - 2 % w stosunku do ilości przypadającej na lot poziomy.

. W obliczeniach przyjmowano, że zbiórka samolotów do lotu grupowego odbywa się metodą dopędzania na trasie lotu do celu.
. Paliwo nie wyczerpywane z instalacji paliwowej /paliwo martwe/ stanowi ogółem 60 litrów.
. W przypadku zmiany średniej wartości ciężaru samolotu w locie należy uwzględniać poprawkę do wartości kilometrowego oraz godzinowego zużycia paliwa, która wynosi :
- w przypadku zwiększania ciężaru samolotu : każdemu przyrostowi ciężaru o 250 kG odpowiada przyrost o 1 % kilometrowego i godzinowego zużycia paliwa;
- w przypadku zmniejszenia ciężaru samolotu : każdemu ubytkowi ciężaru o 250 kG odpowiada zmniejszenie zużycia paliwa kilometrowego i godzinowego o 1 %.

. Zapas paliwa na lot poziomy pojedyńczego samolotu przyjęto oznaczać $Q_1$ , natomiast zapas paliwa na lot poziomy eskadry samolotów przyjęto oznaczać $Q_e$.
. Obliczenie promienia działania i długotrwałości lotu przeprowadzono dla przypadku, gdy samolot /samoloty/ startuje /ą/ przy pracujących silnika na zakresie maksymalnych obrotów n=11560 obr/min a dalsze wznoszenie odbywa się na zakresie obrotów silnika n=11200 obr/min dla pojedyńczego samolotu oraz n=10900 obr/min dla eskadry samolotów przy czym, początkowy ciężar samolotu w locie wynosi 21000 kG.


Ck [l/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu
Il-28 w zależności od przyrządowej
prędkości lotu
8,60
8,50
8,40
8,30
8,20
8,10
8,00
7,90
7,80
7,70
7,60
7,50
7,40
7,30
7,20
7,10
7,00
6,90
6,80
6,70
6,60
6,50
6,40
6,30
6,20
6,10
6,00
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000
300
400
500
600
700
800 Vp [km/godz]

Rys. 24


Ck[V km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu
IŁ-28 w zależności od przyrządowej
prędkości lotu.
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=8000
H=10000
7,80
7,60
7,40
7,20
7,00
6,80
6,60
6,40
6,20
6,00
5,80
5,60
5,40
5,20
5,00
4,80
4,60
4,40
4,20
4,00
3,80
3,60
3,40
3,20
3,00
2,80
2,60
320
400
500
600
700
800 Vp[km/godz]

Rys. 2.5

12. Zużycie paliwa, czas i droga podczas startu i wznoszenia

/ Start przy n = 11560 obr/min. /

Tabela 11

| Wysokość / m / | Samolot pojedynczy | | | | Ugrupowanie w składzie esk. | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Przyrządowa prędk. lotu /km/godz./ | Zużycie paliwa /l/ | Czas /min./ | Droga /km/ | Przyrządowa prędk. lotu /km/godz./ | Zużycie paliwa /l/ | Czas /min./ | Droga /km/ |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
| | Wznoszenie przy n = 11200 obr/min. Początkowy ciężar s-tu w locie - 21000 kG | | | | | | | |
| 100 | 494 | 180 | 1 | 6 | - | - | - | - |
| 200 | 493 | 190 | 1 | 8 | - | - | - | - |
| 300 | 492 | 200 | 1,5 | 10 | - | - | - | - |
| 500 | 490 | 230 | 2 | 12 | - | - | - | - |
| 1000 | 485 | 285 | 2,5 | 20 | - | - | - | - |
| 2000 | 475 | 400 | 4 | 35 | - | - | - | - |
| 3000 | 465 | 525 | 5,5 | 50 | - | - | - | - |
| 4000 | 455 | 650 | 7 | 70 | - | - | - | - |
| 5000 | 445 | 800 | 8,5 | 90 | - | - | - | - |
| 6000 | 435 | 950 | 10,5 | 115 | - | - | - | - |
| 7000 | 425 | 1100 | 13 | 145 | - | - | - | - |
| 8000 | 415 | 1250 | 16 | 180 | - | - | - | - |
| 9000 | 405 | 1425 | 19,5 | 215 | - | - | - | - |
| 10000 | 395 | 1600 | 24,5 | 250 | - | - | - | - |
| | Wznoszenie przy n = 10900 obr/min. Początkowy ciężar s-tu w locie - 21000 kG | | | | | | | |
| 100 | - | - | - | - | - | 385 | 7 | 6 |
| 200 | - | - | - | - | - | 400 | 7,5 | 8 |
| 300 | - | - | - | - | - | 415 | 7,5 | 10 |
| 500 | - | - | - | - | - | 445 | 8 | 12 |
| 1000 | 470 | 285 | 3,0 | 20 | 470 | 520 | 9 | 10 |
| 2000 | 460 | 425 | 5 | 40 | 460 | 650 | 11 | 30 |
| 3000 | 450 | 575 | 7 | 60 | 450 | 835 | 13 | 50 |
| 4000 | 440 | 725 | 9 | 80 | 440 | 1000 | 15 | 70 |
| 5000 | 430 | 900 | 11,5 | 105 | 430 | 1190 | 17,5 | 95 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 6000 | 420 | 1075 | 14,5 | 135 | 420 | 1380 | 20,5 | 125 |
| 7000 | 410 | 1275 | 18,5 | 170 | 410 | 1600 | 24,5 | 160 |
| 8000 | 400 | 1475 | 22,5 | 210 | 400 | 1820 | 28,5 | 200 |
| 9000 | 390 | 1675 | 27,5 | 255 | 390 | 2040 | 33,5 | 245 |
| 10000 | 380 | 1880 | 32,5 | 300 | 380 | 2270 | 38,5 | 290 |
| | Wznoszenie samolotu przy n = 11200 obr/min. Początkowy ciężar s-tu w locie - 22000 kG | | | | | | | |
| 1000 | 495 | 285 | 2,5 | 20 | - | - | - | - |
| 3000 | 475 | 575 | 6 | 60 | - | - | - | - |
| 5000 | 455 | 925 | 10 | 105 | - | - | - | - |
| 8000 | 425 | 1525 | 20 | 210 | - | - | - | - |
| 10000 | 405 | 1900 | 29,5 | 300 | - | - | - | - |

Uwaga: W tabeli wzięto pod uwagę zużycie paliwa i czas /6 min./ przeznaczony na zbiórkę eskadry.

13. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga podczas szybowania samolotu.

Ciśnienie paliwa podczas lotu szybowego samolotu pojedynczego poniżej 7000 m określane jest skrajnym tylnym położeniem dźwigni sterowania silnikami.

Na wysokości powyżej 7000 m ciśnienie paliwa wynosi 5 $kG/cm^2$.

Celem zwiększenia możliwości manewrowania samolotów prowadzących - lecących w składzie eskadry, ciśnienie paliwa na samolocie prowadzącym zwiększa się o 2 + 3 $kG/cm^2$ w porównaniu z utrzymywanym ciśnieniem paliwa podczas lotu szybowego samolotu pojedynczego.

Tabela 12

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 100 | 400 | - | - | - | 400 | - | - | - |
| 200 | 400 | - | - | - | 400 | - | - | - |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 300 | 400 | 5 | - | - | 400 | - | - | - |
| 500 | 400 | 10 | - | - | 400 | - | - | - |
| 1000 | 400 | 30 | 1,5 | 10 | 400 | 30 | 1,5 | 10 |
| 2000 | 400 | 65 | 4 | 30 | 400 | 85 | 4,5 | 35 |
| 3000 | 400 | 90 | 6,5 | 50 | 400 | 120 | 7,5 | 60 |
| 4000 | 400 | 110 | 9 | 70 | 400 | 150 | 10 | 80 |
| 5000 | 400 | 130 | 11 | 90 | 400 | 180 | 12 | 100 |
| 6000 | 400 | 145 | 13 | 105 | 400 | 210 | 14 | 120 |
| 7000 | 400 | 155 | 14,5 | 120 | 400 | 230 | 16 | 140 |
| 8000 | 400 | 165 | 16 | 135 | 400 | 245 | 18 | 160 |
| 9000 | 400 | 175 | 17 | 145 | 400 | 260 | 19 | 170 |
| 10000 | 400 | 180 | 18 | 155 | 400 | 270 | 20 | 180 |

Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu: "IL-28"

Początkowy ciężar samolotu w locie - 21000 kG

Całkowity zapas paliwa - 8000 litrów

Tabela 13

| Warunki lotu | Prędkość s-tu km/godz. | | Kilometrow. zużyc. paliwa kG/km | Godz. zużyc. paliwa /kG/ godz./ | Promień działania samolotu /km/ | | | | Długotrwałość lotu samolotu /min./ | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | przyrząd. | rzeczyw. | | | Pojedynczego | pary | klucza | esk. | Pojedynczego | pary | klucza | eskadry |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
| | | | H = 100 /m/ | | | | | | | | | |
| | | | Średni ciężar samolotu w locie - 17100/kG/ | | | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 966 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5524 /kG/; $Q_{p_e}$ = 4513 /kG/ | | | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 800 | 815 | 8,65 | 7050 | 322 | 315 | 308 | 264 | 62 | 61 | 60 | 65 |
| Nom. zakres pracy silnika | 761 | 769 | 8,30 | 6380 | 336 | 328 | 321 | 275 | 67 | 66 | 65 | 69 |
| 0,9 V max. | 740 | 755 | 8,16 | 6160 | 342 | 333 | 326 | 279 | 69 | 68 | 67 | 71 |
| Max. prędkość przelotowa | 711 | 725 | 8,00 | 5800 | 348 | 340 | 333 | 285 | 72 | 71 | 70 | 74 |
| | 650 | 660 | 7,64 | 5030 | 364 | 356 | 349 | 298 | 81 | 79 | 78 | 81 |
| | 600 | 610 | 7,37 | 4490 | 377 | 369 | 362 | 309 | 89 | 87 | 86 | 88 |
| | 550 | 560 | 7,16 | 4010 | 388 | 380 | 373 | 318 | 98 | 96 | 95 | 95 |
| | 500 | 508 | 6,97 | 3540 | 401 | 391 | 383 | 326 | 109 | 107 | 105 | 103 |
| Max. zasięg | 471 | 479 | 6,91 | 3310 | 403 | 395 | 386 | 329 | 115 | 113 | 111 | 109 |
| | 450 | 459 | 6,93 | 3185 | 401 | 394 | 385 | 328 | 119 | 117 | 115 | 112 |
| | 400 | 408 | 7,09 | 2895 | 392 | 386 | 378 | 322 | 130 | 127 | 125 | 120 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 350 | 358 | 7,50 | 2680 | 371 | 364 | 356 | 304 | 139 | 136 | 134 | 128 |
| Max. długotrw. | 320 | 328 | 7,89 | 2590 | 353 | 347 | 339 | 289 | 143 | 140 | 138 | 131 |
| | | | | H = 200 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 17100 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 949 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5520; $Q_{p_c}$ = 4510 /kG/ | | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 800 | 818 | 8,56 | 7010 | 327 | 320 | 313 | 267 | 62 | 61 | 60 | 65 |
| Nom. zakres pracy silnika | 760 | 778 | 8,19 | 6370 | 341 | 334 | 327 | 279 | 67 | 66 | 65 | 69 |
| 0,9 V max. | 739 | 755 | 8,04 | 6075 | 348 | 341 | 334 | 285 | 70 | 69 | 68 | 72 |
| Max. prędkość przelotowa | 710 | 725 | 7,82 | 5694 | 357 | 349 | 352 | 292 | 73 | 72 | 71 | 75 |
| | 650 | 664 | 7,49 | 4975 | 373 | 365 | 358 | 305 | 82 | 80 | 79 | 81 |
| | 600 | 615 | 7,22 | 4435 | 386 | 378 | 371 | 316 | 90 | 88 | 87 | 88 |
| | 550 | 562 | 7,00 | 3930 | 399 | 390 | 382 | 326 | 99 | 97 | 95 | 96 |
| | 500 | 511 | 6,82 | 3480 | 408 | 400 | 392 | 334 | 110 | 108 | 106 | 105 |
| Max. zasięg | 470 | 480 | 6,72 | 3220 | 412 | 405 | 396 | 338 | 118 | 116 | 114 | 111 |
| | 400 | 410 | 6,92 | 2830 | 403 | 394 | 385 | 330 | 132 | 129 | 127 | 123 |
| | 350 | 358 | 7,36 | 2635 | 379 | 371 | 363 | 310 | 141 | 138 | 136 | 130 |
| Max. długotrw. | 320 | 328 | 7,70 | 2522 | 362 | 355 | 348 | 297 | 146 | 143 | 141 | 134 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | H = 300 /m/ | | | | | | | | | |
| | | | Średni ciężar samolotu w locie - 17050 /kG/ | | | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 939 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5516 /kG/; $Q_{p_e}$ = 4507 /kG/ | | | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 800 | 820 | 8,50 | 6970 | 330 | 324 | 317 | 270 | 63 | 62 | 61 | 66 |
| Nom. zakres pracy silnika | 757 | 777 | 8,09 | 6280 | 346 | 340 | 333 | 284 | 68 | 67 | 66 | 70 |
| 0,9 V max. | 738 | 758 | 7,96 | 6040 | 351 | 344 | 337 | 288 | 70 | 69 | 68 | 72 |
| Max. prędkość przelotowa | 709 | 728 | 7,74 | 5635 | 362 | 355 | 348 | 296 | 74 | 73 | 72 | 75 |
| | 650 | 668 | 7,37 | 4925 | 379 | 372 | 364 | 311 | 82 | 80 | 79 | 82 |
| | 600 | 620 | 7,10 | 4400 | 394 | 386 | 378 | 323 | 90 | 88 | 87 | 88 |
| | 550 | 565 | 6,86 | 3875 | 407 | 399 | 391 | 333 | 100 | 98 | 97 | 97 |
| | 500 | 513 | 6,69 | 3430 | 417 | 409 | 401 | 342 | 112 | 110 | 108 | 106 |
| Max. zasięg | 469 | 480 | 6,62 | 3175 | 422 | 413 | 405 | 345 | 119 | 117 | 115 | 115 |
| | 400 | 412 | 6,80 | 2800 | 413 | 403 | 395 | 337 | 133 | 130 | 128 | 124 |
| | 350 | 360 | 7,18 | 2585 | 392 | 382 | 374 | 320 | 143 | 140 | 138 | 131 |
| Max. długotrw. | 320 | 330 | 7,50 | 2475 | 375 | 366 | 358 | 305 | 149 | 146 | 143 | 137 |
| | | | H = 500 /m/ | | | | | | | | | |
| | | | Średni ciężar samolotu w locie - 17050 /kG/ | | | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 917 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5508; $Q_{p_e}$ = 4502; | | | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona"/ | 800 | 830 | 8,35 | 7040 | 336 | 329 | 323 | 276 | 63 | 62 | 61 | 66 |
| Nom. zakres pracy silnika | 756 | 783 | 7,91 | 6200 | 354 | 346 | 340 | 291 | 70 | 69 | 68 | 72 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max. | 735 | 762 | 7,76 | 5910 | 361 | 353 | 347 | 296 | 72 | 71 | 70 | 74 |
| Max.prędkość przelotowa | 705 | 730 | 7,54 | 5500 | 371 | 364 | 357 | 305 | 77 | 75 | 74 | 77 |
| | 650 | 675 | 7,16 | 4835 | 390 | 382 | 375 | 320 | 85 | 83 | 82 | 84 |
| | 600 | 623 | 6,89 | 4290 | 406 | 398 | 390 | 333 | 94 | 92 | 90 | 91 |
| | 550 | 570 | 6,64 | 3780 | 422 | 414 | 405 | 346 | 104 | 104 | 102 | 100 |
| | 500 | 518 | 6,46 | 3350 | 432 | 423 | 415 | 354 | 115 | 113 | 111 | 109 |
| Max.zasięg | 464 | 482 | 6,40 | 3080 | 437 | 428 | 419 | 358 | 124 | 122 | 120 | 116 |
| | 400 | 418 | 6,54 | 2730 | 428 | 419 | 411 | 351 | 137 | 134 | 132 | 127 |
| | 350 | 367 | 6,91 | 2540 | 405 | 396 | 388 | 332 | 146 | 143 | 141 | 134 |
| Max.długotrw. | 320 | 335 | 7,21 | 2420 | 388 | 380 | 373 | 318 | 153 | 150 | 147 | 140 |
| | | | | H = 1000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 17000 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 886 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5551 /kG/; $Q_{p_c}$ = 4434/"kG/ | | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 800 | 846 | 8,10 | 6850 | 352 | 345 | 338 | 284 | 66 | 65 | 64 | 69 |
| Nom.zakres pracy silnika | 750 | 795 | 7,63 | 6070 | 372 | 365 | 358 | 301 | 67 | 66 | 65 | 74 |
| 0,9 V max. | 720 | 763 | 7,36 | 5610 | 385 | 378 | 370 | 311 | 76 | 75 | 74 | 77 |
| Max.prędkość przelotowa | 697 | 740 | 7,18 | 5320 | 395 | 388 | 380 | 319 | 79 | 78 | 77 | 80 |
| | 650 | 690 | 6,84 | 4720 | 415 | 407 | 399 | 335 | 86 | 85 | 84 | 86 |
| | 600 | 638 | 6,54 | 4170 | 432 | 424 | 416 | 350 | 96 | 94 | 93 | 94 |
| | 550 | 585 | 6,28 | 3675 | 448 | 441 | 432 | 363 | 107 | 106 | 103 | 102 |

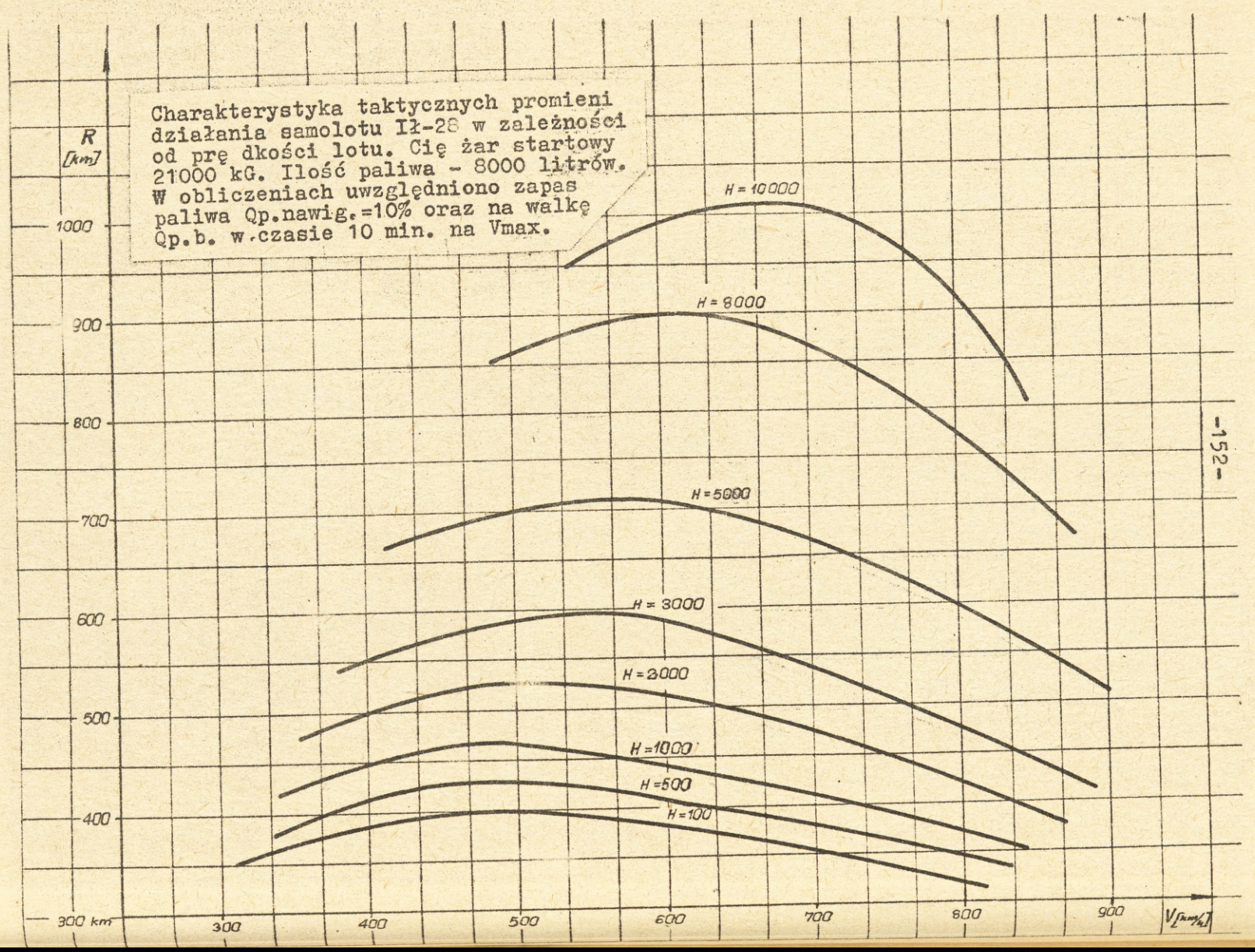
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 500 | 532 | 6,08 | 3230 | 463 | 455 | 446 | 375 | 119 | 117 | 115 | 112 |
| Max. zasięg | 460 | 490 | 6,02 | 2940 | 468 | 459 | 450 | 378 | 129 | 127 | 124 | 120 |
| | 400 | 427 | 6,17 | 2630 | 457 | 448 | 439 | 369 | 142 | 140 | 137 | 131 |
| | 350 | 374 | 6,48 | 2420 | 437 | 428 | 420 | 353 | 153 | 150 | 147 | 140 |
| Max. długotrw. | 320 | 344 | 6,74 | 2300 | 421 | 412 | 404 | 339 | 158 | 155 | 142 | 146 |
| | | | | H = 2000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16950 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 826 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5364; $Q_{p_c}$ = 4318 /kG/ | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 789 | 869 | 7,75 | 6735 | 378 | 371 | 364 | 311 | 70 | 69 | 68 | 73 |
| Nom. zakres pracy silnika | 739 | 820 | 7,12 | 5840 | 409 | 401 | 394 | 335 | 77 | 76 | 75 | 79 |
| 0,9 V max. | 710 | 787 | 6,81 | 5360 | 425 | 418 | 410 | 349 | 83 | 82 | 80 | 83 |
| Max. prędkość przelotowa | 680 | 755 | 6,56 | 4950 | 440 | 432 | 424 | 361 | 87 | 86 | 84 | 87 |
| | 650 | 735 | 6,30 | 4630 | 458 | 449 | 440 | 375 | 91 | 90 | 88 | 91 |
| | 600 | 670 | 5,92 | 3960 | 484 | 475 | 466 | 397 | 103 | 102 | 100 | 100 |
| | 550 | 615 | 5,63 | 3460 | 508 | 499 | 490 | 415 | 115 | 113 | 111 | 110 |
| | 500 | 560 | 5,46 | 3055 | 522 | 513 | 504 | 427 | 127 | 125 | 123 | 120 |
| Max. zasięg | 450 | 502 | 5,41 | 2715 | 527 | 517 | 508 | 431 | 141 | 138 | 136 | 130 |
| | 400 | 448 | 5,50 | 2520 | 519 | 509 | 500 | 424 | 150 | 147 | 144 | 138 |
| | 350 | 395 | 5,75 | 2270 | 499 | 489 | 480 | 407 | 164 | 161 | 158 | 149 |
| Max. długotrw. | 320 | 360 | 5,96 | 2147 | 481 | 472 | 464 | 394 | 172 | 169 | 166 | 156 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | H = 3000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16900 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 758 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5282 ; $Q_{p_c}$ = 4175 /kG/ | | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 775 | 892 | 7,30 | 6505 | 412 | 405 | 397 | 341 | 75 | 74 | 73 | 78 |
| Nom.zakres pracy silnika | 700 | 810 | 6,32 | 5110 | 468 | 460 | 452 | 385 | 83 | 87 | 85 | 80 |
| 0,9 V max. | 695 | 802 | 6,27 | 5025 | 471 | 463 | 453 | 387 | 91 | 90 | 88 | 90 |
| Max.prędkość przelotowa | 660 | 765 | 5,96 | 4550 | 493 | 484 | 474 | 405 | 96 | 94 | 92 | 95 |
| | 600 | 700 | 5,46 | 3820 | 534 | 523 | 513 | 437 | 109 | 107 | 105 | 106 |
| | 550 | 645 | 5,16 | 3325 | 568 | 551 | 541 | 459 | 121 | 119 | 117 | 115 |
| | 500 | 585 | 4,95 | 2895 | 583 | 573 | 562 | 477 | 135 | 133 | 131 | 126 |
| Max. zasięg | 440 | 565 | 4,89 | 2760 | 596 | 580 | 568 | 482 | 141 | 138 | 135 | 131 |
| | 400 | 470 | 4,96 | 2330 | 590 | 572 | 562 | 472 | 162 | 159 | 156 | 147 |
| | 350 | 412 | 5,17 | 2125 | 561 | 551 | 541 | 459 | 175 | 172 | 169 | 158 |
| Max.długotrw. | 320 | 380 | 5,34 | 2038 | 545 | 536 | 526 | 446 | 181 | 178 | 175 | 163 |
| | | | | H = 4000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16850 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 673 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5222 /kG/; $Q_{p_c}$ = 4070 /kG/ | | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 749 | 900 | 6,70 | 6040 | 460 | 452 | 444 | 414 | 84 | 83 | 82 | 85 |
| Nom.zakres pracy silnika | 706 | 850 | 6,10 | 5200 | 497 | 490 | 482 | 409 | 95 | 94 | 93 | 92 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max. | 674 | 782 | 5,71 | 4460 | 526 | 518 | 508 | 430 | 99 | 98 | 97 | 100 |
| Max.prędkość przelotowa | 640 | 750 | 5,39 | 4040 | 555 | 546 | 536 | 453 | 109 | 108 | 106 | 105 |
| | 600 | 733 | 5,07 | 3720 | 584 | 574 | 564 | 476 | 116 | 114 | 112 | 107 |
| | 550 | 674 | 4,74 | 3195 | 622 | 611 | 600 | 504 | 130 | 128 | 126 | 121 |
| | 500 | 613 | 4,52 | 2780 | 648 | 637 | 626 | 526 | 144 | 142 | 140 | 133 |
| Max. zasięg | 432 | 532 | 4,41 | 2345 | 663 | 651 | 639 | 537 | 145 | 143 | 141 | 149 |
| | 400 | 483 | 4,49 | 2165 | 652 | 641 | 629 | 528 | 176 | 173 | 171 | 158 |
| | 350 | 432 | 4,69 | 2020 | 627 | 616 | 605 | 509 | 187 | 184 | 181 | 166 |
| Max.długotrw. | 320 | 400 | 4,85 | 1940 | 608 | 598 | 588 | 495 | 200 | 197 | 194 | 171 |
| | | | | | H = 5000 /m/ | | | | | | | |
| | | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16800 /kG/ | | | | | | | |
| | | | | | $Q_b$ = 646 /kG/; $Q_{p_1}$ = 5079 /kG/; $Q_{p_c}$ = 3891 /kG/ | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 714 | 900 | 6,04 | 5435 | 511 | 502 | 494 | 420 | 92 | 91 | 90 | 92 |
| Nom.zakres pracy silnika | 675 | 855 | 5,45 | 4655 | 556 | 547 | 538 | 453 | 101 | 100 | 98 | 99 |
| 0,9 V max. | 640 | 818 | 5,08 | 4150 | 590 | 580 | 570 | 480 | 103 | 102 | 100 | 105 |
| Max.prędkość przelotowa | 620 | 792 | 4,90 | 3880 | 608 | 598 | 588 | 494 | 114 | 113 | 111 | 109 |
| | 600 | 768 | 4,75 | 3650 | 625 | 614 | 604 | 507 | 119 | 118 | 116 | 113 |
| | 550 | 708 | 4,42 | 3120 | 662 | 653 | 642 | 538 | 133 | 131 | 129 | 124 |
| | 500 | 643 | 4,20 | 2700 | 695 | 683 | 671 | 560 | 148 | 145 | 143 | 135 |
| | 450 | 580 | 4,08 | 2370 | 713 | 700 | 688 | 574 | 153 | 151 | 149 | 147 |
| Max. zasięg | 430 | 555 | 4,06 | 2252 | 716 | 703 | 691 | 576 | 171 | 169 | 166 | 152 |
| | 400 | 518 | 4,09 | 2120 | 712 | 698 | 687 | 573 | 180 | 177 | 174 | 159 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 350 | 455 | 4,24 | 1930 | 690 | 677 | 666 | 556 | 194 | 191 | 187 | 170 |
| Max. długotrw. | 320 | 420 | 4,37 | 1835 | 672 | 660 | 649 | 533 | 202 | 199 | 195 | 175 |
| | | | | H = 8000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16650 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 461 /kG/; $Q_{p_1}$ = 4779 /KG/; $Q_{p_e}$ = 3411 /kG/ | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 595 | 880 | 4,60 | 4050 | 676 | 666 | 656 | 551 | 123 | 121 | 120 | 117 |
| Nom. zakres pracy silnika | 555 | 824 | 3,93 | 3240 | 764 | 753 | 741 | 614 | 140 | 138 | 137 | 129 |
| 0,9 V max. | 535 | 785 | 3,74 | 2935 | 795 | 784 | 771 | 637 | 149 | 147 | 145 | 136 |
| Max. prędkość przelotowa | 520 | 765 | 3,62 | 2770 | 817 | 804 | 791 | 652 | 155 | 154 | 151 | 140 |
| | 500 | 746 | 3,50 | 2610 | 839 | 827 | 814 | 668 | 163 | 161 | 159 | 144 |
| | 450 | 675 | 3,28 | 2215 | 884 | 872 | 857 | 701 | 181 | 179 | 176 | 158 |
| Max. zasięg | 420 | 632 | 3,23 | 2040 | 897 | 883 | 868 | 708 | 192 | 190 | 186 | 166 |
| | 400 | 603 | 3,24 | 1955 | 895 | 880 | 866 | 707 | 198 | 196 | 192 | 171 |
| | 350 | 532 | 3,23 | 1763 | 875 | 863 | 849 | 694 | 214 | 211 | 207 | 182 |
| Max. długotrw. | 320 | 489 | 3,42 | 1675 | 855 | 842 | 829 | 679 | 223 | 220 | 216 | 188 |
| | | | | H = 10000 /m/ | | | | | | | | |
| | | | | Średni ciężar samolotu w locie - 16500 /kG/ | | | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 368 /kG/; $Q_{p_1}$ = 4507 /kG/; $Q_{p_e}$ = 3056 /kG/ | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 514 | 853 | 3,74 | 3190 | 805 | 786 | 780 | 643 | 146 | 144 | 142 | 135 |
| Nom. zakres pracy silnika | 490 | 800 | 3,20 | 2420 | 906 | 885 | 879 | 713 | 174 | 172 | 170 | 154 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max. | 465 | 767 | 2,97 | 2275 | 961 | 938 | 930 | 749 | 180 | 178 | 175 | 158 |
| Max.prędkość przelotowa | 455 | 760 | 2,91 | 2210 | 977 | 952 | 945 | 759 | 184 | 181 | 179 | 161 |
| Max.zasięg | 415 | 700 | 2,80 | 1960 | 1008 | 982 | 975 | 780 | 200 | 197 | 194 | 171 |
| | 400 | 675 | 2,81 | 1895 | 1006 | 979 | 972 | 778 | 204 | 201 | 198 | 178 |
| | 350 | 600 | 2,87 | 1720 | 987 | 963 | 955 | 767 | 219 | 216 | 213 | 185 |
| Max. długotrw. | 320 | 549 | 2,98 | 1635 | 960 | 935 | 928 | 747 | 227 | 224 | 221 | 190 |
| | Wznoszenie do osiągnięcia pułapu /w miarę zmniejszania ciężaru samolotu od 10000 m do 12000 m przy stałych obrotach silnika i rzeczywistej prędkości lotu/. | | | | | | | | | | | |
| Zasięg max. | początk. 415 w końcu 358 | 700 | średn. 2,68 | 1870 | 1044 | 1027 | 1012 | 805 | 207 | 204 | 201 | 176 |


Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Ił-28 w zależności od prędkości lotu. Ciężar startowy 21000 kG. Ilość paliwa - 8000 litrów. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 10 min. na Vmax.
R [km]
1000
900
800
700
600
500
400
300 km
300
400
500
600
700
800
900
V [km/h]
H = 10000
H = 8000
H = 5000
H = 3000
H = 2000
H = 1000
H = 500
H = 100

## 2.3. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu IŁ-28 R

### Dane obliczeniowe

1. Zapas paliwa potrzebny na wykonanie zadania w rejonie celu przyjęto dla warunków, gdy lot samolotu nad celem odbywa się z prędkością 0,9 $V_{max}$ w czasie 10 min.

2. Pojemność głównych zbiorników na samolocie wynosi 6900 l. Oprócz zbiorników głównych na samolocie mogą być podwieszone dwa dodatkowe zbiorniki pod skrzydłami po 950 l każdy oraz jeden zbiornik w kadłubie - 770 l.

   W obliczeniach przyjęto dwa warianty całkowitego zapasu paliwa:

   - zbiorniki główne + dodatkowy zbiornik w kadłubie, wówczas $Q_c$ = 7670 l;
   - zbiorniki główne + dodatkowy zbiornik w kadłubie + zbiorniki podskrzydłowe, wówczas $Q_c$ = 9570 l.

3. Aeronawigacyjny zapas paliwa:

   dla $Q_c$ = 7670 l - 767 l

   dla $Q_c$ = 9570 l - 957 l

4. Pozostała ilość paliwa w zbiornikach kadłubowych - 20 l a w zbiornikach dodatkowych - 40 l.

5. Ilość paliwa zużywana przez silniki podczas pracy na ziemi w czasie 14 min. - 325 l.

6. Ilość paliwa zużywana podczas lotu samolotu po kręgu w czasie 4 min. - 160 l.

7. Jeżeli dodatkowo zbiorniki podskrzydłowe są zrzucane po zużyciu paliwa wówczas promień działania i długotrwałość lotu należy zwiększyć o 3 % /za wyjątkiem lotu na pułapie/.

8. W przypadku zmiany średniego ciężaru samolotu w locie, należy uwzględnić poprawkę w kilometrowym i godzinowym zużyciu paliwa:

   - przy zwiększeniu średniego ciężaru na danej wysokości o każde 250 kG należy zwiększyć, a przy zmniejszeniu - zmniejszyć kilometrowe i godzinowe zużycie paliwa o 1 % dla określonych prędkości.

9. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu.

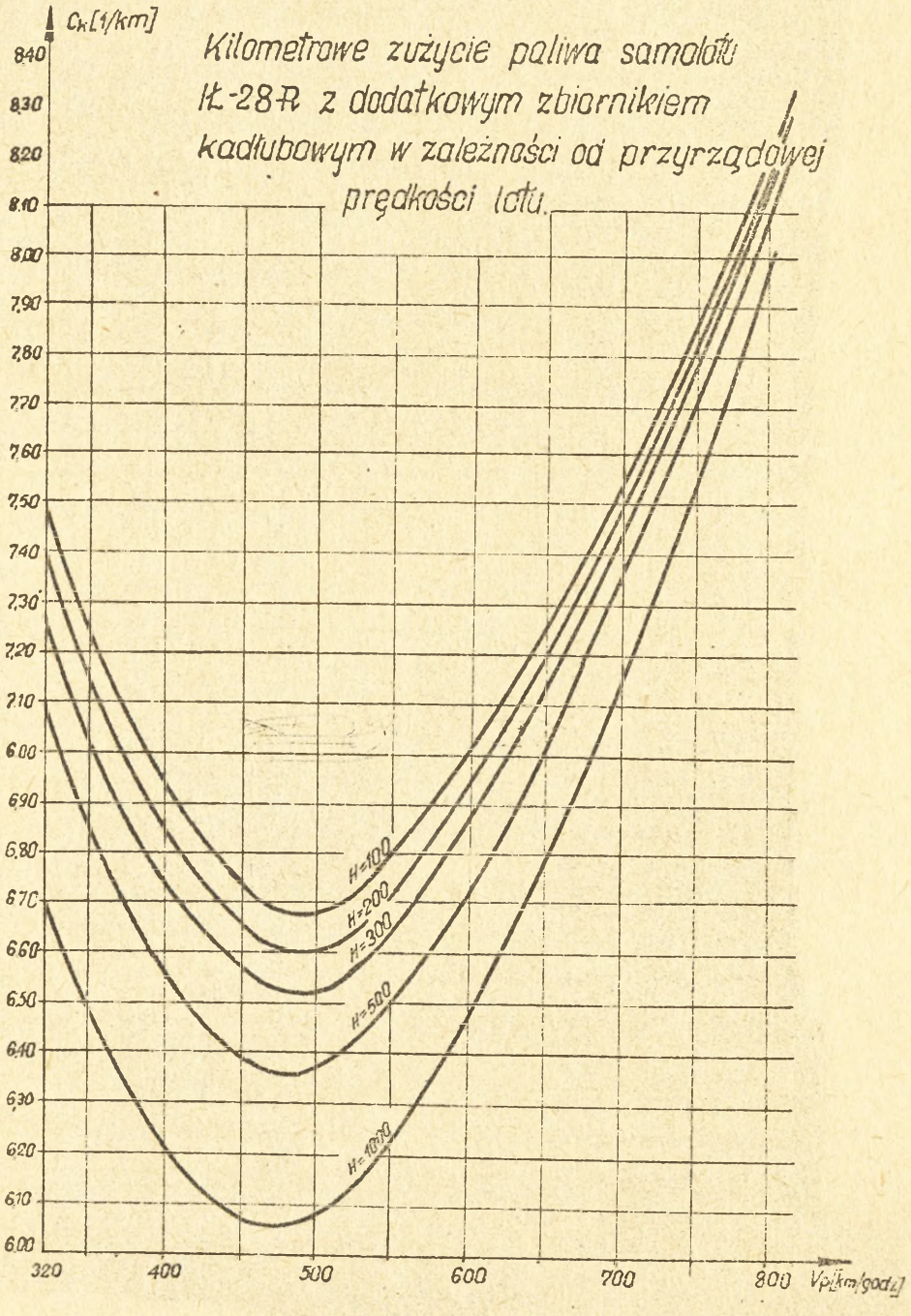
   Start przy 11560 obr. /min./ wznoszenie przy 11200 obr./min. w zakresie maksymalnej prędkości wznoszenia.

Tabela 14

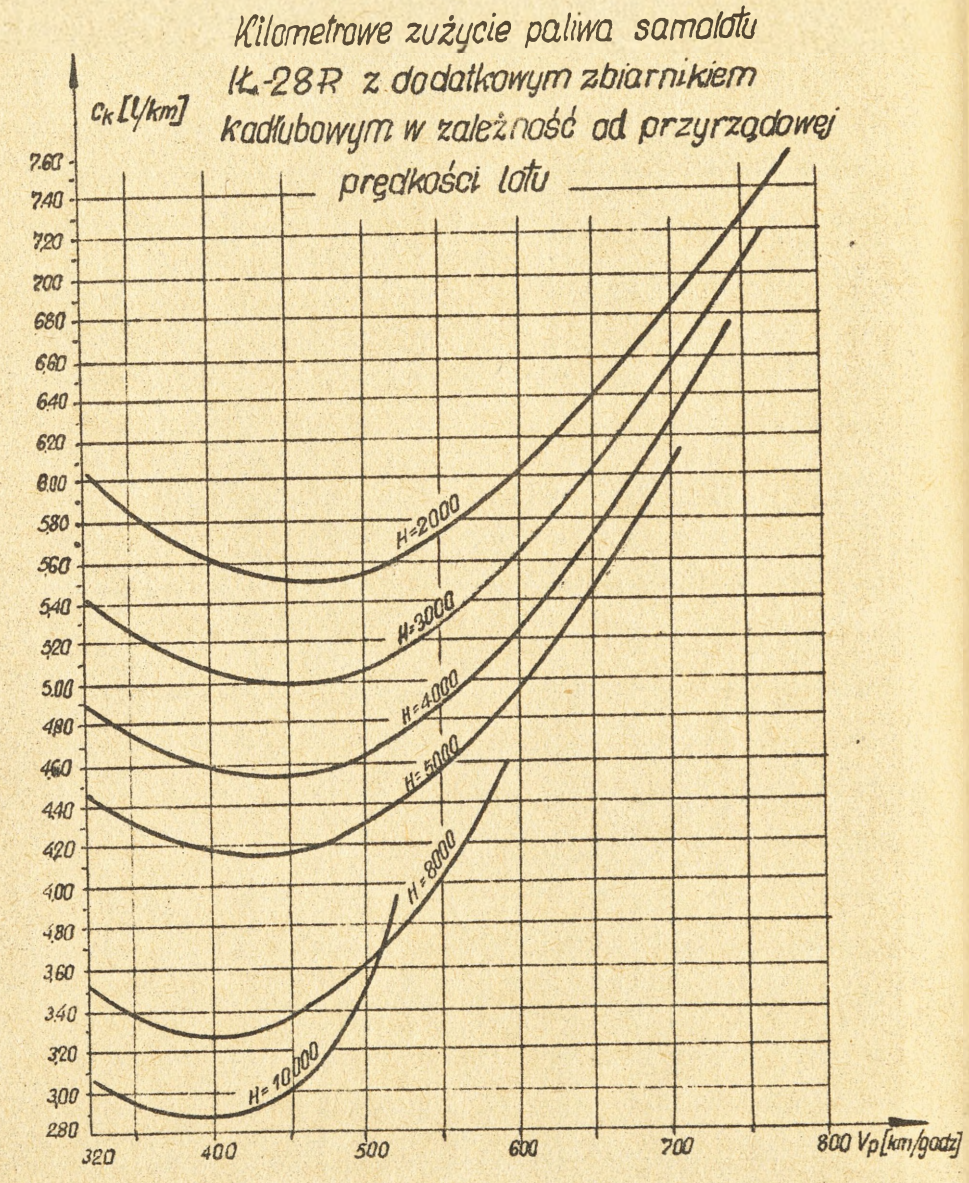
| Wysokość lotu /m/ | Przyrządowa prędkość lotu km/godz. | Zużycie paliwa /l/ | Czas wznoszenia /min./ | Rzut drogi na poziom /km/ |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| | Lot z dodatkowym zbiornikiem kadłubowym bez zbiorników podskrzydłowych. Początkowy ciężar samolotu w locie - 20700 kG | | | |
| 100 | 499 | 190 | 2,1 | 11 |
| 200 | 498 | 200 | 2,2 | 12 |
| 300 | 497 | 210 | 2,3 | 13 |
| 500 | 495 | 230 | 2,5 | 15 |
| 1000 | 490 | 285 | 3 | 20 |
| 2000 | 480 | 400 | 4 | 30 |
| 3000 | 470 | 525 | 5 | 40 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|---|---|---|---|---|
| 4000 | 460 | 650 | 6 | 60 |
| 5000 | 450 | 800 | 8 | 80 |
| 6000 | 440 | 950 | 10 | 100 |
| 7000 | 430 | 1100 | 13 | 120 |
| 8000 | 420 | 1250 | 16 | 150 |
| 9000 | 410 | 1425 | 20 | 190 |
| 10000 | 400 | 1600 | 25 | 240 |
| | Lot ze wszystkimi zbiornikami dodatkowymi Początkowy ciężar samolotu w locie - 22490 kG | | | |
| 100 | 499 | 200 | 2,1 | 11 |
| 200 | 498 | 220 | 2,2 | 12 |
| 300 | 497 | 240 | 2,3 | 13 |
| 500 | 495 | 260 | 2,5 | 15 |
| 1000 | 490 | 330 | 3 | 20 |
| 2000 | 480 | 470 | 4 | 30 |
| 3000 | 470 | 630 | 5 | 50 |
| 4000 | 460 | 760 | 7 | 70 |
| 5000 | 470 | 900 | 9 | 90 |
| 6000 | 440 | 1080 | 12 | 110 |
| 7000 | 430 | 1240 | 15 | 140 |
| 8000 | 420 | 1420 | 18 | 170 |
| 9000 | 410 | 1600 | 22 | 220 |
| 10000 | 400 | 1850 | 28 | 280 |
| | 10. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga w czasie szybowania samolotu. | | | |
| 100 | 400 | 4 | - | - |
| 200 | 400 | 6 | - | - |
| 300 | 400 | 10 | - | - |

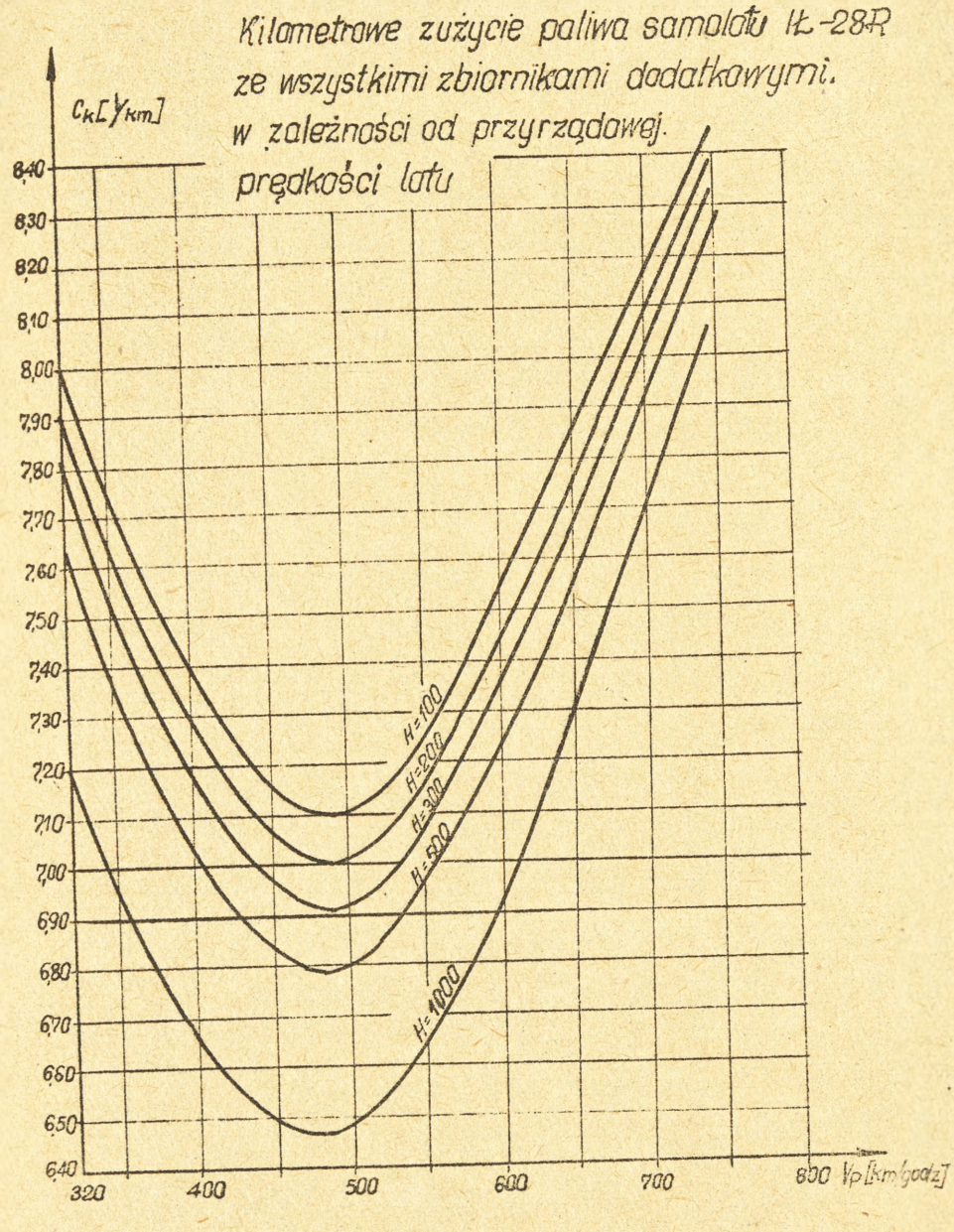
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|---|---|---|---|---|
| 500 | 400 | 16 | - | - |
| 1000 | 400 | 30 | 1 | 10 |
| 2000 | 400 | 60 | 4 | 30 |
| 3000 | 400 | 90 | 7 | 50 |
| 4000 | 400 | 110 | 9 | 70 |
| 5000 | 400 | 130 | 11 | 90 |
| 6000 | 400 | 150 | 13 | 100 |
| 7000 | 400 | 170 | 15 | 120 |
| 8000 | 400 | 185 | 16 | 140 |
| 9000 | 400 | 200 | 17 | 150 |
| 10000 | 400 | 210 | 18 | 160 |


Ck[1/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu
Ił-28R z dodatkowym zbiornikiem
kadłubowym w zależności od przyrządowej
prędkości lotu.
8,40
8,30
8,20
8,10
8,00
7,90
7,80
7,70
7,60
7,50
7,40
7,30
7,20
7,10
6,00
6,90
6,80
6,70
6,60
6,50
6,40
6,30
6,20
6,10
6,00
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000
320
400
500
600
700
800
Vp[km/godz]

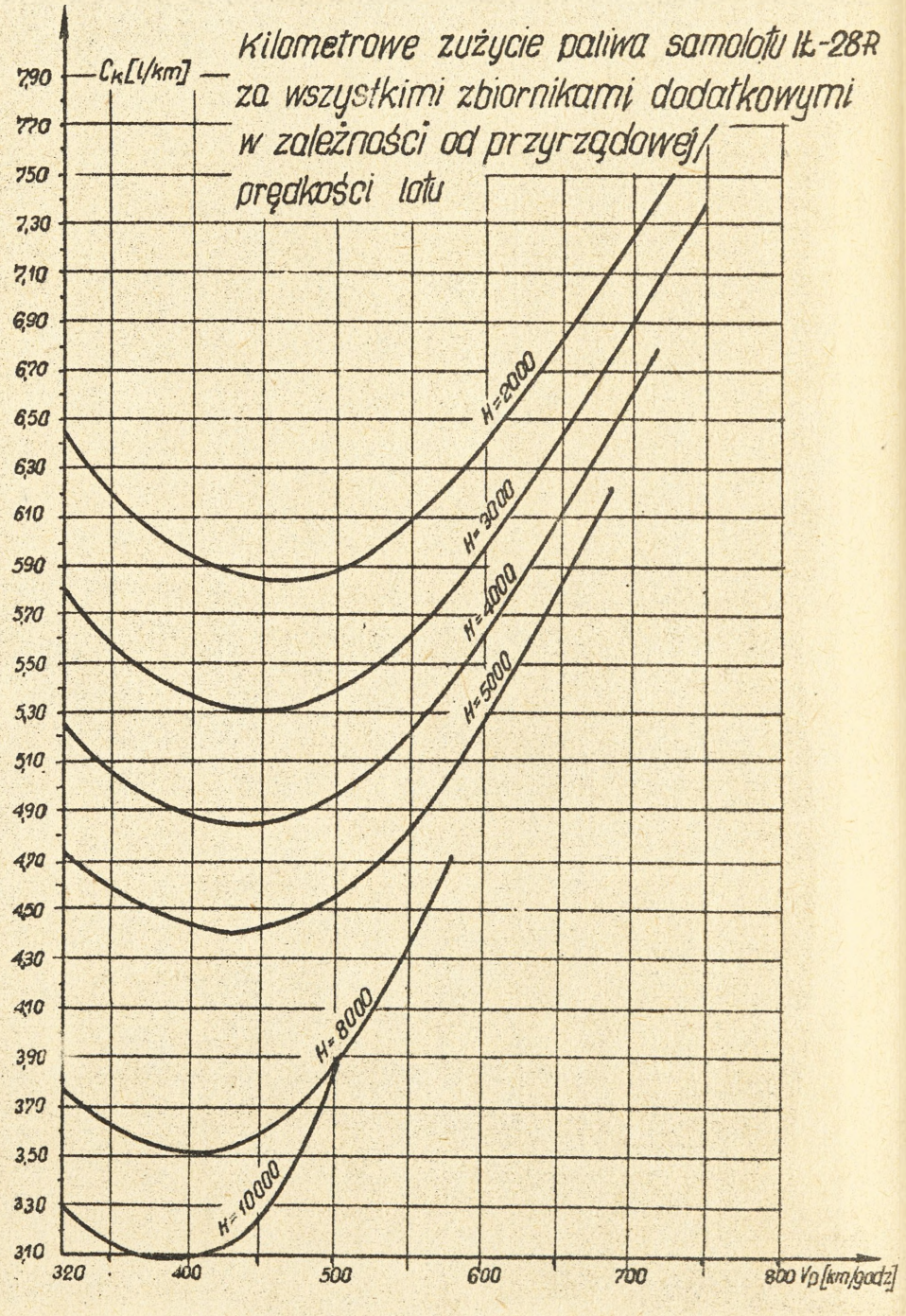
Rys. 2.7


Kilometrowe zużycie paliwa samolotu
Lt-28R z dodatkowym zbiornikiem
kadłubowym w zależność od przyrządowej
prędkości lotu
$c_k$ [l/km]
7,60
7,40
7,20
7,00
6,80
6,60
6,40
6,20
6,00
5,80
5,60
5,40
5,20
5,00
4,80
4,60
4,40
4,20
4,00
3,80
3,60
3,40
3,20
3,00
2,80
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=8000
H=10000
320
400
500
600
700
800 Vp [km/godz]

Rys. 2.8


Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Ił-28R
ze wszystkimi zbiornikami dodatkowymi.
w zależności od przyrządowej.
prędkości lotu
$C_k$[l/km]
8,40
8,30
8,20
8,10
8,00
7,90
7,80
7,70
7,60
7,50
7,40
7,30
7,20
7,10
7,00
6,90
6,80
6,70
6,60
6,50
6,40
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000
320
400
500
600
700
800 Vp[km/godz]

Rys. 2.9


Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Il-28R
za wszystkimi zbiornikami dodatkowymi
w zależności od przyrządowej
prędkości lotu
$C_k$[l/km]
7,90
7,70
7,50
7,30
7,10
6,90
6,70
6,50
6,30
6,10
5,90
5,70
5,50
5,30
5,10
4,90
4,70
4,50
4,30
4,10
3,90
3,70
3,50
3,30
3,10
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=8000
H=10000
320
400
500
600
700
800 Vp[km/godz]

Rys. 2.10

Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Il-28R z dodatkowym zbiornikiem kadłubowym /bez dodatkowych zbiorników podskrzydłowych/ na różnych wysokościach i prędkościach lotu.

Początkowy ciężar samolotu w locie - 20700 kG ;

Całkowity zapas paliwa - 7670 l ;

Wznoszenie przy n = 11200 obr./min.

Tabela 15

| Warunki lotu | Prędkość s-tu km/godz. | | Kilometrowe zużycie paliwa kG/km | Godzinowe zużycie paliwa kG/godz. | Promień działania samolotu /km/ | Długotrwałość lotu samolotu /min./ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | przyrządowa | rzeczywista | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| | | H = 100 /m/ $Q_b$ = 945 /kG/ ; $Q_p$ = 5259 /kG/ | | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 812 | 825 | 8,35 | 6895 | 320 | 61 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 782 | 795 | 8,12 | 6460 | 329 | 64 |
| 0,9 V max. | 730 | 742 | 7,70 | 5750 | 347 | 70 |
| | 700 | 712 | 7,54 | 5370 | 354 | 74 |
| | 650 | 660 | 7,25 | 4780 | 368 | 81 |
| | 600 | 610 | 7,00 | 4275 | 381 | 89 |
| | 550 | 560 | 6,81 | 3815 | 391 | 98 |
| | 500 | 510 | 6,69 | 3420 | 398 | 108 |
| Max.zasięg | 496 | 505 | 6,68 | 3375 | 399 | 109 |
| | 450 | 460 | 6,75 | 3100 | 395 | 118 |
| | 400 | 410 | 6,93 | 2840 | 385 | 127 |
| | 350 | 358 | 7,25 | 2595 | 368 | 137 |
| Max. długotrw. lotu | 320 | 328 | 7,50 | 2460 | 356 | 144 |
| | | H = 200 /m/ $Q_b$ = 942 /kG/ ; $Q_p$ = 5249 /kG/ | | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 810 | 830 | 8,30 | 6850 | 322 | 62 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom. zakres pracy s-ka | 780 | 795 | 8,01 | 6400 | 331 | 65 |
| 0,9 V max. | 720 | 745 | 7,67 | 5730 | 347 | 71 |
| | 700 | 715 | 7,49 | 5350 | 357 | 75 |
| | 650 | 665 | 7,18 | 4780 | 371 | 82 |
| | 600 | 615 | 6,92 | 4250 | 385 | 90 |
| | 550 | 563 | 6,71 | 3810 | 393 | 99 |
| | 500 | 510 | 6,61 | 3410 | 399 | 109 |
| Max. zasięg | 494 | 508 | 6,60 | 3355 | 403 | 110 |
| | 450 | 460 | 6,66 | 3060 | 400 | 119 |
| | 400 | 410 | 6,84 | 2810 | 390 | 128 |
| | 350 | 360 | 7,15 | 2575 | 373 | 138 |
| Max. długotrw. | 320 | 330 | 7,40 | 2440 | 360 | 145 |
| | H = 300 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 940 /kG/ ; $Q_p$ = 5238 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 809 | 835 | 8,25 | 6880 | 324 | 62 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 777 | 798 | 7,98 | 6370 | 335 | 66 |
| 0,9 V max. | 728 | 750 | 7,63 | 5725 | 350 | 71 |
| | 700 | 720 | 7,44 | 5360 | 359 | 75 |
| | 650 | 670 | 7,13 | 4775 | 375 | 82 |
| | 600 | 620 | 6,86 | 4250 | 388 | 90 |
| | 550 | 568 | 6,65 | 3780 | 401 | 99 |
| | 500 | 515 | 6,53 | 3360 | 409 | 110 |
| Max. zasięg | 492 | 507 | 6,52 | 3300 | 410 | 112 |
| | 450 | 465 | 6,57 | 3050 | 406 | 119 |
| | 400 | 412 | 6,76 | 2780 | 394 | 130 |
| | 350 | 360 | 7,05 | 2535 | 778 | 140 |
| Max. długotrw. lotu | 320 | 330 | 7,29 | 2410 | 366 | 146 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 500 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 933 /kG/ ; $Q_p$ = 5217 /kG/ | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 806 | 838 | 8,19 | 6860 | 327 | 63 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 770 | 800 | 7,86 | 6285 | 339 | 67 |
| 0,9 V max. | 725 | 750 | 7,54 | 5650 | 354 | 73 |
| | 700 | 725 | 7,33 | 5290 | 364 | 76 |
| | 650 | 675 | 7,00 | 4700 | 381 | 83 |
| | 600 | 625 | 6,72 | 4195 | 396 | 91 |
| | 550 | 570 | 6,5 | 3700 | 410 | 101 |
| | 500 | 518 | 6,38 | 3310 | 417 | 111 |
| Max. zasięg | 486 | 504 | 6,36 | 3200 | 418 | 114 |
| | 450 | 468 | 6,40 | 3000 | 416 | 121 |
| | 400 | 418 | 6,57 | 2700 | 405 | 132 |
| | 350 | 365 | 6,86 | 2500 | 388 | 142 |
| | 320 | 335 | 7,09 | 2375 | 376 | 146 |
| | | H = 1000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 915 /kG/ ; $Q_p$ = 5168 /kG/ | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 800 | 848 | 8,0 | 6720 | 338 | 64 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 760 | 808 | 7,64 | 6060 | 353 | 69 |
| 0,9 V max. | 720 | 765 | 7,30 | 5490 | 369 | 74 |
| | 700 | 745 | 7,15 | 5230 | 376 | 77 |
| | 650 | 690 | 6,78 | 4610 | 396 | 85 |
| | 600 | 639 | 6,46 | 4060 | 414 | 94 |
| | 550 | 589 | 6,22 | 3570 | 430 | 105 |
| | 500 | 535 | 6,08 | 3180 | 440 | 115 |
| Max. zasięg | 480 | 512 | 6,06 | 3040 | 442 | 120 |
| | 450 | 480 | 6,08 | 2860 | 440 | 126 |
| | 400 | 426 | 6,23 | 2600 | 430 | 137 |
| | 350 | 372 | 6,50 | 2380 | 412 | 148 |
| Max. długotrw. | 320 | 340 | 6,72 | 2260 | 400 | 155 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | H = 2000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 871 /kG/ ; $Q_p$ = 5067 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 782 | 862 | 7,60 | 6550 | 363 | 68 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 734 | 810 | 7,10 | 5750 | 387 | 75 |
| 0,9 V max. | 704 | 780 | 6,82 | 5320 | 401 | 79 |
| | 700 | 775 | 6,78 | 5265 | 403 | 80 |
| | 650 | 725 | 6,36 | 4615 | 427 | 88 |
| | 600 | 668 | 6,01 | 4015 | 451 | 98 |
| | 550 | 620 | 5,73 | 3550 | 472 | 108 |
| | 500 | 558 | 5,54 | 3095 | 487 | 120 |
| Max. zasięg | 464 | 520 | 5,49 | 2855 | 493 | 129 |
| | 450 | 502 | 5,50 | 2760 | 491 | 132 |
| | 400 | 448 | 5,63 | 2525 | 481 | 142 |
| | 350 | 395 | 5,86 | 2315 | 462 | 153 |
| Max. długotrw. | 320 | 360 | 6,05 | 2175 | 448 | 162 |
| | H = 3000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 824 /kG/ ; $Q_p$ = 4959 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 762 | 875 | 7,16 | 6250 | 391 | 74 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 710 | 825 | 6,58 | 5330 | 422 | 82 |
| 0,9 V max. | 685 | 792 | 6,32 | 4940 | 437 | 86 |
| | 665 | 770 | 6,13 | 4670 | 450 | 90 |
| | 600 | 700 | 5,58 | 3830 | 489 | 104 |
| | 550 | 645 | 5,26 | 3310 | 516 | 116 |
| | 500 | 588 | 5,05 | 2900 | 536 | 129 |
| Max. zasięg | 450 | 528 | 4,98 | 2580 | 545 | 141 |
| | 400 | 470 | 5,06 | 2330 | 534 | 154 |
| | 350 | 415 | 5,27 | 2130 | 513 | 166 |
| Max. długotrw. | 320 | 380 | 5,44 | 2010 | 502 | 174 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 4000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 774 /kG/ ; $Q_p$ = 4864 /kG/ | | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 737 | 887 | 6,67 | 5910 | 429 | 78 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 682 | 828 | 6,01 | 4980 | 468 | 87 |
| 0,9 V max. | 662 | 805 | 5,80 | 4620 | 488 | 92 |
| | 650 | 790 | 5,66 | 4470 | 493 | 94 |
| | 600 | 732 | 5,21 | 3810 | 531 | 105 |
| | 550 | 675 | 4,88 | 3295 | 562 | 117 |
| | 500 | 612 | 4,63 | 2830 | 589 | 132 |
| Max.zasięg | 440 | 540 | 4,53 | 2445 | 601 | 148 |
| | 400 | 495 | 4,58 | 2270 | 595 | 157 |
| | 350 | 435 | 4,75 | 2060 | 577 | 171 |
| Max. długotrw. | 320 | 400 | 4,90 | 1960 | 561 | 178 |
| | | H = 5000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 710 /kG/ ; $Q_p$ = 4758 /kG/ | | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 700 | 882 | 6,1 | 5350 | 473 | 87 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 660 | 838 | 5,52 | 4530 | 513 | 96 |
| 0,9 V max. | 630 | 805 | 5,18 | 4260 | 542 | 103 |
| | 615 | 785 | 5,04 | 3890 | 554 | 107 |
| | 600 | 768 | 4,92 | 3720 | 566 | 110 |
| | 550 | 720 | 4,56 | 3170 | 603 | 123 |
| | 500 | 645 | 4,30 | 2720 | 635 | 138 |
| | 450 | 580 | 4,18 | 2380 | 651 | 153 |
| Max.zasięg | 430 | 555 | 4,16 | 2270 | 653 | 159 |
| | 400 | 518 | 4,19 | 2140 | 649 | 167 |
| Max. długotrw. | 320 | 420 | 4,46 | 1820 | 615 | 190 |
| | | H = 8000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 523 /kG/ ; $Q_p$ = 4440 /kG/ | | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 594 | 880 | 4,60 | 4000 | 628 | 113 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom. zakres pracy s-ka | 560 | 830 | 4,13 | 3400 | 683 | 124 |
| | 535 | 800 | 3,86 | 3140 | 721 | 133 |
| | 530 | 790 | 3,82 | 2950 | 727 | 136 |
| | 500 | 748 | 3,60 | 2640 | 762 | 146 |
| | 450 | 675 | 3,36 | 2230 | 807 | 168 |
| Max. zasięg | 410 | 620 | 3,28 | 1990 | 822 | 180 |
| | 350 | 530 | 3,39 | 1770 | 800 | 196 |
| Max. długotrw. | 320 | 488 | 3,52 | 1690 | 776 | 204 |
| | H = 10000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 398 /kG/ ; $Q_p$ = 4190 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 516 | 860 | 3,78 | 3200 | 754 | 136 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 498 | 830 | 3,44 | 2820 | 809 | 146 |
| 0,9 V max. | 465 | 780 | 3,10 | 2490 | 872 | 162 |
| | 450 | 758 | 3,00 | 2230 | 898 | 170 |
| Max. zasięg | 400 | 678 | 2,88 | 1920 | 927 | 188 |
| | 350 | 600 | 2,94 | 1720 | 912 | 203 |
| Max. długotrw. | 320 | 550 | 3,07 | 1640 | 883 | 210 |

Promień działania i długotrwałość lotu samolotu Ił-28R ze wszystkimi zbiornikami dodatkowymi na różnych wysokościach i prędkościach lotu.

Początkowy ciężar samolotu w locie - 22490 kG

Całkowity zapas paliwa - 9570 l

Wznoszenie przy n = 11200 obr./min.

Tabela 16

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | H = 100 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 905 /kG/ ; $Q_p$ = 6983 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 751 | 765 | 8,46 | 6480 | 417 | 80 |

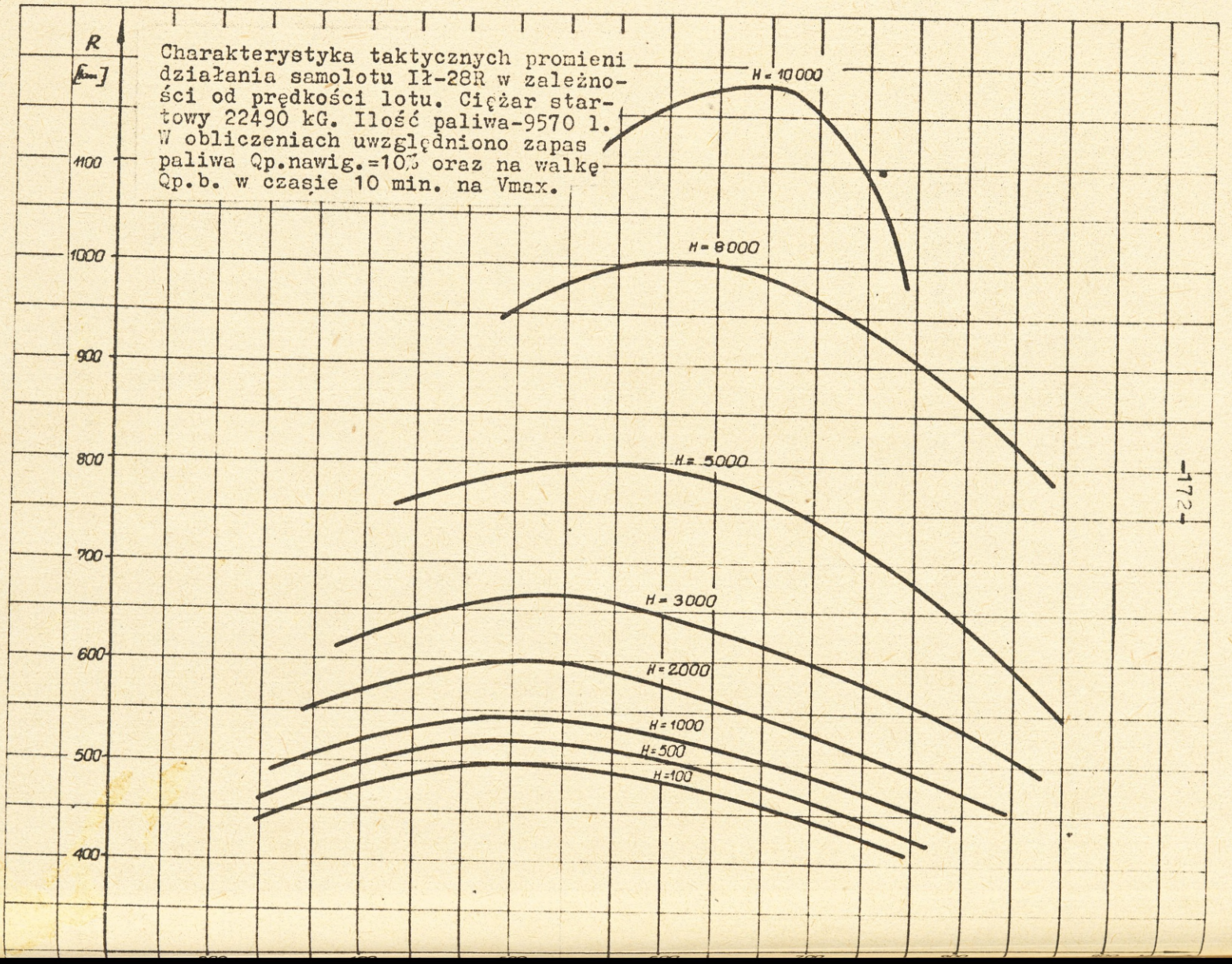
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom.zakres pracy s-ka | 748 | 765 | 8,45 | 6450 | 418 | 81 |
| 0,9 V max. | 675 | 686 | 7,98 | 5470 | 442 | 92 |
| | 650 | 660 | 7,81 | 5160 | 452 | 97 |
| | 600 | 610 | 7,50 | 4570 | 470 | 108 |
| | 550 | 560 | 7,24 | 4060 | 487 | 119 |
| | 500 | 510 | 7,10 | 3620 | 497 | 132 |
| Max.zasięg | 495 | 503 | 7,09 | 3570 | 498 | 133 |
| | 450 | 460 | 7,17 | 3295 | 492 | 143 |
| | 400 | 410 | 7,39 | 3030 | 477 | 155 |
| | 350 | 358 | 7,75 | 2775 | 456 | 167 |
| Max. długotrw. | 320 | 328 | 8,00 | 2625 | 442 | 176 |
| | | | H = 200 /m/ | | | |
| | | | $Q_b$ = 904 /kG/ ; $Q_p$ = 6966 /kG/ | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 751 | 770 | 8,39 | 6460 | 422 | 81 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 747 | 768 | 8,37 | 6420 | 423 | 82 |
| 0,9 V max. | 676 | 690 | 7,89 | 5450 | 448 | 93 |
| | 650 | 665 | 7,72 | 5130 | 458 | 98 |
| | 600 | 615 | 7,41 | 4560 | 476 | 108 |
| | 550 | 563 | 7,15 | 4025 | 494 | 120 |
| | 500 | 510 | 7,01 | 3580 | 503 | 133 |
| Max.zasięg | 493 | 507 | 7,00 | 3550 | 504 | 134 |
| | 450 | 460 | 7,07 | 3250 | 499 | 145 |
| | 400 | 410 | 7,29 | 2990 | 848 | 156 |
| | 350 | 360 | 7,65 | 2750 | 462 | 168 |
| Max. długotrw. | 320 | 330 | 7,90 | 2610 | 448 | 177 |
| | | | H = 300 /m/ | | | |
| | | | $Q_b$ = 903 /kG/ ; $Q_p$ = 6957 /kG/ | | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 751 | 772 | 8,33 | 6440 | 425 | 81 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 745 | 763 | 8,29 | 6320 | 427 | 83 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max. | 676 | 700 | 7,81 | 5460 | 452 | 93 |
| | 650 | 670 | 7,64 | 5120 | 463 | 98 |
| | 600 | 620 | 7,31 | 4530 | 483 | 109 |
| | 550 | 568 | 7,06 | 4010 | 499 | 121 |
| | 500 | 515 | 6,92 | 3560 | 509 | 134 |
| Max. zasięg | 488 | 503 | 6,91 | 3480 | 510 | 136 |
| | 450 | 465 | 6,97 | 3230 | 505 | 146 |
| | 400 | 412 | 7,19 | 2960 | 491 | 158 |
| | 350 | 360 | 7,55 | 2720 | 468 | 170 |
| Max. długotrw. | 320 | 330 | 7,80 | 2575 | 453 | 179 |
| | | H = 500 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 900 /kG/ ; $Q_p$ = 6946 /kG/ | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 751 | 780 | 8,25 | 6440 | 429 | 81 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 742 | 770 | 8,19 | 6235 | 431 | 83 |
| 0,9 V max. | 676 | 700 | 7,72 | 5400 | 457 | 94 |
| | 650 | 675 | 7,53 | 5080 | 469 | 99 |
| | 600 | 625 | 7,21 | 4510 | 489 | 110 |
| | 550 | 570 | 6,95 | 3960 | 507 | 122 |
| | 500 | 518 | 6,80 | 3520 | 518 | 135 |
| Max. zasięg | 488 | 510 | 6,79 | 3460 | 519 | 137 |
| | 450 | 468 | 6,84 | 3210 | 515 | 147 |
| | 400 | 418 | 7,03 | 2940 | 501 | 160 |
| | 350 | 365 | 7,39 | 2700 | 478 | 172 |
| Max. długotrw. | 320 | 335 | 7,62 | 2550 | 464 | 181 |
| | | H = 1000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 892 /kG/ ; $Q_p$ = 6856 /kG/ | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 750 | 793 | 8,06 | 6320 | 441 | 83 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 734 | 760 | 7,93 | 6060 | 448 | 86 |
| | 700 | 745 | 7,66 | 5600 | 463 | 92 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max. | 680 | 723 | 7,50 | 5350 | 473 | 95 |
| | 650 | 690 | 7,27 | 4940 | 487 | 101 |
| | 600 | 639 | 6,91 | 4340 | 512 | 113 |
| | 550 | 589 | 6,63 | 3800 | 533 | 126 |
| | 500 | 535 | 6,48 | 3390 | 545 | 139 |
| Max. zasięg | 480 | 512 | 6,46 | 3240 | 547 | 145 |
| | 450 | 480 | 6,48 | 3050 | 545 | 153 |
| | 400 | 426 | 6,64 | 2770 | 532 | 167 |
| | 350 | 372 | 6,96 | 2540 | 509 | 180 |
| Max. długotrw. | 320 | 340 | 7,18 | 2410 | 493 | 189 |
| | H = 2000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 870 /kG/ ; $Q_p$ = 6708 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 749 | 830 | 7,74 | 6425 | 463 | 85 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 726 | 807 | 7,48 | 5970 | 477 | 90 |
| | 700 | 778 | 7,25 | 5650 | 492 | 94 |
| 0,9 V max. | 674 | 752 | 7,01 | 5270 | 508 | 99 |
| | 650 | 725 | 6,80 | 4930 | 523 | 105 |
| | 600 | 668 | 6,40 | 4270 | 553 | 117 |
| | 550 | 620 | 6,09 | 3780 | 581 | 130 |
| | 500 | 558 | 5,90 | 3290 | 598 | 146 |
| Max. zasięg | 465 | 520 | 5,85 | 3040 | 603 | 156 |
| | 450 | 502 | 5,86 | 2940 | 502 | 160 |
| | 400 | 448 | 5,98 | 2680 | 590 | 174 |
| | 350 | 395 | 6,23 | 2460 | 568 | 187 |
| Max. długotrw. | 320 | 360 | 6,44 | 2320 | 551 | 197 |
| | H = 3000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 838 /kG/ ; $Q_p$ = 6550 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 746 | 857 | 7,36 | 6250 | 495 | 89 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 690 | 795 | 6,78 | 5330 | 533 | 100 |
| 0,9 V max. | 670 | 775 | 6,57 | 5020 | 548 | 104 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 645 | 750 | 6,34 | 4670 | 567 | 110 |
| | 600 | 700 | 5,95 | 4020 | 601 | 124 |
| | 550 | 645 | 5,61 | 3550 | 634 | 137 |
| | 500 | 588 | 5,40 | 3100 | 657 | 153 |
| Max. zasięg | 450 | 528 | 5,32 | 2750 | 666 | 169 |
| | 400 | 470 | 5,38 | 2480 | 658 | 184 |
| | 350 | 415 | 5,60 | 2260 | 635 | 200 |
| Max. długotrw. | 320 | 380 | 5,80 | 2150 | 615 | 209 |
| | H = 4000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 793 /kG/ ; $Q_p$ = 6405 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 720 | 868 | 6,81 | 5910 | 541 | 95 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 665 | 805 | 6,21 | 5000 | 587 | 107 |
| 0,9 V max. | 648 | 788 | 6,02 | 4750 | 603 | 111 |
| | 600 | 732 | 5,59 | 4090 | 644 | 124 |
| | 550 | 675 | 5,22 | 3520 | 684 | 139 |
| | 500 | 612 | 4,97 | 3040 | 716 | 156 |
| Max. zasięg | 440 | 540 | 4,85 | 2620 | 732 | 176 |
| | 400 | 495 | 4,89 | 2420 | 726 | 189 |
| | 350 | 435 | 5,07 | 2210 | 703 | 204 |
| Max. długotrw. | 320 | 400 | 5,25 | 2100 | 681 | 213 |
| | H = 5000 /m/ | | | | | |
| | $Q_b$ = 729 /kG/ ; $Q_p$ = 6349 /kG/ | | | | | |
| Max. zakres pracy s-ka | 685 | 868 | 6,24 | 5350 | 598 | 105 |
| Nom. zakres pracy s-ka | 640 | 815 | 5,64 | 4530 | 653 | 118 |
| 0,9 V max. | 616 | 785 | 5,40 | 4370 | 678 | 125 |
| | 595 | 762 | 5,20 | 3890 | 700 | 132 |
| | 550 | 720 | 4,86 | 3380 | 743 | 147 |
| | 500 | 645 | 4,58 | 2900 | 782 | 165 |
| | 450 | 580 | 4,44 | 2530 | 804 | 184 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.zasięg | 430 | 555 | 4,42 | 2410 | 809 | 192 |
| | 400 | 518 | 4,46 | 2270 | 801 | 202 |
| | 350 | 458 | 4,60 | 2050 | 780 | 220 |
| Max. długotrw. | 320 | 420 | 4,75 | 1940 | 758 | 231 |
| | | H = 8000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 531 /kG/ ; | | $Q_p$ = 5972 /kG/ | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 580 | 859 | 4,74 | 4000 | 785 | 138 |
| Nom.zakres Pracy s-ka | 545 | 807 | 4,27 | 3400 | 855 | 153 |
| 0,9 V max. | 520 | 775 | 4,02 | 3180 | 897 | 165 |
| | 510 | 760 | 3,93 | 2950 | 915 | 169 |
| | 500 | 748 | 3,86 | 2830 | 928 | 175 |
| | 450 | 675 | 3,60 | 2390 | 984 | 198 |
| Max.zasięg | 410 | 620 | 3,52 | 2140 | 1004 | 216 |
| | 350 | 530 | 3,64 | 1900 | 975 | 237 |
| Max. długotrw. | 320 | 488 | 3,78 | 1820 | 945 | 245 |
| | | H = 10000 /m/ | | | | |
| | | $Q_b$ = 398 /kG/ ; | | $Q_p$ = 5900 /kG/ | | |
| Max.zakres pracy s-ka | 502 | 760 | 3,88 | 3200 | 980 | 171 |
| Nom.zakres pracy s-ka | 484 | 725 | 3,57 | 2820 | 1046 | 186 |
| 0,9 V max. | 450 | 758 | 3,23 | 2390 | 1133 | 208 |
| Max.zasięg | 400 | 678 | 3,08 | 2050 | 1178 | 233 |
| | 350 | 600 | 2,16 | 1850 | 1153 | 251 |
| Max. długotrw. | 320 | 550 | 3,30 | 1770 | 1114 | 260 |
| Lot na pułapie przy zrzuceniu zbiorników dodatkowych /po zużyciu z nich paliwa/ przy stałej prędkości rzeczywistej. | | | | | | |
| Max.zasięg | początkowo 400 | 678 | średn. | | | |
| | w końcu 340 | | 2,72 | 1810 | 1300 | 255 |




Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Ił-28R w zależności od prędkości lotu. Ciężar startowy 22490 kG. Ilość paliwa-9570 l. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 10 min. na Vmax.

Rys. 2.11

## 2.4. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5

Dane obliczeniowe

1. Promienie działania i długotrwałości lotu obliczono dla dwóch wariantów wykorzystania samolotu Lim-5:
   - do zwalczania celów powietrznych;
   - do zwalczania celów naziemnych.

   Przy zwalczaniu celów powietrznych zapas paliwa potrzebny na prowadzenie walki powietrznej określono dla przypadku, gdy walka na danej wysokości trwa 10 min.: z tego 5 min. przy prędkości maksymalnej i 5 minut przy prędkości maksymalnego zasięgu.

   Zapas paliwa na zwalczanie celów naziemnych określono dla warunków, gdy lot w rejonie celu odbywa się z prędkością 0,9 $V_{max.}$ w czasie 5 minut.

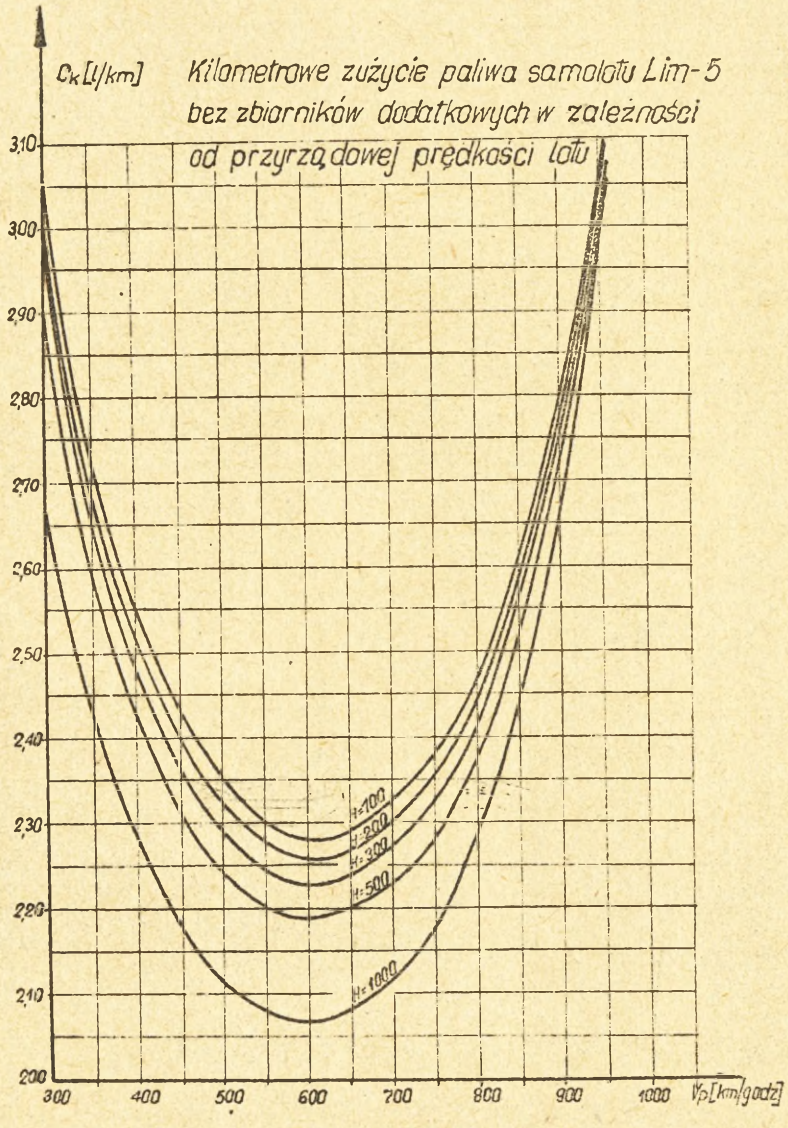
2. Pojemność głównych zbiorników na samolocie wynosi 1390 l /1155 kG/, a łącznie ze zbiornikami podwieszanymi 2190 l /1815 kG/ przy ciężarze właściwym paliwa 0,83 $\frac{G}{cm^3}$

3. Aeronawigacyjny zapas paliwa:
   - dla $Q_c$ = 1155 kG - 115 kG
   - dla $Q_c$ = 1815 kG - 181 kG

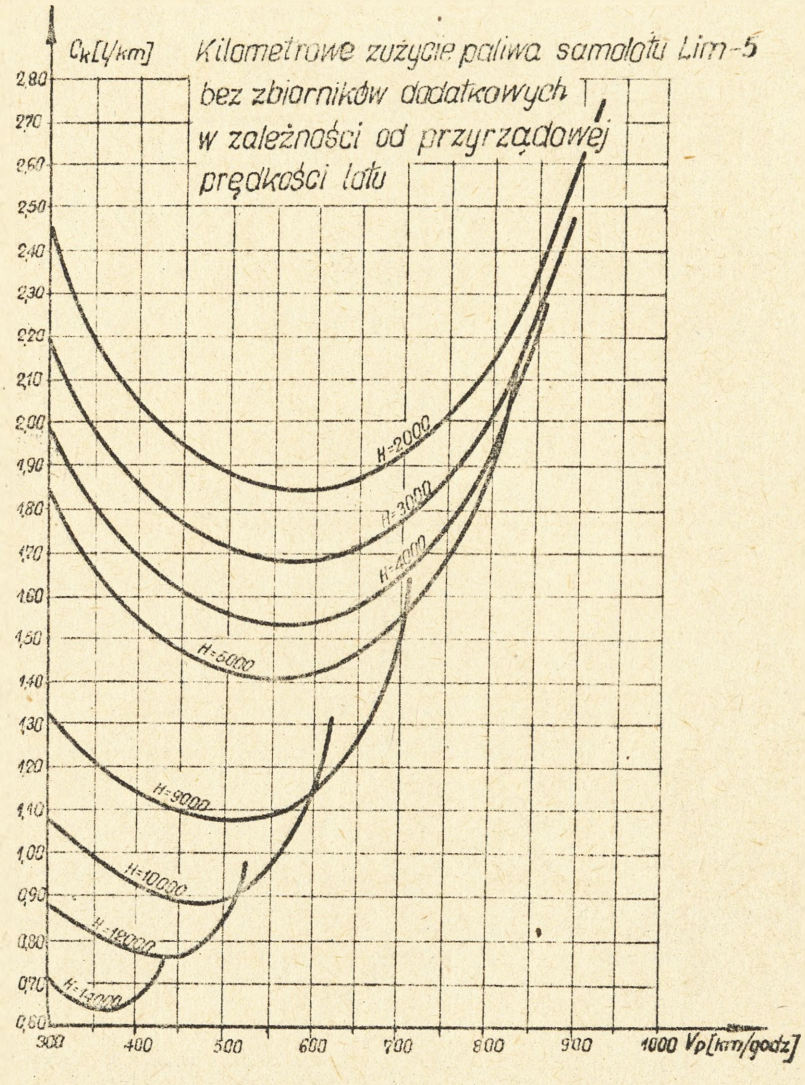
4. Ilość paliwa pozostała w głównych zbiornikach - 10 kG.

5. Ilość paliwa zużywana podczas pracy silnika na ziemi w czasie 5 minut - 60 kG.

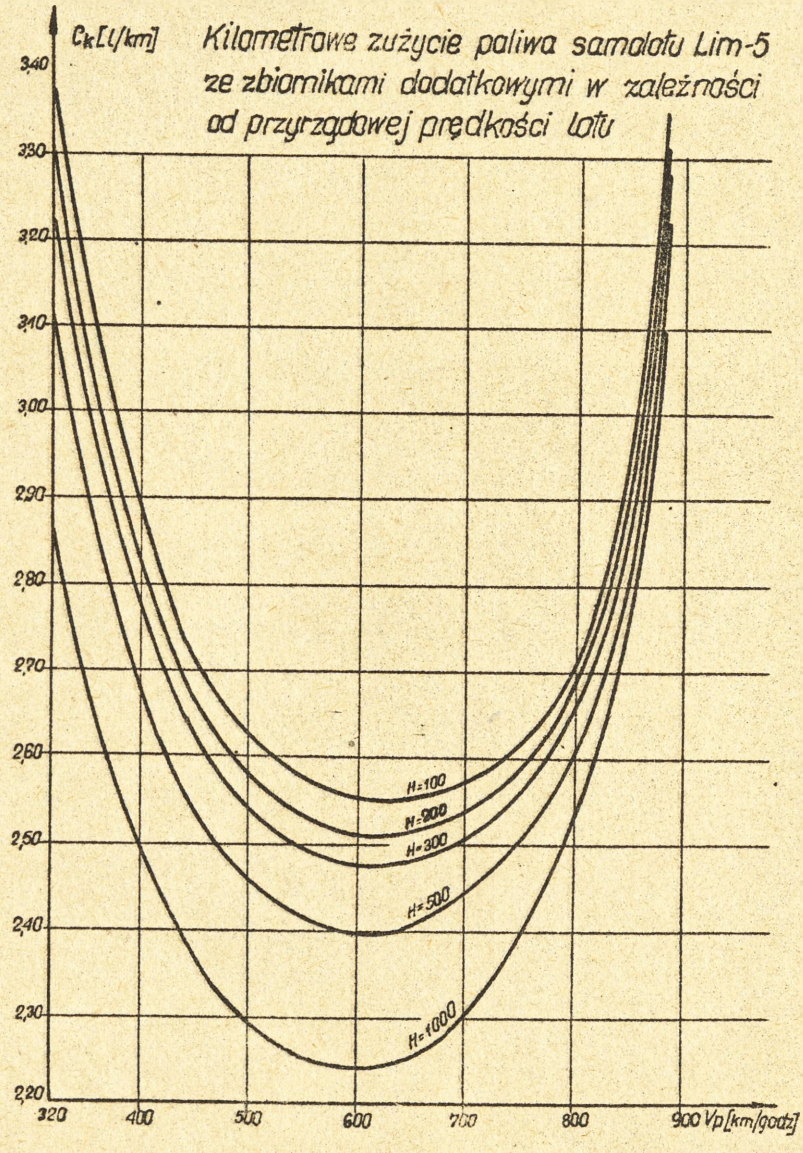
7. Zapas paliwa na lot w ugrupowaniu:
   - klucza 3%, a eskadry 7% paliwa potrzebnego na lot poziomy samolotu pojedynczego;
   - pary jak dla samolotu pojedynczego.
8. Przy obliczaniu lotu ze zbiornikami dodatkowymi zrzucanymi po opróżnieniu ich z paliwa należy zwiększyć promień działania i długotrwałości lotu przy tej samej prędkości:
   - dla wysokości lotu do 5000 m - o 6%,
   - dla wysokości lotu powyżej 5000 m - o 9%.
9. Zbiórka samolotów odbywa się metodą dopędzania w kierunku celu.
10. Wielkości w tabeli promieni działania i długotrwałości lotu podane w formie ułamka określają dane dla dwu wariantów wykorzystania samolotu Lim-5. Licznik określa dane przy użyciu samolotu do zwalczania celów naziemnych, a mianownik przy użyciu samolotu do zwalczania celów powietrznych.
11. Obliczenie promieni działania i długotrwałości lotu przeprowadzono dla przypadku, gdy samolot startuje i wnosi się z dopalaniem.


$c_k$[l/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Lim-5
bez zbiorników dodatkowych w zależności
od przyrządowej prędkości lotu
3,10
3,00
2,90
2,80
2,70
2,60
2,50
2,40
2,30
2,20
2,10
2,00
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000
300
400
500
600
700
800
900
1000
$V_p$[km/godz]

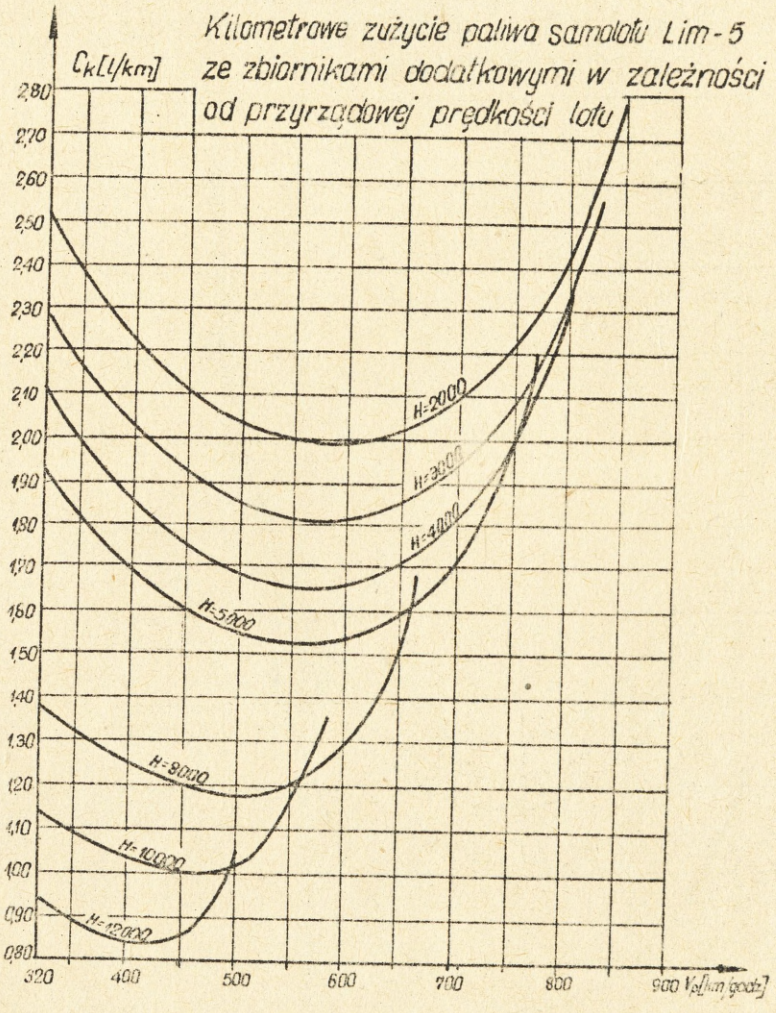
Rys. 2.12


$C_k$[l/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Lim-5
bez zbiorników dodatkowych
w zależności od przyrządowej
prędkości lotu
2,80
2,70
2,60
2,50
2,40
2,30
2,20
2,10
2,00
1,90
1,80
1,70
1,60
1,50
1,40
1,30
1,20
1,10
1,00
0,90
0,80
0,70
0,60
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=9000
H=10000
H=12000
H=13000
300
400
500
600
700
800
900
1000 $V_p$[km/godz]

Rys. 2.13


Ck[l/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Lim-5 ze zbiornikami dodatkowymi w zależności od przyrządowej prędkości lotu
3,40
3,30
3,20
3,10
3,00
2,90
2,80
2,70
2,60
2,50
2,40
2,30
2,20
320
400
500
600
700
800
900 Vp[km/godz]
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000

Rys. 2.14


Kilometrowe zużycie paliwa samolotu Lim-5
ze zbiornikami dodatkowymi w zależności
od przyrządowej prędkości lotu
$C_k$[l/km]
2,80
2,70
2,60
2,50
2,40
2,30
2,20
2,10
2,00
1,90
1,80
1,70
1,60
1,50
1,40
1,30
1,20
1,10
1,00
0,90
0,80
320
400
500
600
700
800
900 $V_p$[km/godz]
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=8000
H=10000
H=12000

Rys. 2.15

12. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przebyta przy starcie i wznoszeniu samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.

Tabela 17

| Wysokość lotu /m/ | Start i wznoszenie bez dopalania n = 11560 obr./min. $V_{rz}$ = 750 km/h | | | Start i wznoszenie z dopalaniem $V_{rz}$ = 930 km/h | | | Start przy N=11560 obr./min. Wznoszenie przy n=11200 obr/min. $V_{rz}$=700 km/h | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| 100 | - | - | - | 93 | 0,5 | - | - | - | - |
| 200 | - | - | - | 95 | 0,5 | - | - | - | - |
| 300 | - | - | - | 98 | 0,5 | - | - | - | - |
| 500 | - | - | - | 103 | 0,5 | - | - | - | - |
| 1000 | 65 | 1,5 | 10 | 115 | 1,0 | - | 65 | 1,5 | 10 |
| 2000 | 90 | 1,5 | 15 | 140 | 1,5 | 10 | 95 | 2,0 | 20 |
| 3000 | 115 | 2,0 | 20 | 165 | 1,5 | 15 | 125 | 3,0 | 30 |
| 4000 | 140 | 3,0 | 30 | 190 | 2,0 | 20 | 150 | 4,0 | 40 |
| 5000 | 165 | 4,0 | 40 | 215 | 2,5 | 25 | 180 | 5,0 | 50 |
| 6000 | 190 | 5,0 | 50 | 240 | 2,5 | 30 | 210 | 6,5 | 65 |
| 7000 | 215 | 6,0 | 60 | 265 | 3,0 | 40 | 245 | 7,5 | 75 |
| 8000 | 240 | 7,0 | 70 | 290 | 3,5 | 50 | 280 | 9,0 | 90 |
| 9000 | 265 | 8,0 | 80 | 315 | 4,0 | 60 | 315 | 11,0 | 110 |
| 10000 | 290 | 9,0 | 90 | 340 | 4,5 | 70 | 350 | 13,0 | 130 |
| 12000 | 350 | 13,0 | 130 | 400 | 6,0 | 90 | 440 | 19,0 | 200 |
| 13000 | 400 | 16,5 | 160 | 430 | 7,0 | 100 | 515 | 24,5 | 280 |
| 14000 | 540 | 26,0 | 300 | 465/480 | 8,0/9,0 | 120/130 | - | - | - |
| 15000 | - | - | - | 500/540 | 10,5/12,5 | 155/180 | - | - | - |
| 16000 | - | - | - | 545/640 | 13,5/17,5 | 195/260 | - | - | - |
| 17000 | - | - | - | 665/- | 19,5/- | 290/- | - | - | - |

Uwagi:
1/ podczas wznoszenia na zakresie ZPSM /bez dopalania/ w obliczeniach uwzględniono przejście na n=11200 obr/min w celu chłodzenia silnika w ciągu 1-dnej minuty po 10 minutach pracy na ZPSM;
2/ na H=15000, 16000 i 17000 m wznoszenie odbywa się na ZPSPD z tym, że uwzględniono w obliczeniach chłodzenie silnika na H=10000 m na zakresie n=11200 obr/min w ciągu 3 minut;
3/ dla H=14000 m i większych dane w liczniku odnoszą się do Lim-5, a w mianowniku do samolotu MiG-17pf.

13. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga przy starcie i wznoszeniu z dwoma dodatkowymi zbiornikami o pojemności 400 l każdy.

*Tabela 18*

| Wysokość lotu /m/ | Start i wznoszenie bez dopalania przy n = 11560 obr./min. $V_{rz}$ = 650 km/h | | | Start i wznoszenie z dopalaniem $V_{rz}$ = 840 km/h | | | Start przy n = 11560 obr./min. i wznoszenie przy n = 11200 obr./min. $V_{rz}$ = 650 km/h | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ | Zużycie paliwa /kG/ | Czas /min./ | Droga /km/ |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| 100 | - | - | - | 93 | 0,5 | - | - | - | - |
| 200 | - | - | - | 95 | 0,5 | - | - | - | - |
| 300 | - | - | - | 98 | 1 | - | - | - | - |
| 500 | - | - | - | 103 | 1 | - | - | - | - |
| 1000 | 75 | 2,5 | 10 | 115 | 1,5 | - | 70 | 2,0 | 10 |
| 2000 | 100 | 2,5 | 20 | 140 | 2,0 | 5 | 140 | 3,5 | 35 |
| 3000 | 130 | 3,0 | 30 | 170 | 2,0 | 10 | 210 | 5,5 | 55 |
| 4000 | 165 | 4,0 | 40 | 205 | 2,5 | 20 | 280 | 8,0 | 80 |
| 5000 | 200 | 5,0 | 50 | 240 | 3,0 | 30 | 350 | 10,0 | 105 |
| 6000 | 230 | 6,0 | 60 | 270 | 3,5 | 35 | 410 | 12,5 | 130 |
| 7000 | 265 | 7,0 | 75 | 305 | 4,0 | 45 | 475 | 15,0 | 170 |
| 8000 | 300 | 8,5 | 90 | 340 | 4,5 | 55 | 545 | 18,0 | 210 |
| 9000 | 335 | 10,0 | 10 | 375 | 5,0 | 70 | 615 | 21,5 | 250 |
| 10000 | 375 | 11,5 | 130 | 415 | 6,0 | 80 | 685 | 26,0 | 290 |
| 11000 | 415 | 14,0 | 155 | 455 | 7,0 | 100 | 755 | 31,0 | 340 |
| 12000 | 460 | 17,5 | 200 | 500 | 8,0 | 120 | 880 | 39,5 | 430 |
| 13000 | - | - | - | 600 | 11,5 | 170 | - | - | - |
| 14000 | - | - | - | 685 | 15,0 | 220 | - | - | - |

Uwagi: 1/ podczas wznoszenia na zakresie ZPSM w obliczeniach uwzględniono przejściowe chłodzenie silnika na zakresie n=11200 obr/min w ciągu 1-dnej minuty po 10 minutach pracy silnika na ZPSM

2/ podczas wznoszenia na zakresie ZPSPD na H=11000 i 14000 m w obliczeniach uwzględniono przejściowe chłodzenie silnika na H=10000 m na zakresie n=11200 obr/min w ciągu 3-ch minut.

14. Warunki lotu, zużycie paliwa i droga podczas lotu szybowego samolotu Lim - 5 bez zbiorników dodatkowych.

Tabela 19

| Wysokość lotu /m/ | Przyrządowe prędkość lotu /km/h/ | Zużycie paliwa /KG/ | Czas /min/ | Droga /km/ |
|---|---|---|---|---|
| 100 | 650 | - | - | - |
| 200 | 650 | - | - | - |
| 300 | 650 | - | - | - |
| 500 | 650 | - | - | - |
| 1000 | 650 | - | 0,5 | - |
| 2000 | 650 | 5 | 1,0 | 10 |
| 3000 | 650 | 10 | 1,5 | 20 |
| 4000 | 650 | 10 | 2,0 | 30 |
| 5000 | 650 | 15 | 3,0 | 40 |
| 6000 | 550 | 20 | 4,0 | 50 |
| 7000 | 550 | 25 | 5,0 | 60 |
| 8000 | 550 | 30 | 6,0 | 70 |
| 9000 | 550 | 35 | 7,0 | 85 |
| 10000 | 550 | 40 | 8.0 | 100 |
| 11000 | 500 | 45 | 9.0 | 110 |
| 12000 | 500 | 50 | 10.0 | 120 |
| 13000 | 450 | 55 | 11.0 | 130 |
| 14000 | 400 | 60 | 12.0 | 150 |
| 15000 | 350 | 65 | 13.0 | 160 |
| 16000 | 325 | 70 | 14.0 | 180 |
| 17000 | 325 | 75 | 15.0 | 190 |

U w a g a : 1. Dźwignia sterowania silnikiem oparta o ogranicznik minimalnych obrotów.

2. Klapy hamulców aerodynamicznych schowane.

15. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i droga podczas lotu szybowego ze zbiornikami dodatkowymi.

Tabela 20

| Wysokość lotu /m/ | Przyrządowa prędkość lotu szybowego /km/godz./ | Zużycie paliwa /KG/ | Czas /min/ | Droga /km/ |
|---|---|---|---|---|
| 1000 | 650 | - | - | - |
| 200 | 650 | - | - | - |
| 300 | 650 | - | - | - |
| 500 | 650 | - | - | - |
| 1000 | 650 | - | 0,5 | - |
| 2000 | 650 | 5 | 1,0 | 10 |
| 3000 | 650 | 10 | 1,5 | 20 |
| 4000 | 650 | 10 | 2,0 | 25 |
| 5000 | 650 | 15 | 2,5 | 35 |
| 6000 | 550 | 20 | 3,0 | 45 |
| 7000 | 550 | 25 | 4,0 | 50 |
| 8000 | 550 | 30 | 4,5 | 60 |
| 9000 | 550 | 35 | 5,0 | 70 |
| 10000 | 550 | 40 | 6,0 | 80 |
| 11000 | 500 | 45 | 7,0 | 90 |
| 12000 | 500 | 50 | 8,0 | 100 |

U w a g i : 1. Dźwignia sterowania silnikiem oparta na ograniczniku minimalnych obrotów.

2. Klapy hamulców aerodynamicznych schowane.

Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5 bez zbiorników dodatkowych.

Całkowity ciężar samolotu Lim-5 - 5520 kG

Całkowity zapas paliwa - 1155 kG

Tabela 21

| Warunki lotu | Prędkość samolotu /km/godz/ przyrządowa | Prędkość samolotu /km/godz/ rzeczywista | Kilometrowe zużycie paliwa /kG/km/ | Godzinowe zużycie paliwa /km/godz | Promień działania /km/ samolotu pojedyńczego | Promień działania /km/ Klucze | Promień działania /km/ Eskadry | Długotrwałość lotu /min/ Samolotu pojedyńczego | Długotrwałość lotu /min/ klucza | Długotrwałość lotu /min/ Eskad. |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | H = 100 /m/ $Q_b = \frac{188\ /KG/}{367\ /KG/}$; | | $Q_p = \frac{629\ /kG/}{450\ /kG/}$; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 958 | 965 | 3,11 | 3000 | $\frac{101}{72}$ | $\frac{98}{70}$ | $\frac{94}{67}$ | $\frac{27}{24}$ | $\frac{27}{23}$ | $\frac{26}{22}$ |
| Nom.zakres pracy silnika | 925 | 935 | 2.91 | 2710 | $\frac{108}{77}$ | $\frac{105}{75}$ | $\frac{101}{72}$ | $\frac{28}{25}$ | $\frac{28}{24}$ | $\frac{27}{23}$ |
| 0,9 V max | 860 | 862 | 2.62 | 2260 | $\frac{120}{86}$ | $\frac{116}{84}$ | $\frac{112}{80}$ | $\frac{31}{27}$ | $\frac{31}{26}$ | $\frac{30}{25}$ |
| | 800 | 804 | 2,46 | 1980 | $\frac{28}{92}$ | $\frac{124}{89}$ | $\frac{119}{85}$ | $\frac{34}{29}$ | $\frac{33}{28}$ | $\frac{32}{27}$ |
| | 750 | 753 | 2,38 | 1895 | $\frac{132}{95}$ | $\frac{128}{92}$ | $\frac{123}{88}$ | $\frac{35}{30}$ | $\frac{34}{29}$ | $\frac{33}{28}$ |
| | 700 | 703 | 2,33 | 1640 | $\frac{135}{96}$ | $\frac{131}{93}$ | $\frac{126}{90}$ | $\frac{38}{32}$ | $\frac{37}{31}$ | $\frac{36}{30}$ |
| | 650 | 655 | 2.29 | 1495 | $\frac{137}{98}$ | $\frac{133}{95}$ | $\frac{128}{91}$ | $\frac{40}{33}$ | $\frac{39}{32}$ | $\frac{38}{31}$ |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.zasięg | 616 | 620 | 2,28 | 1410 | 138/99 | 134/96 | 129/93 | 41/34 | 40/33 | 39/32 |
| | 550 | 552 | 2.31 | 1275 | 136/97 | 132/94 | 127/91 | 44/36 | 43/35 | 42/34 |
| | 500 | 503 | 2.36 | 1185 | 133/95 | 129/92 | 124/89 | 46/38 | 45/37 | 44/36 |
| | 450 | 452 | 2.44 | 1105 | 129/92 | 125/89 | 120/86 | 49/39 | 48/38 | 46/37 |
| | 400 | 402 | 2,55 | 1025 | 123/88 | 120/85 | 115/82 | 51/41 | 50/40 | 49/39 |
| | 350 | 352 | 2,73 | 960 | 115/82 | 112/79 | 107/77 | 54/43 | 53/43 | 51/40 |
| Max.długotrw. | 300 | 302 | 3,05 | 910 | 103/74 | 100/72 | 96/69 | 56/45 | 55/44 | 53/42 |
| | | | H = 200 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 107 KG/365 kG; | | | $Q_p$ - 626 kG/450 KG; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 957 | 966 | 3,09 | 2990 | 102/73 | 99/71 | 95/68 | 27/24 | 27/23 | 26/22 |
| Nom.zakres pracy silnika | 922 | 932 | 2,88 | 2680 | 109/78 | 106/76 | 101/73 | 29/25 | 28/24 | 28/23 |
| 0,9 V max | 859 | 862 | 2,60 | 2240 | 121/87 | 117/84 | 112/80 | 31/27 | 30/26 | 30/25 |
| | 800 | 803 | 2,44 | 1970 | 129/93 | 125/89 | 120/85 | 34/29 | 33/28 | 32/27 |
| | 750 | 758 | 2,36 | 1770 | 133/96 | 129/93 | 124/90 | 36/30 | 35/29 | 34/28 |
| | 700 | 707 | 2,30 | 1625 | 136/98 | 132/95 | 127/91 | 38/32 | 37/31 | 36/30 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 650 | 654 | 2,27 | 1485 | 138/99 | 134/96 | 129/92 | 40/33 | 39/32 | 38/31 |
| Max.zasięg | 614 | 618 | 2,26 | 1395 | 139/100 | 135/97 | 130/93 | 42/34 | 41/33 | 40/32 |
| | 550 | 554 | 2,28 | 1265 | 138/99 | 134/96 | 128/92 | 44/36 | 43/35 | 42/34 |
| | 500 | 504 | 2,33 | 1180 | 135/97 | 131/94 | 125/91 | 46/38 | 45/37 | 44/36 |
| | 450 | 453 | 2,41 | 1090 | 130/93 | 126/90 | 121/87 | 49/39 | 48/38 | 47/37 |
| | 400 | 403 | 2,52 | 1020 | 125/89 | 121/87 | 116/83 | 51/41 | 50/40 | 49/39 |
| | 350 | 353 | 2,71 | 960 | 116/83 | 112/81 | 108/77 | 54/43 | 53/42 | 51/40 |
| Max.długotrw. | 300 | 302 | 3,00 | 910 | 105/75 | 102/73 | 98/70 | 56/45 | 55/44 | 53/42 |
| | | | H = 300 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 188 kG / 364 kG; | | | $Q_p$ - 624 kG / 448 kG ; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 956 | 967 | 3,08 | 2980 | 102/73 | 98/71 | 94/68 | 27/24 | 27/23 | 26/22 |
| Nom.zakres pracy silnika | 918 | 927 | 2,84 | 1620 | 110/79 | 106/77 | 102/74 | 29/25 | 28/24 | 28/23 |
| 0,9 V max | 858 | 878 | 2,58 | 2262 | 121/87 | 116/83 | 112/81 | 31/27 | 31/26 | 30/25 |
| | 800 | 810 | 2,42 | 1960 | 129/93 | 124/90 | 120/86 | 34/29 | 33/28 | 32/27 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 750 | 760 | 2,33 | 1770 | 134/96 | 129/93 | 125/89 | 36/30 | 35/29 | 34/28 |
| | 700 | 710 | 2,27 | 1610 | 137/99 | 122/96 | 128/92 | 38/32 | 37/31 | 36/30 |
| | 650 | 660 | 2,24 | 1480 | 139/100 | 134/97 | 129/93 | 40/33 | 39/32 | 38/31 |
| Max.zasięg | 612 | 620 | 2,23 | 1385 | 140/101 | 135/98 | 130/94 | 42/34 | 41/33 | 40/32 |
| | 550 | 558 | 2,26 | 1250 | 138/99 | 133/96 | 128/92 | 44/36 | 44/35 | 43/34 |
| | 500 | 508 | 2,30 | 1170 | 135/97 | 131/94 | 126/91 | 47/38 | 46/37 | 45/36 |
| | 450 | 455 | 2,37 | 1080 | 131/95 | 127/92 | 122/88 | 49/39 | 48/38 | 47/37 |
| | 400 | 405 | 2,48 | 1005 | 125/90 | 121/88 | 117/84 | 52/41 | 51/40 | 50/39 |
| | 350 | 355 | 2,68 | 945 | 116/84 | 112/82 | 108/78 | 54/43 | 53/42 | 52/40 |
| Max.długotrw. | 300 | 303 | 2,98 | 903 | 105/75 | 101/73 | 97/70 | 56/45 | 55/44 | 54/42 |
| | | | | H = 500 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ - 189 kG / 360 kG; | | $Q_p$ - 618 kG / 447 kG; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 954 | 957 | 3,05 | 2960 | 102/73 | 98/71 | 94/68 | 27/24 | 27/23 | 26/22 |
| Nom.zakres pracy silnika | 912 | 932 | 2,78 | 2590 | 111/80 | 108/78 | 103/75 | 29/25 | 29/24 | 28/23 |
| 0,9 V max | 857 | 895 | 2,54 | 2275 | 122/88 | 118/86 | 113/82 | 31/27 | 31/26 | 30/25 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 800 | 818 | 2,37 | 1945 | 130/94 | 126/91 | 121/87 | 34/29 | 33/28 | 32/27 |
| | 750 | 768 | 2,28 | 1745 | 135/98 | 131/95 | 126/91 | 36/30 | 35/29 | 34/28 |
| | 700 | 715 | 2,23 | 1595 | 138/100 | 134/97 | 129/93 | 38/32 | 37/31 | 36/30 |
| | 650 | 665 | 2,20 | 1460 | 140/101 | 136/98 | 131/95 | 40/33 | 39/32 | 38/31 |
| Max.zasięg | 610 | 622 | 2,19 | 1360 | 141/102 | 137/99 | 132/96 | 42/35 | 41/34 | 40/33 |
| | 550 | 561 | 2,20 | 1238 | 140/101 | 136/98 | 131/95 | 45/37 | 44/36 | 43/35 |
| | 500 | 510 | 2,25 | 1152 | 137/99 | 133/96 | 128/92 | 47/39 | 46/38 | 45/37 |
| | 450 | 460 | 2,33 | 1074 | 132/96 | 128/93 | 123/89 | 49/40 | 48/39 | 47/38 |
| | 400 | 410 | 2,43 | 996 | 127/92 | 123/89 | 118/85 | 52/42 | 51/40 | 50/39 |
| | 350 | 358 | 2,61 | 935 | 118/86 | 115/83 | 110/79 | 54/44 | 53/42 | 52/40 |
| Max.długotrw. | 300 | 307 | 2,90 | 890 | 106/77 | 103/75 | 99/72 | 56/46 | 55/44 | 54/42 |
| | | | H = 1000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 182 KG / 353 KG; | | | $Q_p$ - 613 KG / 442 KG; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 950 | 992 | 2,97 | 2940 | 103/74 | 100/72 | 96/69 | 28/24 | 28/23 | 27/22 |
| Nom.zakres pracy silnika | 900 | 940 | 3,06 | 2500 | 115/83 | 112/81 | 107/78 | 30/26 | 30/25 | 29/24 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0,9 V max | 850 | 892 | 2,45 | 2180 | 125/90 | 121/88 | 116/84 | 32/27 | 32/26 | 31/25 |
| | 800 | 835 | 2,28 | 1910 | 134/97 | 130/94 | 125/90 | 35/29 | 34/28 | 33/27 |
| | 750 | 785 | 2,18 | 1710 | 138/101 | 136/98 | 131/95 | 37/31 | 36/30 | 35/29 |
| | 700 | 732 | 2,12 | 1550 | 144/104 | 140/101 | 134/97 | 39/32 | 38/31 | 37/30 |
| | 650 | 680 | 2,08 | 1410 | 147/106 | 143/103 | 137/99 | 42/34 | 41/33 | 40/32 |
| Max.zasięg | 600 | 628 | 2,07 | 1300 | 148/107 | 144/104 | 138/100 | 44/35 | 43/34 | 42/33 |
| | 550 | 575 | 2,08 | 1200 | 147/106 | 143/103 | 137/99 | 46/37 | 45/36 | 44/35 |
| | 500 | 523 | 2,12 | 1110 | 144/104 | 140/101 | 134/97 | 49/39 | 48/38 | 45/37 |
| | 450 | 470 | 2,19 | 1030 | 140/100 | 136/97 | 130/94 | 51/41 | 50/40 | 48/39 |
| | 400 | 420 | 2,29 | 960 | 134/96 | 130/93 | 124/90 | 54/43 | 53/42 | 51/41 |
| | 350 | 368 | 2,46 | 900 | 125/90 | 121/88 | 116/84 | 56/45 | 55/44 | 53/43 |
| Max.długotrw. | 300 | 313 | 2,67 | 835 | 115/83 | 111/81 | 107/78 | 60/47 | 58/46 | 56/45 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | H = 2000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 169 kG; 330 kG | | | $Q_p$ - 596 kG; 435 kG; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 932 | 1015 | 2,74 | 2780 | 119 / 89 | 115 / 87 | 111 / 83 | 29 / 25 | 29 / 24 | 28 / 23 |
| Nom.zakres pracy silnika | 878 | 958 | 2,44 | 2340 | 132 / 99 | 128 / 96 | 123 / 92 | 32 / 27 | 31 / 26 | 31 / 25 |
| 0,9 V max | 834 | 905 | 2,24 | 2030 | 143 / 106 | 139 / 103 | 134 / 99 | 34 / 29 | 34 / 28 | 33 / 27 |
| | 800 | 872 | 2,12 | 1850 | 150 / 112 | 146 / 109 | 141 / 105 | 36 / 30 | 35 / 29 | 34 / 28 |
| | 750 | 820 | 2,00 | 1640 | 159 / 118 | 155 / 115 | 149 / 111 | 38 / 32 | 38 / 31 | 37 / 30 |
| | 700 | 768 | 1,92 | 1465 | 165 / 123 | 160 / 120 | 154 / 115 | 41 / 34 | 40 / 33 | 39 / 32 |
| | 650 | 710 | 1.88 | 1335 | 168 / 125 | 163 / 122 | 157 / 118 | 43 / 36 | 42 / 35 | 41 / 34 |
| Max.zasięg | 590 | 645 | 1,85 | 1190 | 171 / 127 | 166 / 124 | 160 / 119 | 46 / 38 | 45 / 37 | 44 / 36 |
| | 550 | 600 | 1,86 | 1115 | 170 / 126 | 165 / 123 | 159 / 119 | 49 / 40 | 48 / 39 | 46 / 38 |
| | 500 | 550 | 1,89 | 1040 | 168 / 125 | 162 / 122 | 156 / 118 | 51 / 41 | 50 / 40 | 48 / 39 |
| | 450 | 494 | 1,95 | 963 | 163 / 121 | 158 / 118 | 156 / 114 | 54 / 43 | 53 / 42 | 51 / 40 |
| | 400 | 440 | 2,05 | 905 | 155 / 115 | 151 / 112 | 145 / 108 | 56 / 45 | 55 / 44 | 53 / 42 |
| | 350 | 383 | 2,21 | 847 | 145 / 108 | 141 / 105 | 135 / 101 | 59 / 46 | 58 / 45 | 56 / 43 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.długotrw. | 300 | 330 | 2,44 | 807 | 132/99 | 128/96 | 123/92 | 61/48 | 60/47 | 58/45 |
| | | | H = 3000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 152 kG/302 kG; | | | $Q_p$ - 583 kG/433 kG; | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 895 | 1015 | 2,46 | 2500 | 135/106 | 132/103 | 127/99 | 31/27 | 31/26 | 30/25 |
| Nom.zakres pracy silnika | 850 | 958 | 2,19 | 2120 | 150/117 | 146/114 | 141/110 | 33/29 | 32/28 | 32/27 |
| 0,9 V max | 803 | 915 | 1,99 | 1820 | 163/127 | 159/124 | 153/119 | 36/31 | 36/30 | 35/29 |
| | 750 | 855 | 1,84 | 1572 | 175/136 | 171/132 | 164/127 | 39/34 | 39/33 | 38/32 |
| | 700 | 800 | 1,76 | 1408 | 182/141 | 178/137 | 171/132 | 42/36 | 41/35 | 40/34 |
| | 650 | 748 | 1,71 | 1280 | 187/145 | 182/141 | 175/136 | 44/37 | 43/36 | 42/35 |
| Max. zasięg | 580 | 666 | 1,68 | 1120 | 190/147 | 186/143 | 178/138 | 48/40 | 47/39 | 46/38 |
| | 500 | 575 | 1,71 | 980 | 187/145 | 182/141 | 175/136 | 53/43 | 52/42 | 50/41 |
| | 450 | 520 | 1,77 | 920 | 181/140 | 177/136 | 170/131 | 55/45 | 54/44 | 52/42 |
| | 400 | 462 | 1,86 | 860 | 182/134 | 169/130 | 163/125 | 58/47 | 57/46 | 55/44 |
| | 350 | 400 | 2,00 | 800 | 163/126 | 156/120 | 152/117 | 61/48 | 60/48 | 58/46 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.długotrw. | 300 | 348 | 2,18 | 760 | $\frac{150}{118}$ | $\frac{147}{115}$ | $\frac{141}{111}$ | $\frac{63}{51}$ | $\frac{62}{49}$ | $\frac{60}{47}$ |
| | | | H = 4000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b - \frac{142\ kG}{283\ kG}$; | | $Q_p - \frac{568\ kG}{427\ kG}$; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 870 | 1030 | 2,28 | 2350 | $\frac{149}{119}$ | $\frac{146}{116}$ | $\frac{141}{112}$ | $\frac{33}{29}$ | $\frac{32}{28}$ | $\frac{31}{27}$ |
| Nom.zakres pracy silnika | 823 | 992 | 2,01 | 1990 | $\frac{166}{131}$ | $\frac{162}{128}$ | $\frac{156}{124}$ | $\frac{36}{31}$ | $\frac{35}{30}$ | $\frac{34}{29}$ |
| 0,9 V max | 780 | 930 | 1,84 | 1710 | $\frac{179}{141}$ | $\frac{174}{138}$ | $\frac{168}{133}$ | $\frac{38}{33}$ | $\frac{37}{32}$ | $\frac{36}{31}$ |
| | 750 | 892 | 1,74 | 1550 | $\frac{188}{147}$ | $\frac{183}{144}$ | $\frac{177}{139}$ | $\frac{40}{35}$ | $\frac{39}{34}$ | $\frac{38}{33}$ |
| | 700 | 840 | 1,64 | 1380 | $\frac{198}{155}$ | $\frac{193}{151}$ | $\frac{186}{146}$ | $\frac{43}{37}$ | $\frac{42}{36}$ | $\frac{41}{35}$ |
| | 650 | 780 | 1,58 | 1282 | $\frac{205}{160}$ | $\frac{200}{156}$ | $\frac{192}{150}$ | $\frac{46}{39}$ | $\frac{45}{38}$ | $\frac{44}{37}$ |
| Max.zasięg | 570 | 685 | 1,53 | 1048 | $\frac{210}{164}$ | $\frac{205}{160}$ | $\frac{197}{155}$ | $\frac{50}{42}$ | $\frac{49}{41}$ | $\frac{48}{40}$ |
| | 550 | 661 | 1,54 | 1018 | $\frac{209}{163}$ | $\frac{204}{159}$ | $\frac{196}{154}$ | $\frac{51}{43}$ | $\frac{50}{42}$ | $\frac{49}{41}$ |
| | 500 | 602 | 1,56 | 940 | $\frac{207}{161}$ | $\frac{202}{157}$ | $\frac{194}{152}$ | $\frac{54}{45}$ | $\frac{53}{44}$ | $\frac{52}{43}$ |
| | 450 | 545 | 1,61 | 875 | $\frac{201}{157}$ | $\frac{196}{153}$ | $\frac{189}{148}$ | $\frac{57}{47}$ | $\frac{56}{46}$ | $\frac{54}{44}$ |
| | 400 | 487 | 1,70 | 827 | $\frac{192}{150}$ | $\frac{187}{147}$ | $\frac{180}{142}$ | $\frac{59}{49}$ | $\frac{58}{48}$ | $\frac{56}{46}$ |
| | 350 | 422 | 1,82 | 768 | $\frac{181}{142}$ | $\frac{176}{139}$ | $\frac{170}{134}$ | $\frac{62}{51}$ | $\frac{61}{50}$ | $\frac{59}{48}$ |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.długotrw. | 300 | 368 | 1,98 | 728 | 168/132 | 164/129 | 158/124 | 65/53 | 63/52 | 61/50 |
| | | | H = 5000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 126 kG/263 kG; | | $Q_p$ - 555 kG/417 kG; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 832 | 1034 | 2,09 | 2160 | 165/132 | 161/129 | 155/125 | 33/32 | 34/31 | 34/30 |
| Nom.zakres pracy silnika | 795 | 990 | 1,83 | 1810 | 184/146 | 179/142 | 173/138 | 38/34 | 37/33 | 37/32 |
| 0,9 V max | 742 | 926 | 1,63 | 1510 | 202/160 | 197/156 | 190/151 | 42/37 | 41/36 | 40/35 |
| | 700 | 878 | 1,53 | 1340 | 213/168 | 208/164 | 201/159 | 44/39 | 44/38 | 43/37 |
| | 650 | 818 | 1,46 | 1190 | 222/175 | 217/170 | 209/163 | 47/41 | 47/40 | 45/39 |
| | 600 | 760 | 1,42 | 1070 | 227/179 | 222/174 | 214/168 | 51/43 | 50/42 | 48/41 |
| Max.zasięg | 560 | 710 | 1,41 | 1000 | 229/180 | 223/175 | 215/169 | 53/45 | 52/44 | 50/43 |
| | 500 | 625 | 1,43 | 890 | 226/178 | 220/173 | 213/167 | 57/48 | 56/47 | 54/45 |
| | 450 | 568 | 1,48 | 840 | 219/173 | 214/168 | 207/163 | 59/50 | 58/49 | 56/47 |
| | 400 | 512 | 1,56 | 800 | 210/166 | 205/162 | 198/156 | 61/51 | 60/50 | 58/48 |
| | 350 | 448 | 1,67 | 750 | 198/157 | 193/153 | 187/148 | 64/53 | 63/52 | 61/50 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max.długotrw. | 300 | 382 | 1,83 | 700 | 183/146 | 179/142 | 173/138 | 67/56 | 56/55 | 64/53 |
| | | | H = 8000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 92 KG / 208 kG; | | $Q_p$ - 498 kG / 382 kG; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 715 | 1025 | 1,63 | 1670 | 213/177 | 208/174 | 202/169 | 41/38 | 41/37 | 40/36 |
| Nom. zakres pracy silnika | 685 | 985 | 1,39 | 1360 | 239/197 | 234/193 | 227/188 | 45/41 | 45/40 | 44/39 |
| 0,9 V max | 637 | 915 | 1,21 | 1110 | 266/218 | 260/213 | 252/207 | 50/45 | 50/44 | 49/43 |
| | 600 | 870 | 1,14 | 990 | 278/227 | 272/222 | 216/216 | 54/47 | 53/46 | 52/45 |
| Max. zasięg | 520 | 767 | 1,08 | 830 | 290/237 | 284/232 | 274/224 | 59/52 | 58/51 | 57/49 |
| | 450 | 665 | 1,10 | 730 | 286/233 | 279/228 | 270/222 | 64/55 | 63/54 | 62/52 |
| | 400 | 595 | 1,14 | 680 | 278/227 | 272/222 | 263/216 | 67/58 | 66/57 | 64/55 |
| | 350 | 525 | 1,22 | 640 | 264/216 | 258/212 | 250/206 | 70/60 | 69/59 | 67/57 |
| Max.długotrw. | 300 | 448 | 1,32 | 593 | 249/204 | 243/200 | 235/195 | 74/63 | 72/62 | 70/60 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | H = 10000 /m/ | | | | | | | | | |
| | $Q_b - \frac{71\ kG}{208\ kG}$; | | | $Q_p - \frac{459\ kG}{360\ kG}$; | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 625 | 1000 | 1,33 | 1330 | 257/220 | 252/216 | 245/211 | 47/42 | 47/41 | 46/40 |
| Nom.zakres pracy silnika | 600 | 965 | 1,14 | 1100 | 286/243 | 280/238 | 272/232 | 51/46 | 51/45 | 50/43 |
| 0,9 V max | 554 | 880 | 0,97 | 855 | 321/270 | 315/265 | 305/258 | 58/51 | 58/50 | 57/48 |
| | 500 | 820 | 0,90 | 740 | 339/285 | 333/279 | 322/271 | 65/55 | 63/54 | 62/52 |
| Max.zasięg | 480 | 790 | 0,89 | 700 | 342/286 | 335/281 | 225/273 | 66/57 | 65/56 | 63/54 |
| | 450 | 745 | 0,90 | 670 | 339/285 | 333/279 | 322/271 | 68/58 | 67/57 | 65/55 |
| | 400 | 668 | 0,93 | 620 | 331/278 | 325/272 | 315/265 | 71/61 | 70/60 | 68/58 |
| | 350 | 588 | 0,99 | 580 | 316/267 | 308/261 | 300/254 | 74/63 | 73/62 | 71/60 |
| Max.długotrw. | 300 | 500 | 1,08 | 570 | 296/252 | 291/246 | 285/240 | 75/65 | 73/64 | 71/62 |
| | H = 12000 /m/ | | | | | | | | | |
| | $Q_b - \frac{57\ kG}{130\ kG}$; | | | $Q_p - \frac{403\ kG}{330\ kG}$; | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 525 | 950 | 0,99 | 940 | 308/272 | 302/267 | 294/260 | 56/51 | 55/50 | 54/49 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom.zakres pracy silnika | 505 | 920 | 0,86 | 790 | 339/297 | 332/291 | 323/283 | 61/55 | 60/54 | 59/53 |
| 0,9 V max | 467 | 870 | 0,78 | 680 | 363/316 | 355/310 | 345/302 | 65/59 | 64/58 | 63/57 |
| Max.zasięg | 440 | 820 | 0,76 | 623 | 370/322 | 362/315 | 351/307 | 69/62 | 68/61 | 66/60 |
| | 400 | 752 | 0,78 | 587 | 364/317 | 356/311 | 345/303 | 71/64 | 70/63 | 68/62 |
| | 350 | 668 | 0,80 | 535 | 357/308 | 349/305 | 339/297 | 75/67 | 74/66 | 72/65 |
| Max.długotrw. | 300 | 572 | 0,88 | 502 | 333/293 | 327/287 | 318/279 | 78/69 | 77/68 | 75/66 |
| | | H = 14000 /m/ | | | | | | | | |
| | | $Q_b$ - 45 kG/99 kG; | | | $Q_p$ - 340 kG/286 kG; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 432 | 928 | 0,76 | 705 | 359/322 | 352/317 | 343/310 | 64/58 | 62/57 | 61/56 |
| Nom. zakres pracy silnika | 400 | 862 | 0,66 | 570 | 392/351 | 385/345 | 374/336 | 70/64 | 69/63 | 67/62 |
| 0,9 V max | 380 | 822 | 0,65 | 535 | 396/354 | 389/348 | 378/340 | 72/66 | 71/65 | 69/64 |
| Max.zasięg | 350 | 768 | 0,64m | 490 | 400/358 | 393/352 | 382/343 | 76/69 | 75/68 | 73/66 |
| Max. długotrw. | 300 | 670 | 0,71 | 475 | 374/336 | 368/330 | 358/322 | 77/70 | 76/69 | 74/67 |

Tabela promieni działania i długotrwałości lotu samolotu Lim-5
ze zbiornikami dodatkowymi

Całkowity ciężar samolotu Lim-5 - 6250 kG

Całkowity zapas paliwa - 1815 kG

Tabela 22

H = 100 /m/

$Q_b$ - 179 kG / 379 kG; $Q_p$ - 1237 kG / 1037 kG;

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. zakres Pracy silnika | 885 | 890 | 3,35 | 2980 | 184/155 | 179/150 | 172/144 | 39/35 | 39/34 | 38/33 |
| Nom. zakres pracy silnika | 868 | 970 | 3,08 | 2680 | 200/168 | 194/163 | 187/157 | 42/37 | 41/36 | 40/35 |
| 0,9 V max | 796 | 800 | 2,69 | 2150 | 230/193 | 223/187 | 214/179 | 49/43 | 48/42 | 47/41 |
| | 700 | 703 | 2,57 | 1810 | 240/202 | 233/196 | 223/188 | 56/48 | 55/47 | 53/45 |
| | 650 | 655 | 2,56 | 1673 | 241/203 | 234/197 | 224/189 | 59/51 | 58/50 | 56/48 |
| Max. zasięg | 621 | 625 | 2,55 | 1590 | 242/203 | 235/197 | 225/189 | 61/53 | 60/52 | 58/50 |
| | 550 | 552 | 2,58 | 1423 | 239/201 | 232/195 | 223/187 | 67/58 | 65/67 | 63/55 |
| | 500 | 503 | 2,63 | 1323 | 235/197 | 228/191 | 219/183 | 71/61 | 69/60 | 67/58 |
| | 450 | 452 | 2,71 | 1228 | 228/191 | 221/186 | 212/178 | 75/65 | 73/63 | 71/61 |
| | 400 | 402 | 2,80 | 1165 | 214/179 | 207/174 | 199/167 | 78/67 | 76/65 | 74/63 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 350 | 352 | 3,16 | 1110 | 195<br>164 | 190<br>159 | 182<br>152 | 81<br>70 | 79<br>68 | 77<br>66 |
| Max. długotrw. | 320 | 321 | 3,36 | 1080 | 184<br>155 | 178<br>150 | 171<br>144 | 83<br>72 | 81<br>70 | 78<br>78 |
| | H = 200 /m/ | | | | | | | | | |
| | $Q_b$ - 178 kG / 375 kG; | | | | $Q_p$ - 1233 kG / 1036 kG; | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 884 | 893 | 3,31 | 2960 | 186<br>157 | 181<br>152 | 173<br>146 | 40<br>35 | 39<br>34 | 38<br>33 |
| Nom.zakres pracy silnika | 867 | 873 | 3,04 | 2598 | 202<br>170 | 197<br>165 | 189<br>159 | 43<br>38 | 42<br>37 | 41<br>36 |
| 0,9 V max | 795 | 800 | 2,66 | 2138 | 232<br>195 | 225<br>189 | 216<br>181 | 49<br>43 | 48<br>42 | 47<br>41 |
| | 700 | 707 | 2,53 | 1785 | 243<br>205 | 236<br>198 | 227<br>190 | 56<br>49 | 55<br>48 | 53<br>47 |
| | 650 | 654 | 2,52 | 1628 | 244<br>206 | 237<br>199 | 228<br>191 | 60<br>52 | 59<br>51 | 57<br>49 |
| Max. zasięg | 610 | 615 | 2,51 | 1548 | 245<br>207 | 238<br>200 | 229<br>192 | 62<br>54 | 61<br>53 | 59<br>51 |
| | 550 | 216 | 2,53 | 1383 | 243<br>205 | 236<br>198 | 227<br>190 | 68<br>59 | 66<br>58 | 64<br>56 |
| | 500 | 214 | 2,58 | 1281 | 239<br>201 | 232<br>195 | 223<br>187 | 73<br>63 | 71<br>61 | 69<br>59 |
| | 450 | 453 | 2,66 | 1210 | 232<br>195 | 225<br>189 | 216<br>181 | 76<br>65 | 74<br>63 | 72<br>61 |
| | 350 | 353 | 3,09 | 1075 | 199<br>168 | 193<br>163 | 186<br>157 | 83<br>72 | 81<br>70 | 79<br>68 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. długotrw. | 320 | 322 | 3,28 | 1058 | 187<br>158 | 182<br>153 | 175<br>147 | 84<br>73 | 82<br>71 | 80<br>69 |
| | | | H = 300 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 177 kG / 372 kG; | | $Q_p$ - 1230 kG / 1035 kG; | | | | | |
| Max.zakres | 883 | 896 | 3,28 | 2940 | 187<br>158 | 182<br>153 | 174<br>147 | 40<br>36 | 39<br>35 | 38<br>36 |
| Nom. zakres pracy silnika | 865 | 875 | 2,99 | 2620 | 205<br>173 | 199<br>168 | 191<br>162 | 43<br>39 | 42<br>38 | 41<br>37 |
| 0,9 V max | 794 | 805 | 2,63 | 2120 | 233<br>197 | 227<br>191 | 218<br>183 | 50<br>44 | 49<br>43 | 47<br>42 |
| | 700 | 710 | 2,50 | 1770 | 246<br>207 | 239<br>200 | 229<br>192 | 57<br>50 | 56<br>49 | 54<br>47 |
| | 650 | 660 | 2,48 | 1630 | 248<br>208 | 240<br>202 | 230<br>193 | 60<br>53 | 59<br>52 | 57<br>50 |
| Max.zasięg | 608 | 615 | 2,47 | 1520 | 250<br>210 | 244<br>204 | 232<br>195 | 63<br>56 | 62<br>55 | 60<br>53 |
| | 550 | 558 | 2,49 | 1390 | 249<br>209 | 241<br>203 | 231<br>194 | 68<br>60 | 67<br>59 | 65<br>57 |
| | 500 | 508 | 2,54 | 1283 | 242<br>204 | 235<br>198 | 225<br>189 | 73<br>64 | 71<br>62 | 69<br>60 |
| | 450 | 455 | 2,62 | 1193 | 245<br>198 | 229<br>192 | 218<br>184 | 77<br>67 | 75<br>65 | 73<br>63 |
| | 400 | 405 | 2,78 | 1128 | 221<br>186 | 215<br>180 | 206<br>173 | 81<br>70 | 79<br>68 | 76<br>66 |
| | 350 | 355 | 3,03 | 1074 | 203<br>171 | 197<br>166 | 189<br>159 | 84<br>73 | 82<br>71 | 79<br>68 |
| Max.długotrw. | 320 | 324 | 3,21 | 1042 | 191<br>162 | 186<br>157 | 178<br>150 | 86<br>75 | 84<br>73 | 81<br>70 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 500 /m/ | | | $Q_b$ - 160 kG / 367 kG; | $Q_p$ - 1241 kG / 1084 kG; | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 882 | 900 | 3,23 | 2918 | 192/160 | 186/155 | 179/149 | 41/36 | 40/35 | 39/34 |
| Nom. zakres pracy silnika | 858 | 875 | 2,86 | 2489 | 217/181 | 210/176 | 202/168 | 45/41 | 44/40 | 43/39 |
| 0,9 V max | 750 | 768 | 2,50 | 1920 | 248/207 | 240/200 | 221/192 | 54/47 | 53/46 | 51/45 |
| | 700 | 715 | 2,44 | 1732 | 254/212 | 245/205 | 237/197 | 58/51 | 57/50 | 55/48 |
| | 650 | 665 | 2,42 | 1610 | 256/214 | 248/207 | 238/199 | 61/54 | 60/53 | 58/51 |
| Max. zasięg | 606 | 620 | 2,39 | 1478 | 259/217 | 251/210 | 241/201 | 66/57 | 64/56 | 62/54 |
| | 550 | 561 | 2,42 | 1362 | 256/214 | 248/207 | 238/199 | 70/61 | 68/60 | 66/58 |
| | 500 | 510 | 2,46 | 1258 | 252/210 | 249/204 | 234/196 | 75/65 | 73/63 | 70/61 |
| | 450 | 460 | 2,54 | 1170 | 244/204 | 237/197 | 227/189 | 79/68 | 77/67 | 74/65 |
| | 400 | 410 | 2,69 | 1102 | 230/193 | 223/187 | 214/179 | 83/71 | 81/69 | 78/67 |
| Max. długotrw. | 320 | 328 | 3,09 | 1008 | 200/168 | 195/163 | 187/157 | 89/77 | 87/75 | 84/73 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 1000 /m/ | | | | | | | | |
| | | $Q_b$ - 172 kG / 355 kG; | | | $Q_p$ - 1215 kG / 1032 kG; | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 877 | 915 | 3,10 | 2850 | 196 / 167 | 190 / 162 | 182 / 155 | 42 / 38 | 41 / 37 | 40 / 36 |
| Nom. zakres pracy silnika | 850 | 888 | 2,77 | 2460 | 219 / 187 | 213 / 181 | 204 / 173 | 46 / 41 | 45 / 40 | 44 / 38 |
| 0,9 V max | 790 | 825 | 2,49 | 2060 | 244 / 207 | 237 / 200 | 227 / 192 | 51 / 48 | 50 / 47 | 49 / 46 |
| | 750 | 785 | 2,39 | 1870 | 254 / 216 | 247 / 209 | 236 / 200 | 55 / 49 | 54 / 48 | 52 / 47 |
| | 700 | 732 | 2,30 | 1680 | 264 / 225 | 256 / 219 | 245 / 209 | 59 / 53 | 58 / 52 | 56 / 50 |
| | 650 | 680 | 2,25 | 1530 | 270 / 230 | 262 / 223 | 251 / 214 | 64 / 57 | 62 / 56 | 60 / 54 |
| Max. zasięg | 600 | 628 | 2,24 | 1410 | 271 / 232 | 263 / 224 | 252 / 215 | 68 / 60 | 66 / 59 | 64 / 57 |
| | 550 | 675 | 2,25 | 1290 | 270 / 230 | 262 / 223 | 251 / 214 | 73 / 64 | 71 / 63 | 69 / 61 |
| | 500 | 523 | 2,29 | 1200 | 265 / 226 | 257 / 220 | 246 / 210 | 77 / 68 | 75 / 67 | 72 / 65 |
| | 450 | 470 | 2,37 | 1120 | 256 / 218 | 249 / 212 | 238 / 203 | 81 / 71 | 79 / 69 | 76 / 67 |
| | 400 | 420 | 2,50 | 1050 | 243 / 205 | 236 / 201 | 226 / 193 | 85 / 75 | 83 / 73 | 80 / 70 |
| Max. długotrw. | 320 | 336 | 2,85 | 960 | 213 / 181 | 207 / 176 | 198 / 168 | 92 / 80 | 90 / 78 | 87 / 75 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 2000 /m/ $Q_b$ - 162 kG / 329 kG; $Q_p$ - 1197 kG / 1030 kG; | | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 855 | 965 | 2,80 | 2640 | 221 / 191 | 214 / 186 | 206 / 178 | 44 / 40 | 43 / 39 | 42 / 38 |
| Nom.zakres pracy silnika | 840 | 918 | 2,67 | 2480 | 231 / 200 | 224 / 194 | 215 / 186 | 46 / 42 | 45 / 41 | 44 / 40 |
| 0,9 V max | 770 | 880 | 2,28 | 1939 | 269 / 234 | 261 / 227 | 251 / 217 | 54 / 49 | 53 / 48 | 51 / 47 |
| | 750 | 820 | 2,22 | 1835 | 276 / 239 | 268 / 232 | 257 / 223 | 56 / 51 | 55 / 50 | 53 / 48 |
| | 700 | 768 | 2,10 | 1620 | 292 / 252 | 273 / 245 | 272 / 235 | 61 / 55 | 60 / 54 | 58 / 52 |
| | 650 | 710 | 2,03 | 1455 | 302 / 261 | 292 / 254 | 281 / 244 | 66 / 59 | 65 / 58 | 63 / 56 |
| Max.zasięg | 590 | 645 | 2,01 | 1309 | 306 / 264 | 296 / 256 | 284 / 246 | 72 / 64 | 70 / 63 | 68 / 61 |
| | 550 | 600 | 2,02 | 1225 | 303 / 262 | 294 / 255 | 282 / 244 | 76 / 68 | 74 / 66 | 71 / 64 |
| | 500 | 550 | 2,05 | 1128 | 299 / 258 | 290 / 251 | 278 / 241 | 81 / 72 | 79 / 70 | 76 / 67 |
| | 450 | 594 | 2,12 | 1050 | 289 / 250 | 280 / 243 | 269 / 233 | 85 / 76 | 83 / 74 | 80 / 71 |
| | 400 | 440 | 2,24 | 945 | 274 / 237 | 266 / 230 | 255 / 221 | 93 / 80 | 91 / 78 | 88 / 75 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. długotrw. | 320 | 352 | 2,52 | 896 | 242/212 | 238/205 | 228/197 | 97/86 | 95/84 | 92/81 |
| | | | H = 3000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ - 148 kG/306 kG; | | $Q_p$ - 1176 kG/1018 kG; | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 835 | 950 | 2,58 | 2450 | 243/212 | 236/205 | 227/198 | 46/42 | 45/41 | 44/40 |
| Nom. zakres pracy silnika | 800 | 910 | 2,32 | 2120 | 268/234 | 261/227 | 251/217 | 51/46 | 50/45 | 48/44 |
| 0,9 V max | 748 | 855 | 2,08 | 1780 | 298/260 | 289/253 | 278/243 | 57/51 | 56/50 | 54/48 |
| | 700 | 800 | 1,95 | 1560 | 316/276 | 307/268 | 295/258 | 63/56 | 62/55 | 60/53 |
| | 650 | 748 | 1,87 | 1390 | 329/287 | 320/279 | 308/268 | 68/61 | 67/60 | 65/58 |
| Max. zasięg | 580 | 665 | 1,83 | 1220 | 336/293 | 326/284 | 314/273 | 75/67 | 73/65 | 71/63 |
| | 500 | 575 | 1,87 | 1080 | 329/287 | 320/279 | 308/268 | 83/74 | 81/72 | 78/69 |
| | 450 | 520 | 1,94 | 1000 | 318/277 | 309/269 | 297/259 | 88/78 | 86/76 | 83/73 |
| | 400 | 462 | 2,04 | 940 | 303/264 | 295/256 | 284/246 | 92/82 | 90/80 | 87/77 |
| Max. długotrw. | 320 | 370 | 2,29 | 850 | 272/237 | 264/230 | 254/221 | 100/89 | 98/87 | 95/84 |

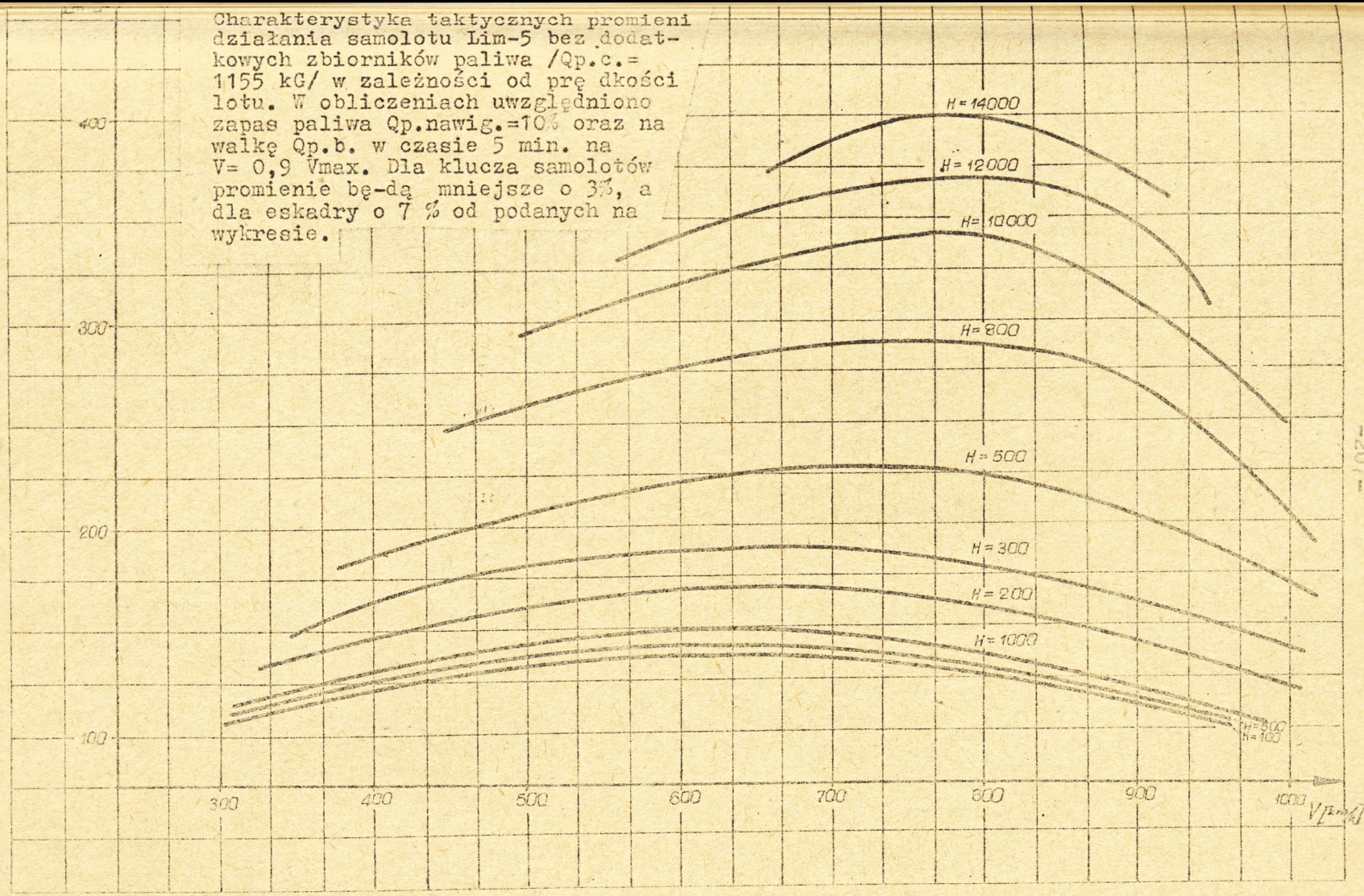
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 4000 /m/ $Q_b$ - 140 kG / 293 kG; $Q_p$ - 1149 kG / 996 kG; | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 810 | 964 | 2,38 | 2360 | 263 / 231 | 256 / 224 | 247 / 215 | 48 / 43 | 47 / 42 | 46 / 41 |
| Nom. zakres pracy silnika | 755 | 925 | 1,99 | 1840 | 311 / 272 | 302 / 265 | 291 / 255 | 56 / 50 | 54 / 49 | 53 / 48 |
| 0,9 V max | 729 | 868 | 1,89 | 1688 | 326 / 286 | 317 / 278 | 305 / 267 | 59 / 53 | 58 / 52 | 57 / 51 |
| | 700 | 840 | 1,82 | 1560 | 338 / 296 | 328 / 287 | 316 / 276 | 63 / 56 | 61 / 55 | 60 / 53 |
| | 650 | 780 | 1,72 | 1342 | 356 / 312 | 346 / 303 | 333 / 291 | 70 / 62 | 68 / 61 | 66 / 59 |
| | 600 | 726 | 1,68 | 1235 | 364 / 319 | 354 / 310 | 340 / 298 | 74 / 66 | 72 / 65 | 70 / 63 |
| Max. zasięg | 569 | 684 | 1,66 | 1155 | 368 / 322 | 358 / 313 | 344 / 301 | 78 / 70 | 76 / 68 | 74 / 66 |
| | 550 | 661 | 1,67 | 1124 | 366 / 321 | 356 / 311 | 342 / 300 | 80 / 71 | 78 / 69 | 76 / 67 |
| | 500 | 602 | 1,70 | 1040 | 360 / 315 | 350 / 306 | 336 / 295 | 85 / 75 | 83 / 73 | 80 / 71 |
| | 450 | 545 | 1,77 | 975 | 347 / 304 | 337 / 295 | 324 / 284 | 89 / 79 | 87 / 77 | 84 / 75 |
| | 400 | 487 | 1,86 | 910 | 331 / 290 | 322 / 282 | 309 / 271 | 94 / 84 | 91 / 82 | 89 / 80 |
| Max. długotrw. | 320 | 390 | 2,11 | 827 | 295 / 258 | 286 / 251 | 275 / 241 | 102 / 90 | 98 / 86 | 96 / 86 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 5000 /m/ $Q_b - \frac{123\ kG}{267\ kG}$; $Q_p - \frac{1126\ kG}{982\ kG}$; | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 775 | 964 | 2,20 | 2120 | 293/260 | 285/253 | 275/245 | 51/48 | 50/47 | 49/46 |
| Nom. zakres pracy silnika | 745 | 925 | 1,92 | 1790 | 330/293 | 321/285 | 310/275 | 57/53 | 56/52 | 55/51 |
| 0,9 V max | 695 | 870 | 1,70 | 1480 | 369/326 | 358/317 | 345/306 | 65/60 | 64/59 | 62/57 |
| | 650 | 818 | 1,60 | 1310 | 389/344 | 378/335 | 364/323 | 71/65 | 69/64 | 67/62 |
| | 600 | 760 | 1,55 | 1170 | 401/354 | 390/344 | 375/332 | 77/70 | 75/68 | 73/66 |
| Max. zasięg | 560 | 710 | 1,54 | 1090 | 403/356 | 392/346 | 377/334 | 81/74 | 79/72 | 77/70 |
| | 500 | 625 | 1,56 | 990 | 398/353 | 387/343 | 373/331 | 88/80 | 86/78 | 83/76 |
| | 450 | 568 | 1,62 | 930 | 385/340 | 374/431 | 360/319 | 92/84 | 90/82 | 87/80 |
| | 400 | 512 | 1,71 | 870 | 366/324 | 357/316 | 343/305 | 97/88 | 95/86 | 92/84 |
| Max. długotrw. | 320 | 410 | 1,93 | 790 | 329/292 | 320/284 | 308/272 | 105/95 | 103/93 | 99/90 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | H = 8000 /m/ | | | | | | | | |
| | | $Q_b - \frac{93\ kG}{212\ kG}$; | | | $Q_p - \frac{1041\ kG}{922\ kG}$; | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 668 | 962 | 1,69 | 1630 | $\frac{366}{330}$ | $\frac{356}{322}$ | $\frac{344}{311}$ | $\frac{61}{57}$ | $\frac{60}{56}$ | $\frac{59}{54}$ |
| Nom. zakres pracy silnika | 645 | 928 | 1,48 | 1380 | $\frac{400}{369}$ | $\frac{399}{359}$ | $\frac{384}{347}$ | $\frac{68}{63}$ | $\frac{67}{62}$ | $\frac{65}{60}$ |
| 0,9 V max | 597 | 865 | 1,29 | 1120 | $\frac{461}{414}$ | $\frac{449}{404}$ | $\frac{432}{390}$ | $\frac{79}{72}$ | $\frac{77}{70}$ | $\frac{75}{68}$ |
| | 550 | 808 | 1,21 | 980 | $\frac{488}{438}$ | $\frac{475}{427}$ | $\frac{457}{412}$ | $\frac{87}{80}$ | $\frac{85}{78}$ | $\frac{82}{76}$ |
| Max. zasięg | 520 | 767 | 1,19 | 910 | $\frac{495}{444}$ | $\frac{482}{433}$ | $\frac{464}{417}$ | $\frac{92}{84}$ | $\frac{90}{82}$ | $\frac{87}{80}$ |
| | 450 | 665 | 1,21 | 810 | $\frac{488}{438}$ | $\frac{475}{427}$ | $\frac{457}{412}$ | $\frac{100}{91}$ | $\frac{98}{89}$ | $\frac{95}{87}$ |
| | 400 | 595 | 1,26 | 750 | $\frac{471}{423}$ | $\frac{459}{412}$ | $\frac{441}{397}$ | $\frac{106}{97}$ | $\frac{104}{95}$ | $\frac{101}{92}$ |
| Max. długotrw. | 320 | 480 | 1,39 | 670 | $\frac{432}{389}$ | $\frac{420}{379}$ | $\frac{405}{366}$ | $\frac{116}{106}$ | $\frac{113}{103}$ | $\frac{110}{100}$ |
| | | H = 10000 /m/ | | | | | | | | |
| | | $Q_b - \frac{68\ kG}{175\ kG}$; | | | $Q_p - \frac{981\ kG}{874\ kG}$; | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 585 | 940 | 1,37 | 1300 | $\frac{438}{399}$ | $\frac{427}{389}$ | $\frac{413}{376}$ | $\frac{71}{66}$ | $\frac{70}{65}$ | $\frac{68}{63}$ |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. zakres pracy silnika | 570 | 915 | 1,21 | 1120 | 485/441 | 473/430 | 457/415 | 79/73 | 77/71 | 75/69 |
| 0,9 V max | 520 | 846 | 1,04 | 880 | 551/500 | 537/488 | 518/470 | 93/86 | 91/84 | 88/81 |
| Max. zasięg | 480 | 790 | 1,01 | 800 | 565/513 | 551/500 | 532/482 | 100/91 | 97/89 | 94/87 |
| | 400 | 668 | 1,04 | 690 | 551/500 | 537/488 | 518/470 | 111/102 | 108/100 | 105/97 |
| Max. długotrw. | 320 | 540 | 1,14 | 610 | 510/463 | 497/452 | 480/436 | 122/112 | 119/109 | 116/106 |
| | | | | H = 12000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ - 58 kG/1132 kG; | | $Q_p$ - 896 kG/822 kG; | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 495 | 900 | 1,02 | 940 | 549/513 | 536/501 | 518/485 | 87/82 | 85/81 | 83/79 |
| Nom. zakres pracy silnika | 475 | 870 | 0,91 | 800 | 603/562 | 588/548 | 568/531 | 97/92 | 95/90 | 92/87 |
| 0,9 V max | 440 | 820 | 0,85 | 700 | 637/594 | 622/578 | 600/560 | 107/100 | 105/98 | 101/95 |
| Max. zasięg | 400 | 752 | 0,84 | 640 | 644/600 | 628/584 | 606/566 | 114/107 | 112/105 | 108/102 |
| Max. długotrw. | 320 | 615 | 0,94 | 580 | 586/548 | 573/534 | 553/517 | 123/115 | 120/112 | 116/109 |

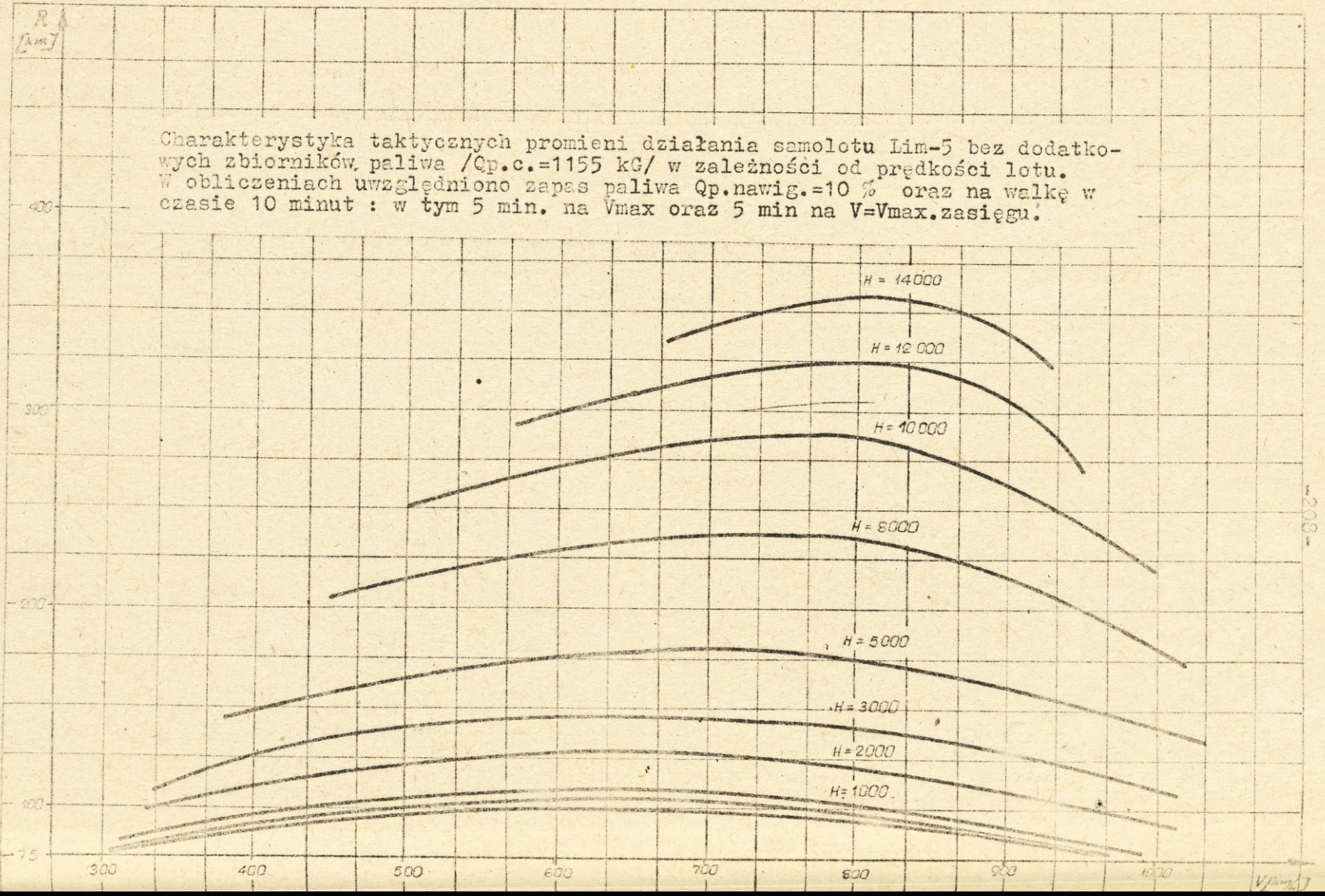
Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-5 bez dodatkowych zbiorników paliwa /Qp.c.= 1155 kG/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 min. na V= 0,9 Vmax. Dla klucza samolotów promienie będą mniejsze o 3%, a dla eskadry o 7 % od podanych na wykresie.

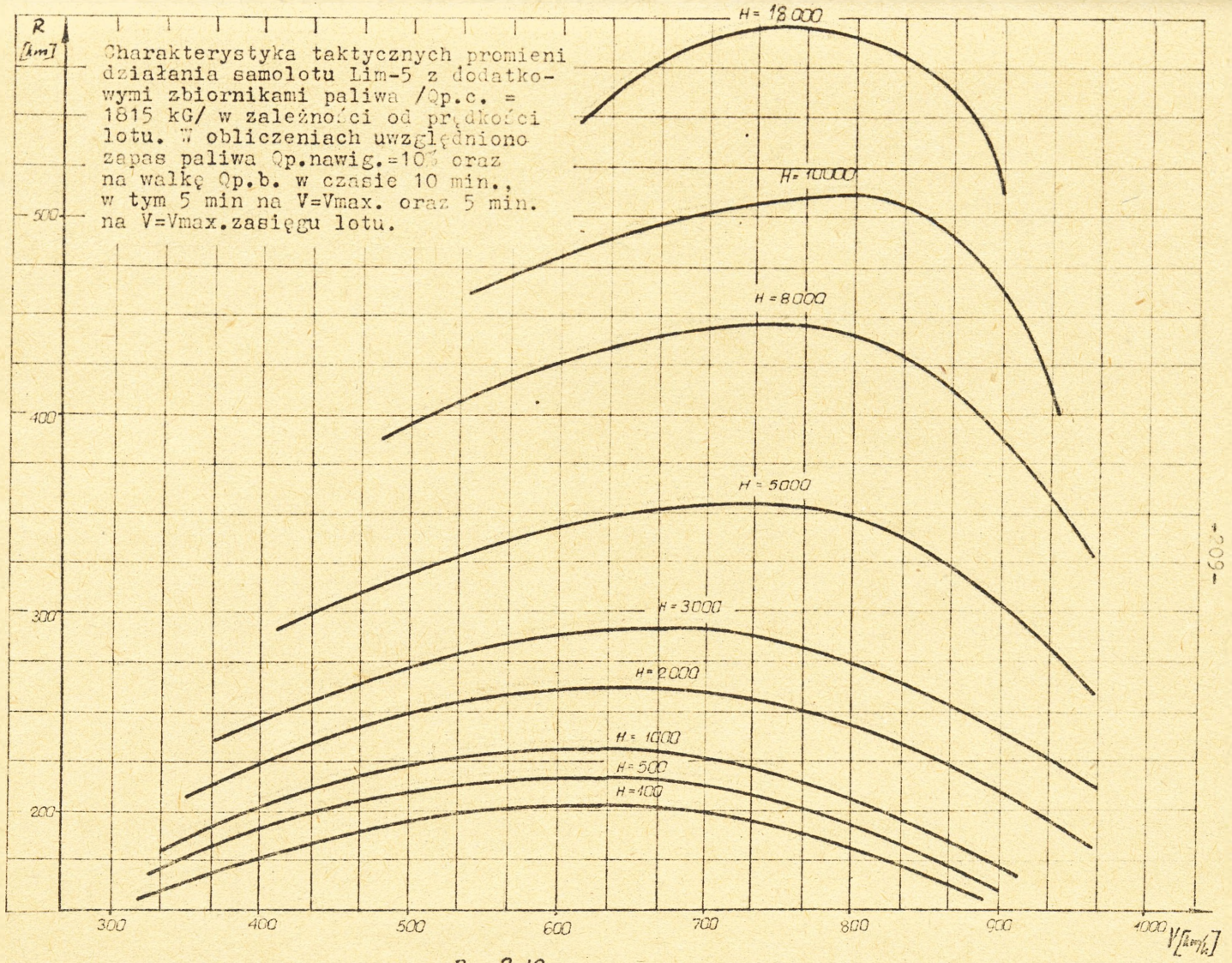




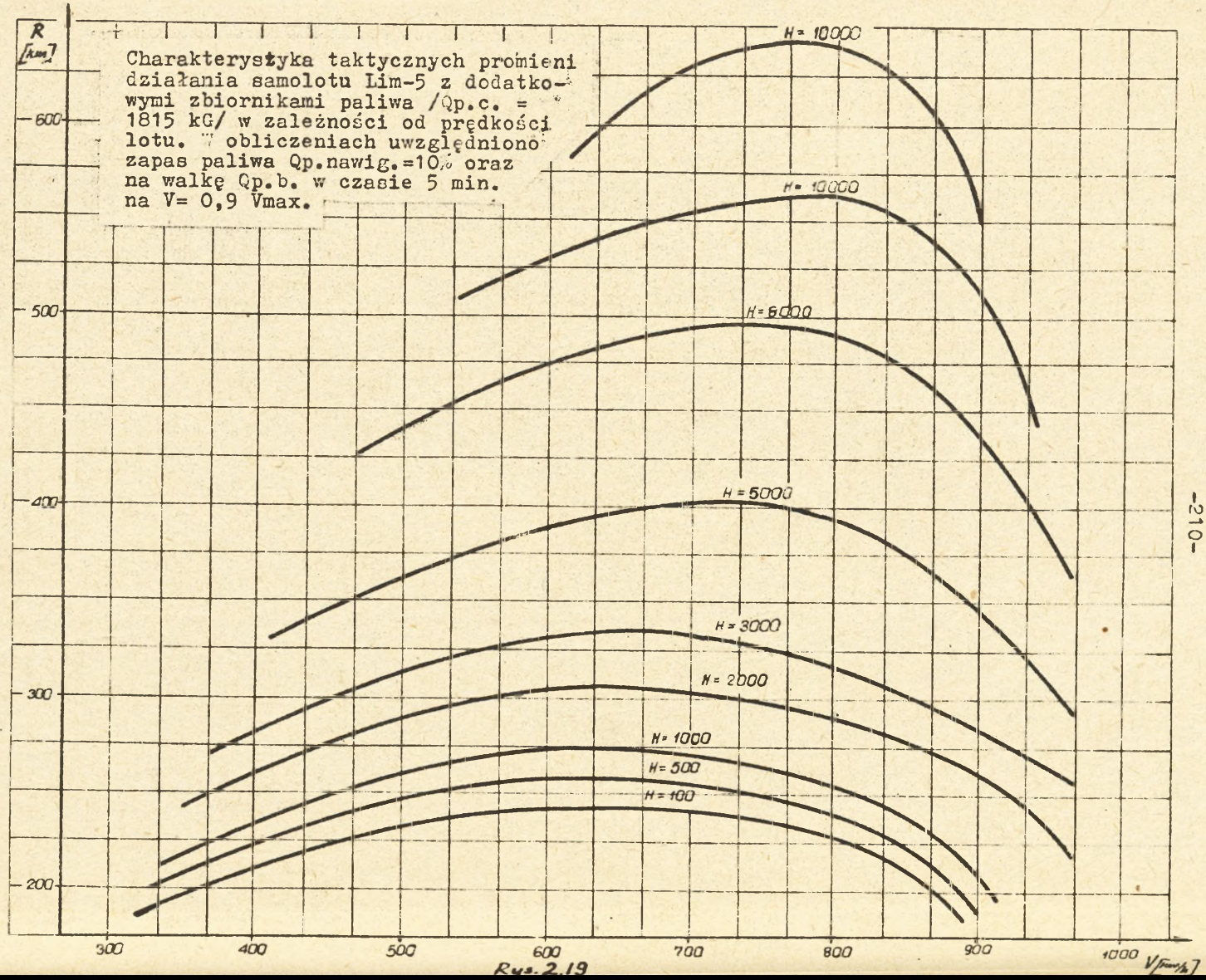

Rys. 2.16

Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-5 bez dodatkowych zbiorników paliwa /Qp.c.=1155 kG/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10 % oraz na walkę w czasie 10 minut : w tym 5 min. na Vmax oraz 5 min na V=Vmax.zasięgu.



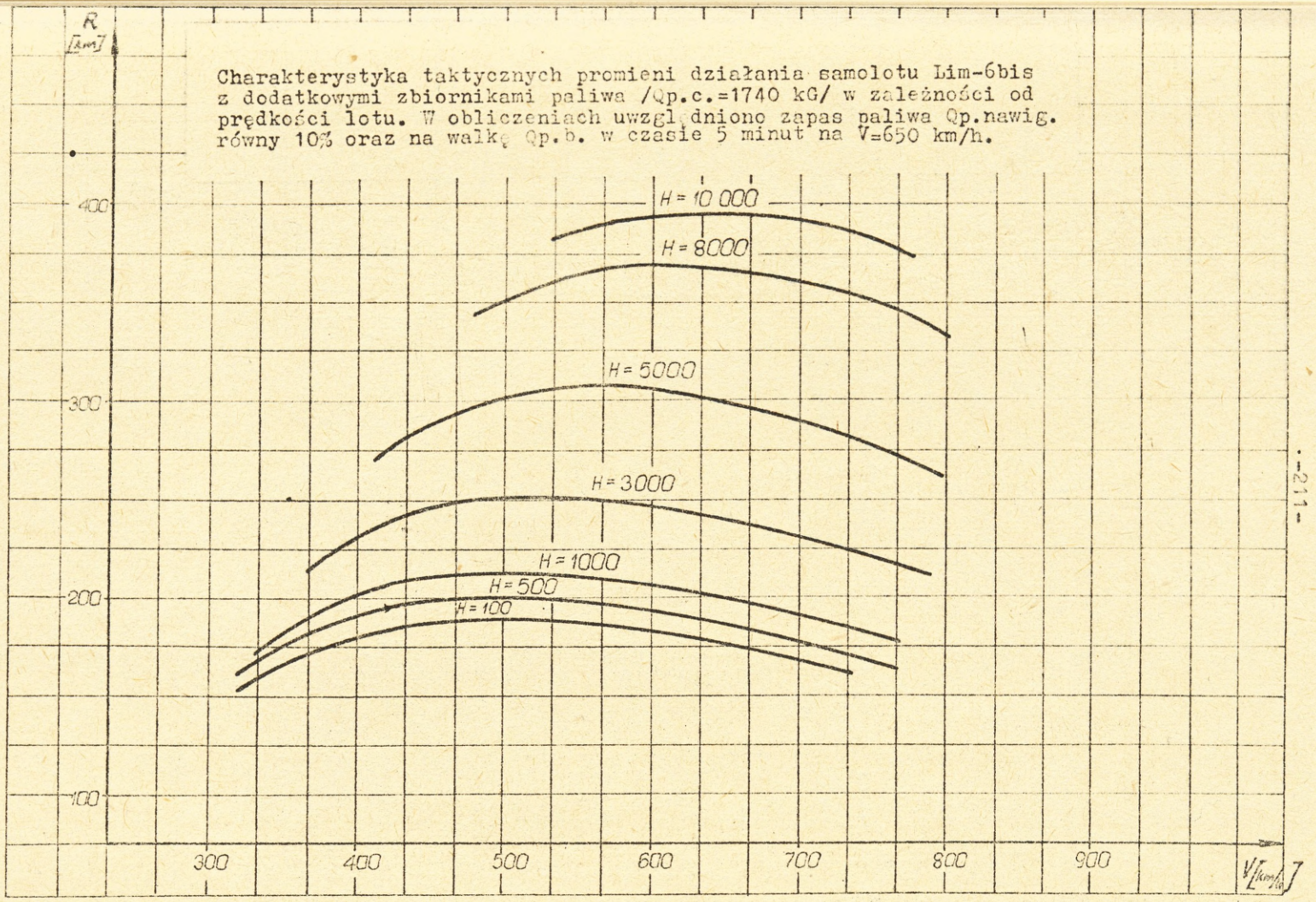

R [km]
Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-5 z dodatkowymi zbiornikami paliwa /Qp.c. = 1815 kG/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 10 min., w tym 5 min na V=Vmax. oraz 5 min. na V=Vmax.zasięgu lotu.
H = 18 000
H = 10000
H = 8000
H = 5000
H = 3000
H = 2000
H = 1000
H = 500
H = 100
500
400
300
200
300
400
500
600
700
800
900
1000
V [km/h]

Rys. 2.18

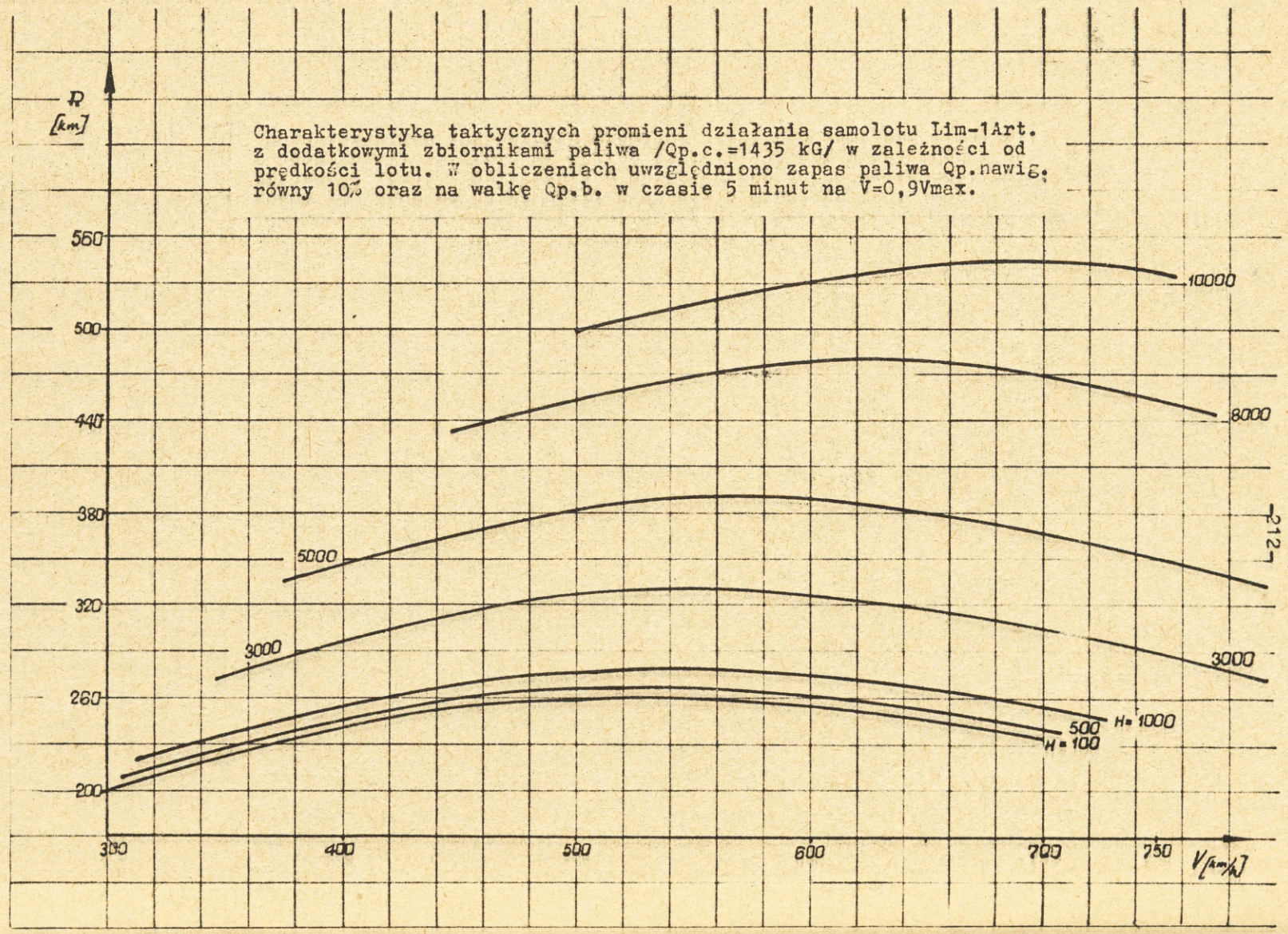



Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-5 z dodatkowymi zbiornikami paliwa /Qp.c. = 1815 kG/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 min. na V= 0,9 Vmax.

Rys. 2.19


Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-6bis z dodatkowymi zbiornikami paliwa /Qp.c.=1740 kG/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig. równy 10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 minut na V=650 km/h.
R [km]
400
300
200
100
H = 10 000
H = 8000
H = 5000
H = 3000
H = 1000
H = 500
H = 100
300
400
500
600
700
800
900
V [km/h]

Rys. 2.20


R
[km]
Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Lim-1Art.
z dodatkowymi zbiornikami paliwa /Qp.c.=1435 kG/ w zależności od
prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.
równy 10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 minut na V=0,9Vmax.
560
500
440
380
320
260
200
10000
8000
5000
3000
3000
500
H= 1000
H = 100
300
400
500
600
700
750
V[km/h]
212

Rys. 3.21

## 2.5. Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu MiG-19.

Dane obliczeniowe.

1. Zapas paliwa potrzebny na walkę powietrzną określono dla warunków, gdy walka powietrzna odbywa się w ciągu 5 min. przy prędkości maksymalnej i 5 minut przy prędkości maksymalnego zasięgu.

2. Pojemność głównych zbiorników na samolocie wynosi 2090 l /1735 kG/, a łącznie ze zbiornikami dodatkowymi 3290 l /2730 kG/ przy ciężarze właściwym paliwa 0,83 $\frac{G}{cm^3}$.

3. Aeronawigacyjny zapas paliwa:

   - dla $Q_c$ = 1735 kG - 173 kG
   - dla $Q_c$ = 2730 kG - 273 kG

4. Ilość paliwa zużywana podczas pracy silników na ziemi w czasie 7 min. - 110 kG.

5. Ilość paliwa zużywana podczas lotu samolotu po kręgu w czasie 4 min. - 110 kG.

6. Pozostała ilość paliwa w głównych zbiornikach - 10 kG.

7. Przy obliczeniu promienia działania i długotrwałości lotu samolotów w locie grupowym wykorzystano dane do samolotu pojedynczego zmniejszając je dla:

   - klucza o 7%
   - eskadry o 10%

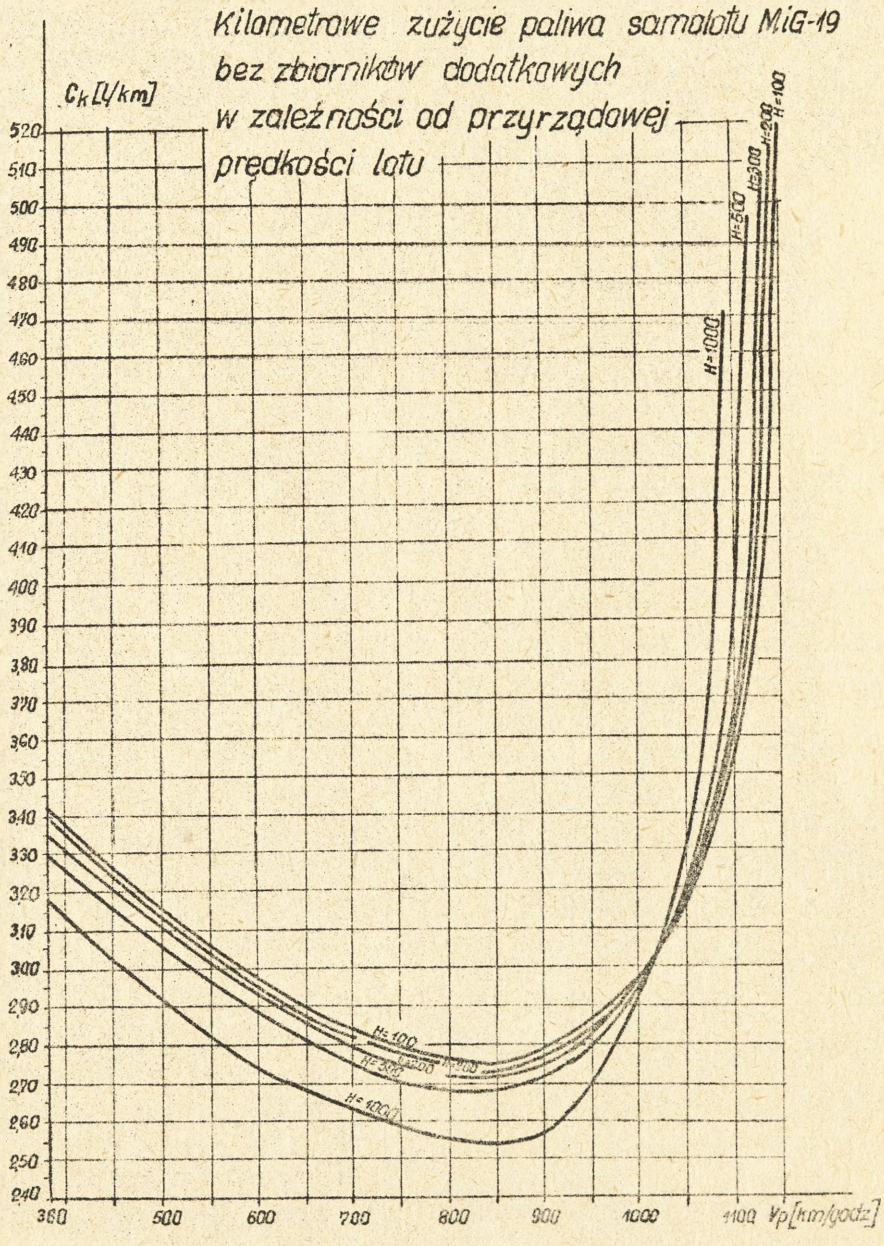
   Promień działania i długotrwałość lotu pary samolotów przyjęto jak dla samolotu pojedynczego.

8. Przy obliczeniu lotu ze zbiornikami dodatkowymi zrzucanymi po opróżnieniu ich z paliwa należy zwiększyć promień działania i długotrwałość lotu przy tej samej prędkości:

   - dla wysokości lotu do 5000 m o 6%
   - dla wysokości lotu powyżej 5000 m o 9%

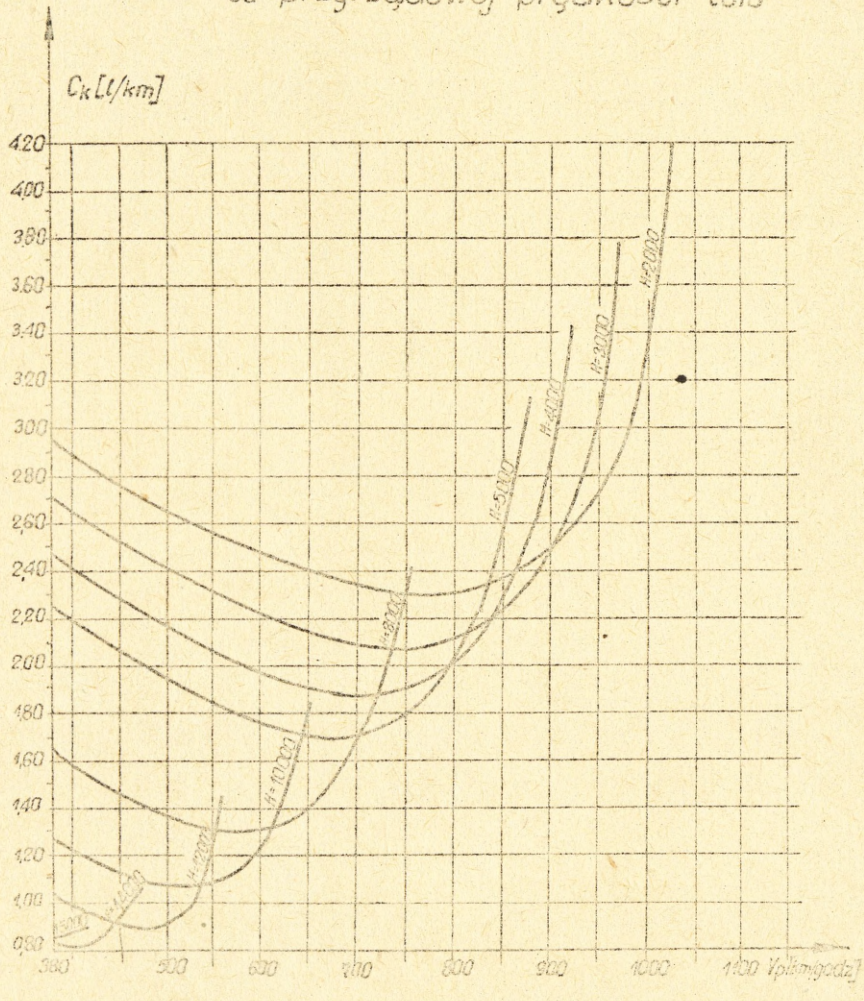
9. Zbiórka samolotów odbywa się metodą dopędzania w kierunku celu.

10. Obliczenie promienia działania i długotrwałości lotu przeprowadzono dla przypadku, gdy start i wznoszenie do wysokości 5000 m odbywa się na maksymalnym zakresie pracy silników, a wyżej na dopalaniu.

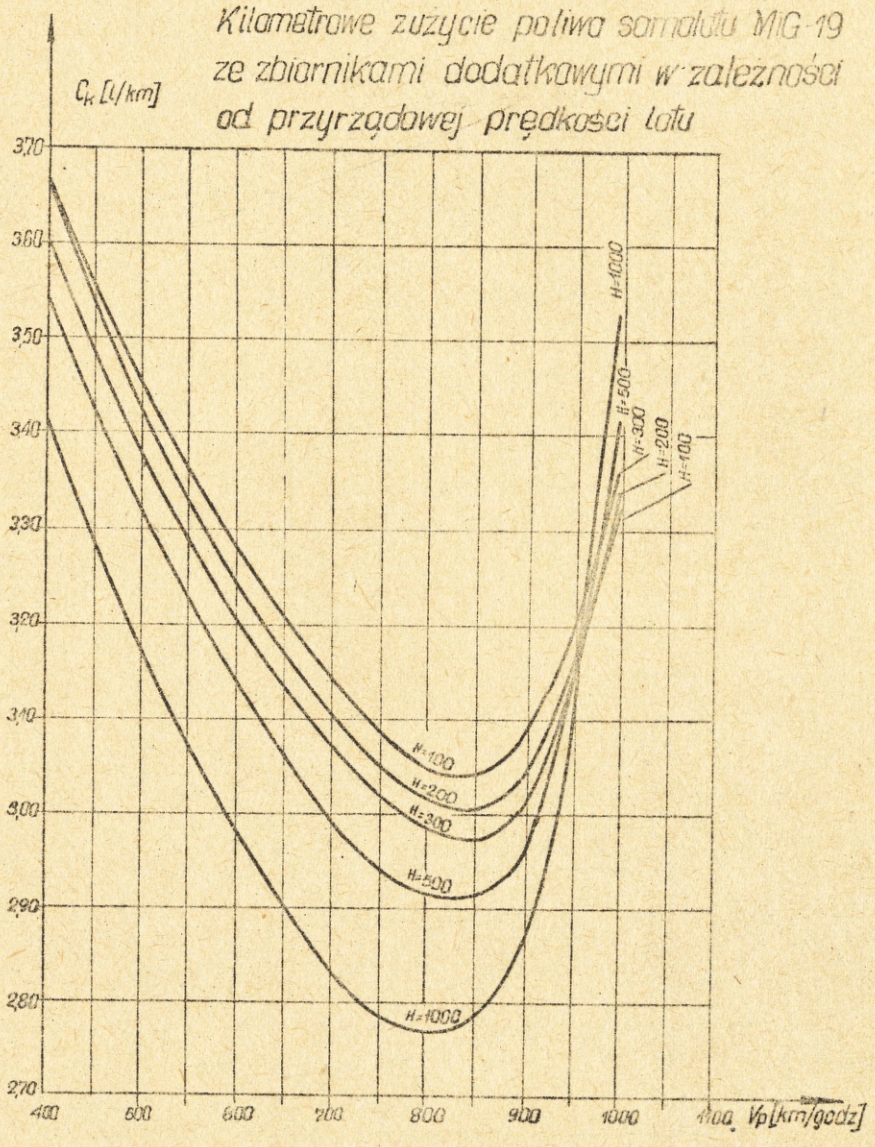

Kilometrowe zużycie paliwa samolotu MiG-19
bez zbiorników dodatkowych
w zależności od przyrządowej
prędkości lotu
$C_k$ [l/km]
520
510
500
490
480
470
460
450
440
430
420
410
400
390
380
370
360
350
340
330
320
310
300
290
280
270
260
250
240
360
500
600
700
800
900
1000
1100
$V_p$ [km/godz]
H=100
H=300
H=500
H=1000

Rys. 2.22

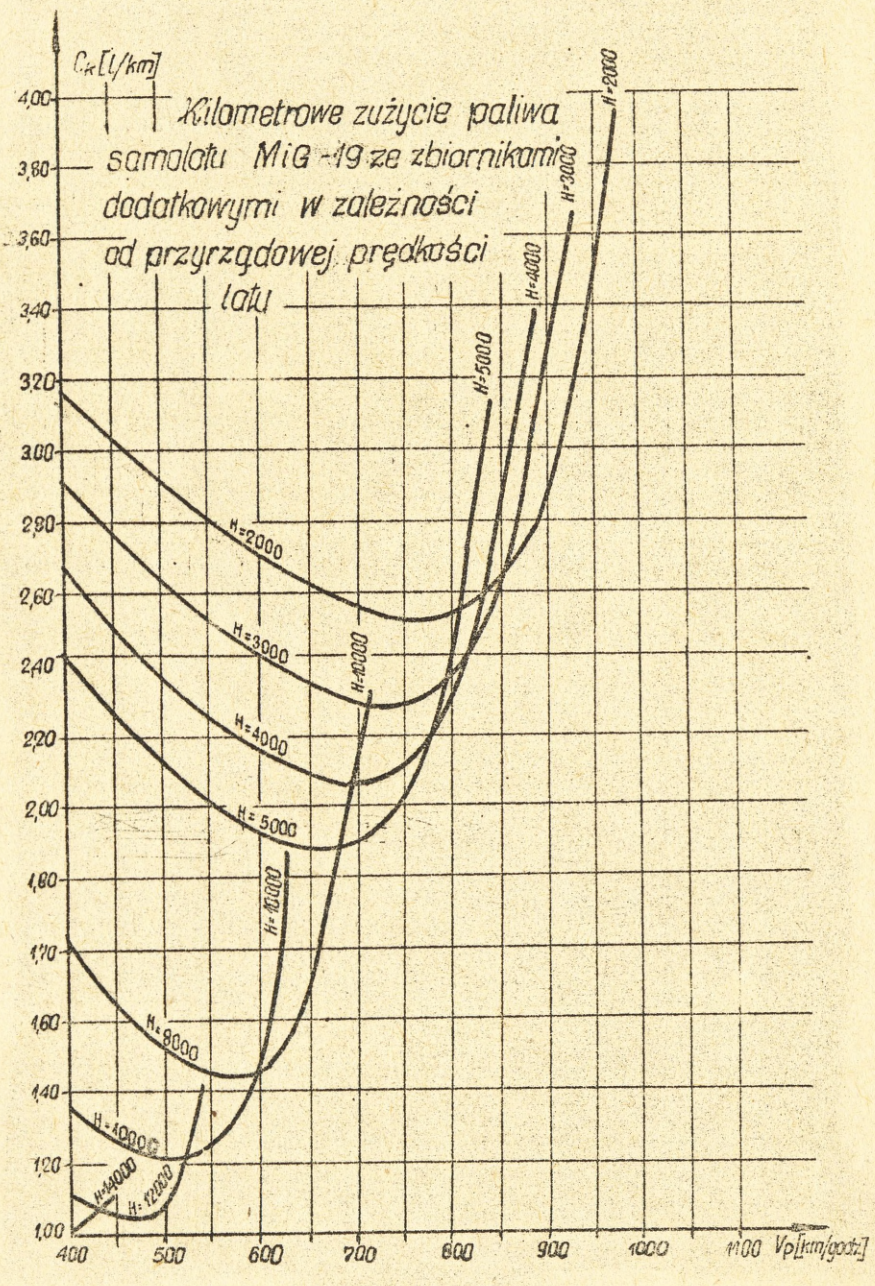
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu MiG-19 bez zbiorników dodatkowych w zależności od przyrządowej prędkości lotu




Rys. 2.23


Kilometrowe zużycie paliwa samolotu MIG-19
ze zbiornikami dodatkowymi w zależności
od przyrządowej prędkości lotu
$C_k$ [l/km]
370
360
350
340
330
320
310
300
290
280
270
400
500
600
700
800
900
1000
1100
Vp[km/godz]
H=4000
H=500
H=300
H=200
H=100
H=100
H=200
H=300
H=500
H=1000

Rys. 2.24


Cx [l/km]
Kilometrowe zużycie paliwa samolotu MiG-19 ze zbiornikami dodatkowymi w zależności od przyrządowej prędkości lotu
4,00
3,80
3,60
3,40
3,20
3,00
2,80
2,60
2,40
2,20
2,00
1,80
1,70
1,60
1,40
1,20
1,00
400
500
600
700
800
900
1000
1100
Vp [km/godz]
H=2000
H=3000
H=4000
H=5000
H=8000
H=10000
H=12000
H=14000

Rys. 2.25

11. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i przybyta droga podczas startu i wznoszenia bez dodatkowych zbiorników, na maksymalnym zakresie pracy silników oraz na maksymalnym zakresie pracy silników do wysokości 5000 m, a wyżej - na dopalaniu.

Tabela 23

| Wysokość lotu m | Na maksymalnym zakresie pracy silników przy prędkości rzeczywistej $V_{rz}$ = 930 km/h | | | Na maksymalnym zakresie pracy silników do wysokości 5000 m, przy prędkości rzeczywistej $V_{rz}$ = 930 km/h, a wyżej na dopalaniu przy liczbie Ma = 0,88. | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | zużycie paliwa /kg/ | droga /km/ | czas /min/ | zużycie paliwa /kg/ | droga /km/ | Czas /min/ |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| 100 | - | - | - | 106 | 1,0 | 1,0 |
| 200 | - | - | - | 108 | 1,0 | 1,0 |
| 300 | - | - | - | 110 | 1,5 | 1,0 |
| 500 | - | - | - | 112 | 2,5 | 1,1 |
| 1000 | 120 | 5 | 1,2 | 120 | 5 | 1,2 |
| 2000 | 135 | 10 | 1,4 | 135 | 10 | 1,4 |
| 3000 | 150 | 15 | 1,6 | 150 | 15 | 1,6 |
| 4000 | 165 | 20 | 1,8 | 165 | 20 | 1,8 |
| 5000 | 180 | 25 | 1,9 | 180 | 25 | 1,9 |
| 6000 | 190 | 30 | 2,1 | 195 | 30 | 2,1 |
| 7000 | 200 | 35 | 2,4 | 215 | 30 | 2,3 |
| 8000 | 215 | 40 | 2,7 | 235 | 35 | 2,5 |
| 9000 | 230 | 45 | 3,0 | 255 | 35 | 2,7 |
| 10000 | 250 | 50 | 3,4 | 275 | 40 | 2,9 |
| 11000 | 265 | 55 | 3,8 | 295 | 45 | 3,1 |
| 12000 | 285 | 60 | 4,4 | 315 | 50 | 3,4 |
| 13000 | 305 | 75 | 5,1 | 335 | 55 | 3,8 |
| 14000 | 325 | 90 | 6,1 | 360 | 60 | 4,3 |
| 15000 | 370 | 120 | 8,1 | 385 | 80 | 4,8 |
| 16000 | - | - | - | 410 | 95 | 5,5 |
| 17000 | - | - | - | 455 | 115 | 6,9 |
| 17500 | - | - | - | 490 | 135 | 8,3 |

12. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i przebyta droga podczas startu i wznoszenia bez dodatkowych zbiorników na nominalnym zakresie pracy silników.

Tabela 24

| Wysokość lotu /m/ | Prędkość rzeczywista $V_{rz}$ = 900km/h | | |
|---|---|---|---|
| | zużycie paliwa /kG/ | Droga /km/ | Czas /min/ |
| 1000 | 140 | 10 | 2 |
| 3000 | 235 | 30 | 3 |
| 10000 | 325 | 60 | 5 |
| 12000 | 375 | 90 | 7 |
| 14000 | 455 | 160 | 11 |

U w a g a :

W obliczeniach droga zaokrąglona jest do 10 km, a czas do 1 min.

13. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i przebyta droga podczas startu i wznoszenie z dwoma dodatkowymi zbiornikami- każdy o pojemności 750 l, na maksymalnym zakresie pracy silników do wysokości 5000 m, a wyżej - na dopalaniu.

Tabela 25

| Wysokość lotu /m/ | Na maksymalnym zakresie pracy silników przy prędkości rzeczywistej $V_{rz}$ = 930 km/h | | | Na maksymalnym zakresie pracy silników do wysokości 5000 m, przy prędkości rzeczywistej $V_{rz}$ = 930 km/h a wyżej na dopalaniu przy liczbie Ma = 0,88. | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | Zużycie paliwa /kG/ | Droga /km/ | Czas /min/ | Zużycie paliwa /kG/ | Droga /km/ | Czas /min/ |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| 100 | - | - | - | 137 | 10 | 1 |
| 200 | - | - | - | 139 | 1,0 | 1,1 |
| 300 | - | - | - | 141 | 1,5 | 1,1 |
| 500 | - | - | - | 145 | 2,5 | 1,2 |
| 1000 | 155 | 5 | 1,5 | 155 | 5 | 1,5 |
| 2000 | 175 | 10 | 1,8 | 175 | 10 | 1,8 |
| 3000 | 195 | 15 | 2,0 | 195 | 15 | 2,0 |
| 4000 | 215 | 20 | 2,3 | 215 | 20 | 2,3 |
| 5000 | 240 | 25 | 2,6 | 240 | 25 | 2,6 |
| 6000 | 260 | 30 | 2,9 | 260 | 30 | 2,9 |
| 7000 | 280 | 35 | 3,3 | 280 | 35 | 3,1 |
| 8000 | 300 | 40 | 3,7 | 300 | 40 | 3,0 |
| 9000 | 320 | 50 | 4,1 | 325 | 45 | 3,0 |
| 10000 | 345 | 60 | 4,7 | 350 | 50 | 3,8 |
| 11000 | 370 | 70 | 5,7 | 380 | 60 | 4,2 |
| 12000 | 400 | 90 | 6,7 | 415 | 70 | 4,6 |
| 13000 | 450 | 120 | 8,1 | 450 | 80 | 5,1 |
| 14000 | 510 | 160 | 11,0 | 480 | 90 | 5,3 |
| 15000 | - | - | - | 540 | 110 | 6,9 |
| 16000 | - | - | - | 640 | 150 | 9,5 |

U w a g a:

Podczas wznoszenia się na maksymalnym zakresie pracy silników do wysokości 14000 m, czas wznoszenia przewyższa dopuszczalny czas nieprzerwanej pracy silników na zakresie maksymalnym /10 min/, w związku z czym wyniki obliczeń podano w tabeli dla wysokości 14000 m uwzględniając 1 - minutowe przejście na wysokości 10000 m do zakresu nominalnego i po upływie tego czasu - ponowne przejście na zakres maksymalny.

14. Warunki lotu, zużycie paliwa, czas i przebyta droga podczas szybowania bez dodatkowych zbiorników i z dodatkowymi zbiornikami.

Tabela 26

| Wysokość lotu w m | Dźwignie gazu znajdują się na oporach małego gazu /w położeniu "mały gaz"/. Hamulce aerodynamiczne schowane. | | | |
|---|---|---|---|---|
| | Przyrządowa prędkość lotu w km/h | Zużycie paliwa w kG | Droga w km | Czas w min. |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 100 | 7000 | 1 | 1,0 | - |
| 200 | 700 | 1,5 | 1,0 | - |
| 300 | 700 | 2 | 1,5 | 0,1 |
| 500 | 700 | 2,5 | 2,5 | 0,2 |
| 1000 | 700 | 5 | 5 | 0,5 |
| 2000 | 700 | 15 | 10 | 1,5 |
| 3000 | 700 | 25 | 20 | 2,5 |
| 4000 | 700 | 30 | 30 | 3,5 |
| 5000 | 700 | 35 | 45 | 4,0 |
| 6000 | 650 | 40 | 55 | 4,5 |
| 7000 | 650 | 45 | 65 | 5,0 |
| 8000 | 650 | 50 | 75 | 5,5 |
| 9000 | 650 | 60 | 85 | 6,5 |
| 10000 | 600 | 65 | 90 | 7,0 |
| 11000 | 550 | 70 | 95 | 7,5 |
| 12000 | 550 | 75 | 100 | 8,0 |
| 13000 | 450 | 80 | 105 | 8,5 |
| 14000 | 450 | 85 | 110 | 9,0 |
| 15000 | 450 | 90 | 120 | 9,5 |
| 16000 | 400 | 95 | 125 | 10,0 |
| 17000 | 400 | 100 | 130 | 10,5 |
| 17500 | 400 | 105 | 135 | 11,0 |

Promienie działania i długotrwałości lotu samolotu MiG-19, bez zbiorników dodatkowych. Ciężar startowy s-tu - 7400 kG.
Całkowity zapas paliwa - 1735 kG.

*Tabela 27*

| Warunki lotu | Prędkość s-tu /km/godz./ | | Kilometrowe zużycie paliwa /kG/km/ | Godzinowe zużycie paliwa /kG/godz. | Promień działania samolotu /km/ | | | Długotrwałość lotu samol. /min/ | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | przyrządowa | rzeczywista | | | pojedynczego | klucza | eskadry | pojedynczego | klucza | eskadry |
| | | | H = 100 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 812 /kG/; | $Q_p$ = 414 /kG/; | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 1144 | 1163 | 6,43 | 7490 | 33 | 31 | 30 | 18 | 17 | 17 |
| Nom.zakres pracy silnika | 1144 | 1163 | 5,22 | 6420 | 41 | 38 | 37 | 19 | 18 | 18 |
| 0,9 V max | 1029 | 1040 | 3,08 | 3202 | 68 | 63 | 61 | 23 | 22 | 22 |
| | 950 | 962 | 2,88 | 2775 | 73 | 68 | 66 | 24 | 23 | 23 |
| | 900 | 914 | 2,80 | 2560 | 75 | 70 | 67 | 25 | 24 | 24 |
| Max.zasięg | 845 | 858 | 2,76 | 2365 | 76 | 71 | 68 | 26 | 25 | 24 |
| | 700 | 712 | 2,86 | 2038 | 74 | 69 | 67 | 27 | 26 | 25 |
| | 600 | 612 | 2,98 | 1820 | 71 | 66 | 64 | 29 | 28 | 27 |
| | 500 | 512 | 3,16 | 1615 | 67 | 62 | 60 | 30 | 29 | 28 |
| Max.długotrw. | 380 | 392 | 3,42 | 1340 | 61 | 57 | 55 | 34 | 32 | 32 |
| | | | H = 200 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 802 /kG/; | $Q_p$ = 422 /kG/; | | | | | | |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. zakres pracy silnika | 1138 | 1164 | 6,37 | 7420 | 35 | 33 | 31 | 18 | 17 | 17 |
| Nom.zakres pracy silnika | 1138 | 1164 | 5,15 | 6000 | 43 | 40 | 39 | 19 | 18 | 18 |
| 0,9 V max | 1024 | 1045 | 3,06 | 3199 | 77 | 66 | 64 | 23 | 22 | 22 |
| | 1000 | 1020 | 2,98 | 3020 | 73 | 68 | 66 | 23 | 22 | 22 |
| | 950 | 970 | 2,85 | 2762 | 76 | 71 | 68 | 24 | 23 | 23 |
| | 900 | 920 | 2,77 | 2543 | 78 | 73 | 70 | 25 | 24 | 24 |
| Max.zasięg | 842 | 860 | 2,73 | 2375 | 79 | 74 | 71 | 26 | 25 | 24 |
| | 700 | 715 | 2,82 | 2018 | 77 | 72 | 69 | 28 | 27 | 26 |
| | 600 | 615 | 2,94 | 1810 | 74 | 69 | 67 | 39 | 28 | 27 |
| | 500 | 515 | 3,14 | 1618 | 70 | 65 | 63 | 31 | 30 | 29 |
| Max.długotrw. | 380 | 393 | 3,39 | 1332 | 64 | 59 | 58 | 34 | 32 | 32 |
| | | | H = 300 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 793 /kG/ ; $Q_p$ = 430 /kG/ ; | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 1130 | 1163 | 6,29 | 7320 | 36 | 33 | 32 | 19 | 18 | 18 |
| Nom.zakres pracy silnika | 1130 | 1163 | 5,09 | 5925 | 41 | 38 | 37 | 19 | 18 | 18 |
| 0,9 V max | 1020 | 1057 | 3,04 | 3208 | 73 | 68 | 66 | 23 | 22 | 22 |
| | 1000 | 1025 | 2,97 | 3042 | 75 | 70 | 68 | 23 | 22 | 22 |
| | 950 | 972 | 2,83 | 2750 | 78 | 73 | 70 | 24 | 23 | 23 |
| | 900 | 921 | 2,75 | 2532 | 80 | 74 | 72 | 25 | 24 | 24 |
| Max.zasięg | 840 | 860 | 2,71 | 2330 | 82 | 76 | 74 | 26 | 25 | 24 |
| | 700 | 720 | 2,80 | 2016 | 79 | 73 | 71 | 28 | 27 | 26 |
| | 600 | 620 | 2,93 | 1830 | 75 | 70 | 68 | 29 | 28 | 27 |
| | 500 | 517 | 3,12 | 1612 | 71 | 66 | 64 | 31 | 20 | 29 |
| Max.długotrw. | 380 | 396 | 3,36 | 1330 | 66 | 61 | 59 | 35 | 33 | 32 |
| | | | H = 500 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 774 /kG/ ; $Q_p$ = 445 /kG/ ; | | | | | | | |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom.zakres pracy silnika 0,9 V max | 1117 | 1162 | 4,96 | 5765 | 48 | 45 | 43 | 20 | 19 | 19 |
| | 1012 | 1043 | 3,00 | 3130 | 77 | 72 | 69 | 24 | 23 | 23 |
| | 950 | 980 | 2,80 | 2741 | 82 | 76 | 74 | 25 | 24 | 24 |
| | 900 | 930 | 2,72 | 2503 | 85 | 79 | 76 | 26 | 25 | 24 |
| | 850 | 879 | 2,68 | 2352 | 86 | 80 | 77 | 26 | 25 | 24 |
| | 827 | 855 | 2,67 | 2292 | 86 | 80 | 77 | 27 | 26 | 25 |
| | 700 | 726 | 2,76 | 2000 | 84 | 78 | 76 | 28 | 27 | 26 |
| | 600 | 623 | 2,88 | 1792 | 80 | 74 | 72 | 30 | 29 | 28 |
| | 500 | 521 | 3,06 | 1595 | 76 | 71 | 68 | 32 | 30 | 30 |
| Max.długotrw. | 380 | 400 | 3,31 | 1325 | 70 | 65 | 63 | 36 | 34 | 33 |
| | | | H = 1000 /m/ | | | | | | | |
| | | | $Q_b$ = 746 /kG/ ; $Q_p$ = 461/kG/ ; | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 1085 | 1156 | 5,83 | 6730 | 45 | 41 | 41 | 20 | 19 | 19 |
| Nom.zakres pracy silnika 0,9 V max | 1085 | 1156 | 4,67 | 5398 | 53 | 49 | 48 | 21 | 20 | 20 |
| | 990 | 1042 | 2,89 | 3010 | 85 | 79 | 77 | 25 | 24 | 24 |
| | 900 | 950 | 2,57 | 2440 | 95 | 88 | 86 | 27 | 26 | 25 |
| Max.zasięg | 820 | 865 | 2,55 | 2205 | 95 | 88 | 86 | 28 | 27 | 26 |
| | 700 | 742 | 2,63 | 1965 | 92 | 86 | 83 | 30 | 29 | 27 |
| | 600 | 640 | 2,74 | 1753 | 89 | 83 | 80 | 31 | 30 | 29 |
| | 500 | 535 | 2,91 | 1558 | 83 | 77 | 75 | 33 | 31 | 31 |
| Max.długotrw. | 380 | 410 | 3,19 | 1318 | 77 | 72 | 69 | 37 | 35 | 34 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | H = 2000 /m/ $Q_b$ = 667 /KG/; $Q_p$ = 461 /kG/; | | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 1031 | 1145 | 5,26 | 6050 | 59 | 55 | 53 | 22 | 21 | 20 |
| Kom zakres pracy silnika | 1031 | 1145 | 4,20 | 4802 | 71 | 66 | 64 | 23 | 22 | 21 |
| 0,9 $V_{max}$ | 948 | 1040 | 2,68 | 2790 | 106 | 99 | 95 | 28 | 27 | 26 |
| | 900 | 987 | 2,49 | 2455 | 113 | 105 | 102 | 29 | 28 | 27 |
| | 850 | 931 | 2,36 | 2195 | 119 | 111 | 107 | 31 | 29 | 29 |
| Max. zasięg | 785 | 866 | 2,30 | 1990 | 121 | 112 | 109 | 32 | 30 | 30 |
| | 650 | 720 | 24,1 | 1735 | 117 | 118 | 105 | 35 | 33 | 33 |
| | 600 | 667 | 2,48 | 1655 | 114 | 106 | 103 | 36 | 34 | 33 |
| | 500 | 558 | 2,64 | 1472 | 100 | 93 | 90 | 38 | 36 | 35 |
| Max. długotrw. | 380 | 430 | 2,94 | 1265 | 98 | 91 | 88 | 31 | 39 | 38 |
| | H = 3000/m/ $Q_b$= 603 /KG/; $Q_p$ = 554 /KG/; | | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 975 | 1130 | 4,81 | 5440 | 75 | 70 | 68 | 24 | 23 | 23 |
| Nom. zakres pracy silnika | 975 | 1130 | 3,77 | 4250 | 91 | 85 | 82 | 26 | 25 | 24 |
| 0,9 $V_{max}$ | 902 | 1031 | 2,47 | 2543 | 129 | 120 | 116 | 31 | 29 | 29 |
| | 850 | 975 | 2,22 | 2165 | 142 | 132 | 128 | 33 | 31 | 31 |
| Max. zasięg | 749 | 862 | 2,07 | 1782 | 151 | 140 | 136 | 37 | 35 | 34 |
| | 600 | 695 | 2,22 | 1541 | 142 | 132 | 128 | 31 | 29 | 28 |
| | 500 | 583 | 2,40 | 1398 | 132 | 123 | 119 | 43 | 41 | 40 |
| Max. długotrw. | 380 | 452 | 2,71 | 1225 | 119 | 111 | 107 | 45 | 43 | 42 |
| | H = 4000/m/; $Q_b$ = 554 /kG/; $Q_p$ = 583 /kG/; | | | | | | | | | |
| Max. zakres pracy silnika | 929 | 1128 | 4,43 | 5000 | 85 | 79 | 77 | 26 | 25 | 24 |
| Nom. zakres pracy silnika | 929 | 1128 | 3,42 | 3850 | 110 | 102 | 99 | 28 | 27 | 26 |
| 0,9 $V_{max}$ | 854 | 1020 | 2,25 | 2294 | 155 | 144 | 140 | 35 | 33 | 33 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 800 | 960 | 2,03 | 1950 | 169 | 157 | 152 | 37 | 35 | 34 |
| | 750 | 902 | 1,91 | 1720 | 178 | 165 | 160 | 40 | 38 | 37 |
| Max.zasięg | 712 | 860 | 1,86 | 1600 | 182 | 169 | 164 | 41 | 39 | 38 |
| | 600 | 730 | 1,97 | 1438 | 173 | 161 | 156 | 44 | 42 | 41 |
| | 500 | 612 | 2,17 | 1327 | 160 | 149 | 144 | 46 | 44 | 42 |
| Max.długotrw. | 380 | 473 | 2,48 | 1173 | 143 | 133 | 129 | 49 | 46 | 45 |
| | | | | H = 5000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 500 /kG/; $Q_p$ = 617 /kG/; | | | | | | |
| Max.zakresu pracy silnika | 880 | 1120 | 4,05 | 4530 | 111 | 103 | 100 | 28 | 27 | 26 |
| Nom.zakres pracy silnika | 880 | 1120 | 3,09 | 3460 | 135 | 126 | 121 | 30 | 29 | 28 |
| 0,9 $V_{max}$ | 805 | 1012 | 2,03 | 2055 | 187 | 174 | 168 | 38 | 36 | 35 |
| Nom. zasięgu | 680 | 860 | 1,69 | 1452 | 217 | 202 | 195 | 45 | 43 | 42 |
| | 600 | 762 | 1,76 | 1340 | 210 | 195 | 189 | 47 | 44 | 43 |
| | 500 | 640 | 1,94 | 1240 | 194 | 180 | 175 | 50 | 47 | 46 |
| Max.długotrw. | 380 | 495 | 2,25 | 1113 | 172 | 160 | 155 | 53 | 50 | 49 |
| | | | | H = 8000 /kG/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 394 /kG/; $Q_p$ = 676 /kG/; | | | | | | |
| praca siln.z dopalan. | 1090 | 1415 | 5,40 | 7650 | 120 | 112 | 108 | 27 | 26 | 25 |
| Max.zakres pracy silnika | 753 | 1113 | 3,10 | 3450 | 166 | 154 | 149 | 34 | 32 | 32 |
| Nom.zakres pracy silnika | 753 | 1113 | 2,32 | 2580 | 213 | 198 | 192 | 38 | 36 | 35 |
| 0,9 $V_{max}$ | 652 | 950 | 1,42 | 1362 | 295 | 274 | 266 | 52 | 49 | 48 |
| | 600 | 887 | 1,31 | 1160 | 315 | 293 | 284 | 57 | 54 | 52 |
| Max.Zasięgu | 585 | 863 | 1,30 | 1120 | 317 | 295 | 286 | 58 | 55 | 53 |
| | 500 | 745 | 1,37 | 1020 | 304 | 283 | 274 | 62 | 58 | 57 |
| Max.długotrw. | 380 | 585 | 1,63 | 953 | 264 | 245 | 238 | 65 | 61 | 60 |
| | | | | H = 10000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 294 /kG/; $Q_p$ = 718 /KG/; | | | | | | |
| Praca siln.z dopalan. | 940 | 1403 | 4,42 | 6200 | 151 | 140 | 136 | 31 | 30 | 29 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. zakres pracy silnika | 650 | 1078 | 2,42 | 2602 | 218 | 203 | 196 | 40 | 38 | 37 |
| Nom. zakres prący silnika | 650 | 1078 | 1,84 | 1980 | 265 | 246 | 239 | 46 | 43 | 42 |
| 0,9 $V_{max}$ | 590 | 970 | 1,20 | 1163 | 369 | 343 | 332 | 62 | 58 | 57 |
| Max. Zasięgu | 520 | 860 | 1,08 | 928 | 402 | 374 | 362 | 71 | 67 | 65 |
| | 450 | 760 | 1,12 | 850 | 391 | 364 | 353 | 75 | 70 | 68 |
| Max. długotrw. | 380 | 655 | 1,26 | 825 | 355 | 350 | 320 | 76 | 71 | 69 |
| H = 12 000 /m/ | | | | | | | | | | |
| $Q_b$ = 230 /kG/; $Q_p$ = 742 /kG/ | | | | | | | | | | |
| Praca siln. z odpalan. | 800 | 1382 | 3,44 | 4750 | 183 | 170 | 165 | 35 | 33 | 32 |
| Max. zakres pracy siln. | 555 | 1050 | 1,83 | 1920 | 275 | 256 | 248 | 52 | 49 | 48 |
| Nom. zakres pracy siln. | 555 | 1050 | 1,43 | 1475 | 332 | 309 | 299 | 56 | 53 | 51 |
| 0,9 $V_{max}$ | 505 | 940 | 0,92 | 863 | 467 | 434 | 420 | 77 | 72 | 70 |
| Max. zasięg | 480 | 907 | 0,90 | 815 | 476 | 443 | 428 | 80 | 75 | 73 |
| Max. długotrw. | 380 | 735 | 1,01 | 743 | 432 | 402 | 389 | 85 | 80 | 77 |
| H = 14 000 /kG/ | | | | | | | | | | |
| $Q_b$ = 178 /kG/; $Q_p$ = 709 /kG/ | | | | | | | | | | |
| Praca siln. z dopalan. | 650 | 1341 | 2,48 | 3320 | 243 | 226 | 219 | 40 | 38 | 37 |
| Max. zakres pracy siln. | 460 | 1020 | 1,36 | 1389 | 359 | 334 | 323 | 58 | 55 | 53 |
| Nom. zakres pracy siln. | 460 | 1020 | 1,07 | 1090 | 431 | 401 | 388 | 66 | 62 | 60 |
| 0,9 $V_{max}$ | 420 | 920 | 0,83 | 763 | 527 | 490 | 475 | 82 | 78 | 76 |
| Max. Zasięgu | 400 | 885 | 0,82 | 725 | 531 | 494 | 478 | 86 | 81 | 78 |
| Max. długotrw. | 380 | 840 | 0,83 | 688 | 527 | 490 | 475 | 89 | 84 | 81 |
| H = 15 000 /M/ | | | | | | | | | | |
| $Q_b$ = 165 /kG/; $Q_p$ = 692 /kG/ | | | | | | | | | | |
| Praca siln. z odapaln. | 580 | 1295 | 2,01 | 2600 | 292 | 272 | 263 | 44 | 42 | 41 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Max. zakres pracy silnika | 415 | 980 | | 1185 | 406 | 377 | 365 | 63 | 59 | 58 |
| Nom. zakres pracy silnika | 415 | 980 | 0,89 | 873 | 509 | 473 | 458 | 74 | 70 | 68 |
| Max. zasięgu | 400 | 940 | 0,87 | 817 | 517 | 480 | 465 | 79 | 74 | 72 |
| Max. długotrw. | 380 | 900 | 0,86 | 773 | 522 | 485 | 470 | 82 | 77 | 75 |

Promienie działania długotrwałości lotu samolotu MiG-19 ze zbiornikami doatkowymi. Całkowity zapas paliwa - 2730 kG. Ciężar startowy - 8490 kG.

*Tabela 28*

| Warunki lotu | Prędkość s-tu /km/godz/ | | Kilometrowe zużycie paliwa /kG/godz./ | Godzinowe zużycie paliwa /kG/godz/ | Promień działania s-tu /km/ | | | Długotrwałość lotu s-tu /min./ | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | przyrządowa | rzeczywista | | | pojedynczego | klucza | eskadry | pojedynczego | klucza | eskadry |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| | | | H = 100 /m/ $Q_b$ = 500 /kG/; $Q_p$ = 1590 /kG/; | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 1000 | 1017 | 3,31 | 3363 | 241 | 224 | 217 | 34 | 32 | 31 |
| 0,9 $V_{max}$ | 981 | 996 | 3,27 | 3235 | 245 | 228 | 221 | 35 | 33 | 32 |
| | 900 | 914 | 3,08 | 2818 | 259 | 241 | 233 | 39 | 37 | 35 |
| Max. zasięg | 855 | 869 | 3,04 | 2640 | 263 | 245 | 237 | 41 | 39 | 37 |
| | 700 | 712 | 3,14 | 2238 | 254 | 236 | 229 | 47 | 44 | 42 |
| | 600 | 612 | 3,28 | 2008 | 243 | 226 | 219 | 53 | 50 | 48 |
| | 500 | 512 | 3,46 | 1770 | 231 | 215 | 208 | 59 | 55 | 53 |
| Max. długotrw. | 400 | 412 | 3,66 | 1530 | 218 | 203 | 196 | 68 | 64 | 61 |
| | | | H´= 200 /m/ $Q_b$= 501 /kG/; $Q_p$ = 1586 /kG/ | | | | | | | |
| Prędkość max. /organiczona/ | 1000 | 1020 | 3,34 | 3408 | 238 | 222 | 214 | 33 | 32 | 30 |
| | 978 | 998 | 3,25 | 3245 | 245 | 228 | 221 | 34 | 32 | 31 |
| | 900 | 920 | 3,04 | 2799 | 261 | 243 | 235 | 39 | 36 | 35 |
| Max. Zasięg | 850 | 870 | 3,00 | 2610 | 265 | 246 | 239 | 42 | 39 | 38 |
| | 700 | 715 | 3,10 | 2218 | 256 | 238 | 230 | 48 | 45 | 43 |
| | 600 | 615 | 3,24 | 1992 | 245 | 228 | 221 | 53 | 49 | 48 |
| | 500 | 515 | 3,42 | 1762 | 233 | 217 | 210 | 59 | 55 | 53 |
| Max. długotrw. | 400 | 413 | 3,63 | 1500 | 203 | 189 | 183 | 69 | 64 | 62 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | H = 300 /m/ $Q_b$ = 501 /kG/; $Q_p$ = 1584 /kG/ | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 1000 | 1025 | 3,36 | 3442 | 237 | 221 | 213 | 33 | 32 | 30 |
| | 973 | 995 | 3,23 | 3222 | 247 | 232 | 222 | 35 | 33 | 32 |
| | 900 | 921 | 3,01 | 2772 | 264 | 248 | 238 | 40 | 37 | 36 |
| Max. zasięg | 845 | 865 | 2,97 | 2568 | 268 | 252 | 241 | 42 | 39 | 38 |
| | 700 | 720 | 3,07 | 2210 | 260 | 244 | 234 | 48 | 45 | 43 |
| | 600 | 620 | 3,20 | 1985 | 249 | 234 | 224 | 53 | 49 | 48 |
| | 500 | 517 | 3,37 | 1740 | 237 | 220 | 213 | 60 | 56 | 54 |
| | 400 | 415 | 3-60 | 1494 | 222 | 206 | 200 | 69 | 64 | 62 |
| | | | H = 500 /m/ $Q_b$ = 503 /kG/; $Q_p$ = 1579 /kG/ | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 1000 | 1032 | 3,41 | 3515 | 234 | 218 | 211 | 32 | 30 | 29 |
| | 965 | 995 | 3,18 | 3162 | 253 | 235 | 228 | 35 | 33 | 31 |
| | 900 | 930 | 2,96 | 2751 | 270 | 251 | 243 | 40 | 37 | 36 |
| Max. zasięg | 837 | 867 | 2,91 | 2520 | 275 | 256 | 248 | 43 | 40 | 39 |
| | 700 | 726 | 2,99 | 2171 | 267 | 248 | 240 | 49 | 46 | 44 |
| | 600 | 623 | 3,13 | 1950 | 255 | 237 | 230 | 54 | 50 | 49 |
| | 500 | 521 | 3,32 | 1730 | 241 | 224 | 217 | 60 | 56 | 54 |
| Max. długotrw. | 400 | 420 | 3,54 | 1487 | 226 | 210 | 203 | 69 | 64 | 62 |
| | | | H = 1000 /m/ $Q_b$ = 508 /kG/; $Q_p$ = 1559 /kG/ | | | | | | | |
| Prędkość max. /ograniczona/ | 1000 | 1050 | 3,53 | 3710 | 226 | 210 | 203 | 31 | 29 | 28 |
| | 945 | 995 | 3,05 | 3040 | 260 | 242 | 234 | 37 | 34 | 33 |
| | 900 | 950 | 2,86 | 2720 | 277 | 258 | 249 | 40 | 37 | 36 |
| Max. zasięg | 820 | 865 | 2,77 | 2400 | 286 | 266 | 258 | 46 | 43 | 41 |
| | 700 | 742 | 2,83 | 2100 | 280 | 260 | 252 | 50 | 47 | 45 |
| | 600 | 640 | 2,99 | 1910 | 266 | 247 | 239 | 55 | 51 | 49 |
| | 500 | 535 | 3,17 | 1690 | 252 | 234 | 227 | 61 | 57 | 55 |
| Max. długotrw. | 400 | 430 | 3,41 | 1470 | 233 | 217 | 210 | 69 | 64 | 62 |

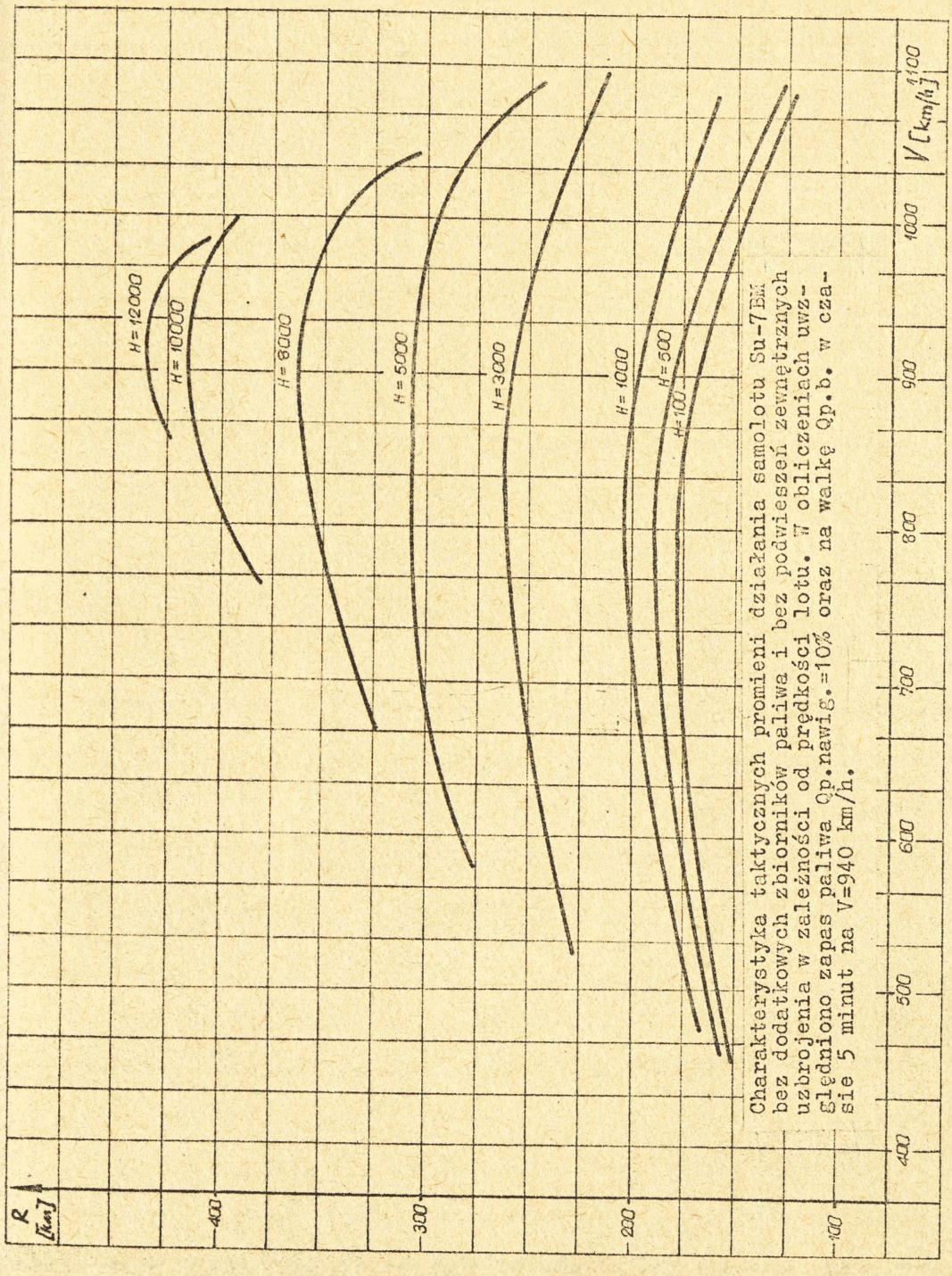
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | H = 2000 /m/ $Q_b$ = 632 /kG/; $Q_p$ = 1405 /kG/ | | | | | | | |
| Max.zakres pracy silnika | 990 | 1100 | 4,90 | 5390 | 153 | 142 | 137 | 23 | 21 | 21 |
| Nom.zakres pracy siln. | 990 | 1090 | 3,95 | 4308 | 188 | 175 | 169 | 27 | 25 | 21 |
| | 903 | 990 | 2,81 | 2820 | 261 | 243 | 235 | 37 | 34 | 33 |
| | 850 | 931 | 2,61 | 2432 | 279 | 259 | 251 | 42 | 39 | 38 |
| Max.Zasięg | 786 | 866 | 2,53 | 2190 | 287 | 267 | 258 | 46 | 43 | 41 |
| | 700 | 775 | 2,57 | 1990 | 283 | 263 | 255 | 50 | 46 | 45 |
| | 600 | 667 | 2,72 | 1812 | 268 | 249 | 241 | 54 | 50 | 49 |
| | 500 | 558 | 2,92 | 1630 | 251 | 234 | 226 | 59 | 55 | 53 |
| Max.długotrw. | 400 | 452 | 3,17 | 1432 | 231 | 215 | 208 | 66 | 61 | 59 |
| | | | H = 3000 /m/ $Q_b$ = 585 /kG/; $Q_p$ = 1422 /kG/ | | | | | | | |
| Max.zakres pracy siln. | 943 | 1098 | 4,60 | 5050 | 173 | 161 | 156 | 25 | 23 | 22 |
| Nom.zakres pracy siln. | 943 | 1083 | 3,68 | 3986 | 208 | 193 | 187 | 39 | 38 | 27 |
| | 900 | 1031 | 3,13 | 3230 | 249 | 232 | 224 | 36 | 33 | 32 |
| | 855 | 980 | 2,58 | 2528 | 290 | 270 | 261 | 42 | 39 | 38 |
| Max.zasięg. | 750 | 865 | 2,28 | 1970 | 327 | 304 | 294 | 52 | 48 | 47 |
| | 700 | 808 | 2,30 | 1858 | 324 | 301 | 292 | 54 | 50 | 49 |
| | 600 | 695 | 2,44 | 1695 | 307 | 286 | 276 | 59 | 55 | 53 |
| | 500 | 583 | 2,65 | 1545 | 283 | 263 | 255 | 64 | 60 | 58 |
| Max.długotrw. | 400 | 462 | 2,92 | 1350 | 259 | 241 | 233 | 72 | 67 | 65 |
| | | | H = 4000 m/m/ $Q_b$ = 541 /kG/; $Q_p$ = 1441 /kG/ | | | | | | | |
| Max.zakres pracy siln. | 901 | 1096 | 4,30 | 4720 | 192 | 178 | 173 | 28 | 26 | 25 |
| Nom.zakres pracy siln. | 901 | 1085 | 3,40 | 3690 | 237 | 220 | 213 | 34 | 32 | 31 |
| | 850 | 1018 | 2,70 | 2742 | 294 | 273 | 265 | 41 | 38 | 37 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 820 | 983 | 2,37 | 2328 | 329 | 306 | 296 | 47 | 44 | 42 |
| Max. zasięg | 710 | 854 | 2,07 | 1768 | 373 | 347 | 336 | 59 | 55 | 53 |
| | 600 | 630 | 2,16 | 1577 | 359 | 334 | 323 | 64 | 60 | 58 |
| | 500 | 612 | 2,37 | 1450 | 329 | 306 | 296 | 69 | 64 | 62 |
| Max. długotrw. | 400 | 495 | 2,68 | 1328 | 294 | 273 | 265 | 75 | 70 | 67 |
| | | | | H = 5000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 497 /kG/; $Q_p$ = 1455 /KG/ | | | | | | |
| Max. zakres pracy siln. | 885 | 1094 | 3,98 | 4350 | 218 | 203 | 196 | 31 | 29 | 28 |
| Nom. zakres pracy siln. | 855 | 1094 | 3,13 | 3430 | 267 | 248 | 240 | 36 | 33 | 32 |
| | 785 | 985 | 2,17 | 2140 | 370 | 344 | 330 | 51 | 47 | 46 |
| Max. zasięg | 680 | 860 | 1,89 | 1620 | 419 | 390 | 377 | 64 | 60 | 58 |
| | 600 | 762 | 1,92 | 1460 | 414 | 385 | 373 | 70 | 65 | 63 |
| | 500 | 640 | 2,14 | 1370 | 375 | 348 | 338 | 75 | 70 | 67 |
| Max. długotrw. | 400 | 520 | 2,43 | 1260 | 334 | 310 | 300 | 80 | 74 | 72 |
| | | | | H = 8000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 369 /kG/; $Q_p$ = 1508 /kG/ | | | | | | |
| Max. zakres pracy siln. | 720 | 1050 | 3,10 | 3190 | 307 | 286 | 275 | 36 | 33 | 32 |
| Nom. zakres pracy siln. | 720 | 1060 | 2,32 | 2460 | 382 | 357 | 344 | 49 | 46 | 44 |
| | 700 | 1028 | 2,07 | 2082 | 427 | 396 | 384 | 56 | 52 | 50 |
| | 656 | 962 | 1,61 | 1542 | 525 | 498 | 473 | 71 | 66 | 61 |
| | 600 | 887 | 1,46 | 1295 | 573 | 533 | 516 | 82 | 76 | 74 |
| Max. zasięg | 579 | 854 | 1,45 | 1237 | 577 | 537 | 719 | 86 | 80 | 77 |
| | 500 | 745 | 1,52 | 1132 | 553 | 515 | 498 | 92 | 86 | 83 |
| Max. długotrw. | 400 | 608 | 1,74 | 1058 | 490 | 456 | 441 | 98 | 91 | 88 |
| | | | | H = 10 000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 292 /kG/; $Q_p$ = 1520 /kG/; | | | | | | |
| Praca siln. z dopalan. | 710 | 1152 | 4,57 | 5250 | 236 | 220 | 212 | 32 | 30 | 29 |
| Max. zakres pracy siln. | 630 | 1043 | 2,41 | 2510 | 386 | 357 | 348 | 51 | 47 | 46 |

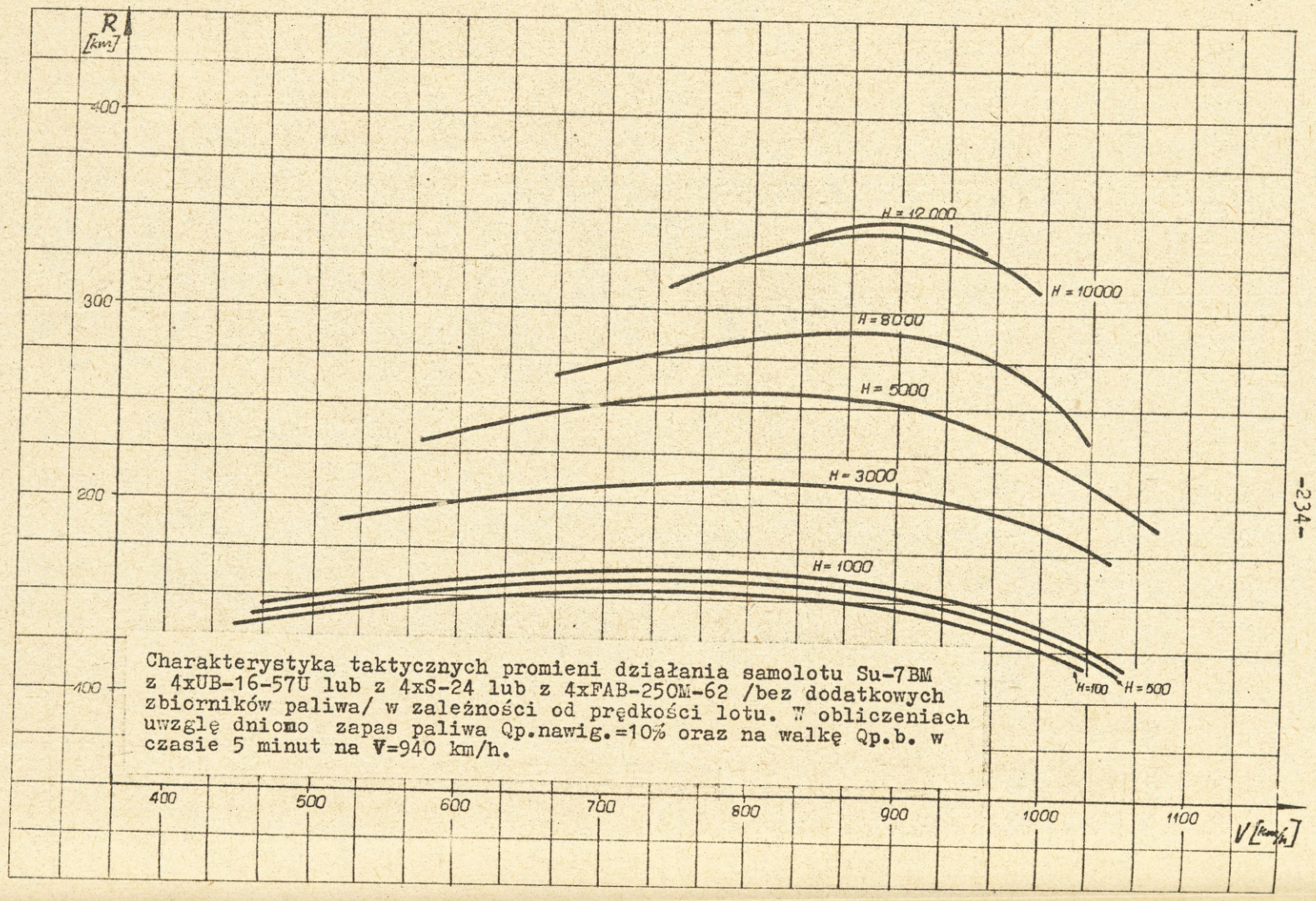
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Nom. zakres pracy siln. | 630 | 1043 | 1,86 | 1940 | 478 | 445 | 431 | 62 | 58 | 56 |
| | 570 | 940 | 1,30 | 1220 | 654 | 608 | 588 | 89 | 83 | 80 |
| Max. zasięgu | 520 | 865 | 1,22 | 1050 | 693 | 645 | 623 | 101 | 94 | 91 |
| | 450 | 760 | 1,27 | 970 | 668 | 622 | 602 | 109 | 101 | 98 |
| Max. Długotrw. | 400 | 687 | 1,36 | 930 | 628 | 585 | 565 | 113 | 105 | 102 |
| | | | | H = 12 000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 236 /kG/; $Q_p$ = 1501 | | | | | | |
| Praca siln. z dopalaniem | 590 | 1111 | 3,69 | 4100 | 289 | 269 | 260 | 39 | 36 | 35 |
| Max. zakres pracy siln. | 510 | 1024 | 1,84 | 1880 | 495 | 460 | 445 | 65 | 60 | 58 |
| Nom. zakres pracy siln. | 540 | 1024 | 1,43 | 1460 | 613 | 570 | 552 | 78 | 73 | 70 |
| | 490 | 925 | 1,05 | 980 | 795 | 740 | 715 | 109 | 101 | 98 |
| Max. zasięg | 480 | 907 | 1,05 | 950 | 805 | 748 | 725 | 112 | 104 | 101 |
| Max. długotrw. | 400 | 770 | 1,12 | 850 | 758 | 705 | 682 | 122 | 113 | 110 |
| | | | | H = 14 000 /m/ | | | | | | |
| | | | | $Q_b$ = 186 /kG/; $Q_p$ = 1469 /kG/ | | | | | | |
| Praca siln. z doapaln. | 470 | 1050 | 2,82 | 2960 | 360 | 335 | 324 | 48 | 45 | 43 |
| Max. zakres pracy siln. | 440 | 975 | 1,40 | 1360 | 624 | 580 | 562 | 83 | 77 | 75 |
| Nom. zakres pracy siln. | 440 | 975 | 1,11 | 1080 | 761 | 708 | 685 | 100 | 93 | 90 |
| Max. zasięg. i długotrw. | 400 | 885 | 1,02 | 900 | 820 | 762 | 737 | 117 | 109 | 105 |

2.6. WYKRESY OBLICZONYCH TAKTYCZNYCH PROMIENI DZIAŁANIA SAMOLOTÓW TYPU Su-7BM W ZALEŻNOŚCI OD PRĘDKOŚCI LOTU I RÓŻNYCH WARIANTÓW OBCIĄŻEŃ.

Uwaga: Charakterystyki zasięgu i długotrwałości lotu samolotów typu Su-7BKŁ podane są w podrozdziale 5.2.7. /str.254/.

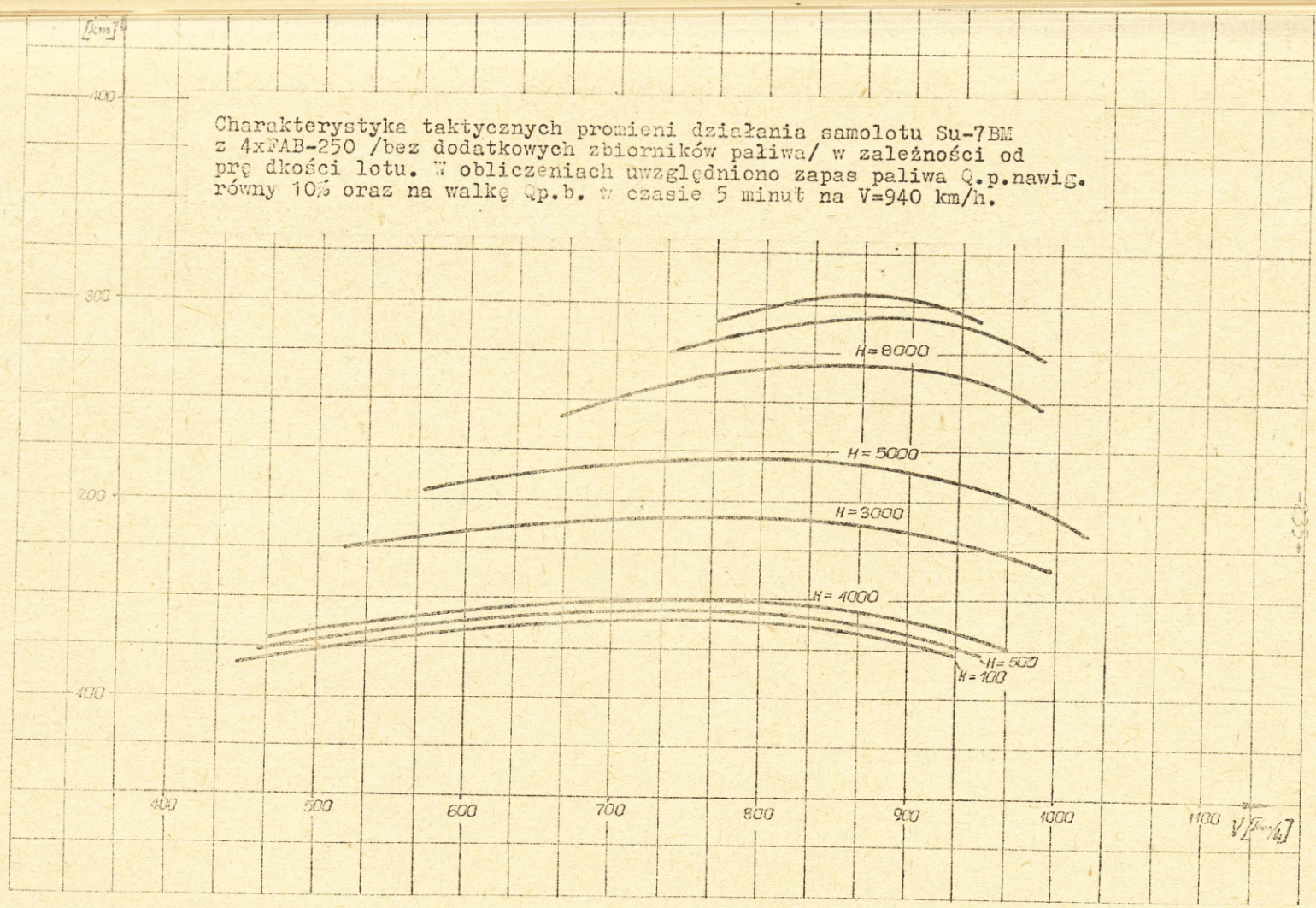



Rys. 2.26

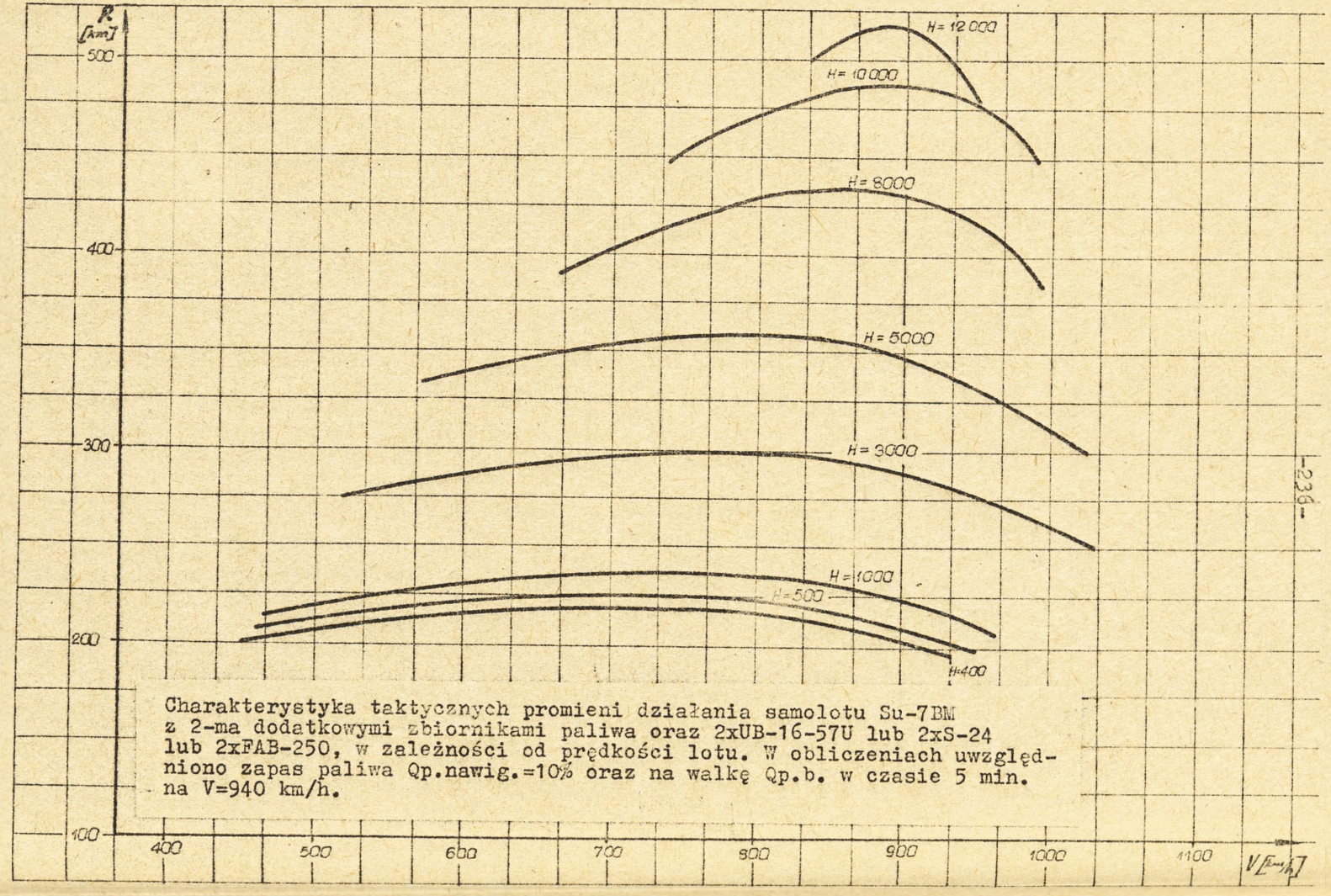



Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 4xUB-16-57U lub z 4xS-24 lub z 4xFAB-250M-62 /bez dodatkowych zbiorników paliwa/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 minut na V=940 km/h.

Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 4xFAB-250 /bez dodatkowych zbiorników paliwa/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Q.p.nawig. równy 10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 minut na V=940 km/h.

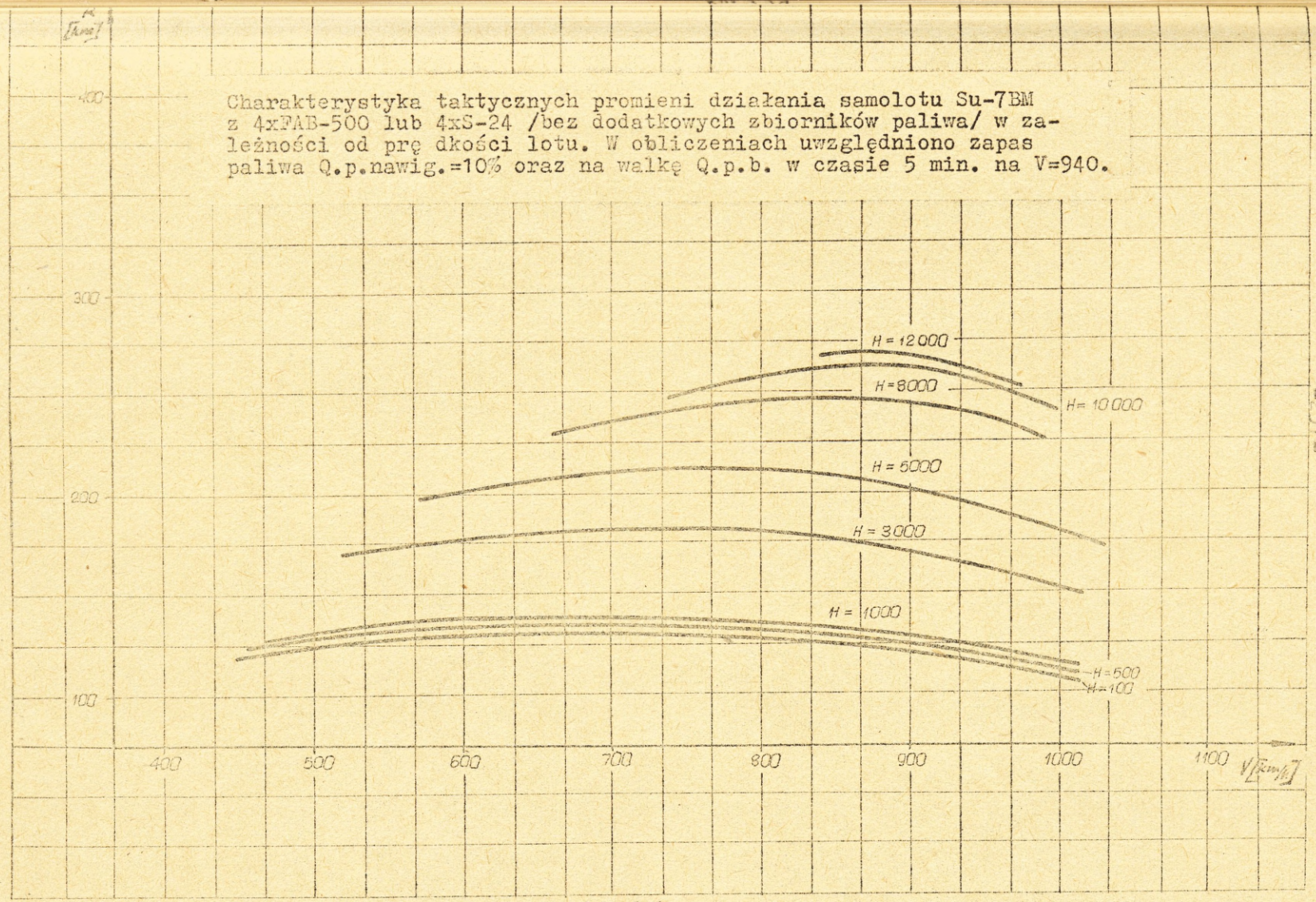



Rys. 2.28

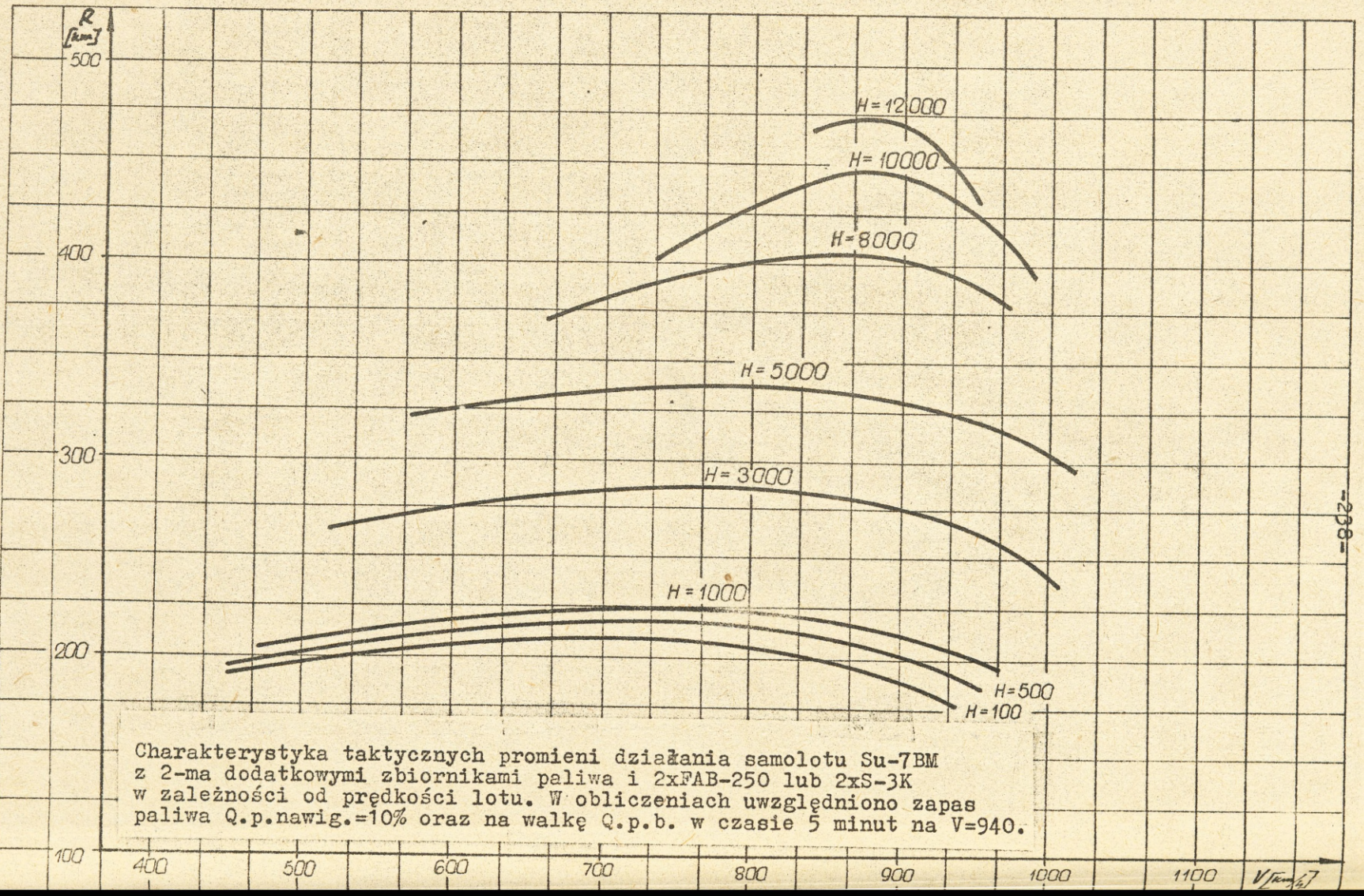



Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 2-ma dodatkowymi zbiornikami paliwa oraz 2xUB-16-57U lub 2xS-24 lub 2xFAB-250, w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Qp.nawig.=10% oraz na walkę Qp.b. w czasie 5 min. na V=940 km/h.

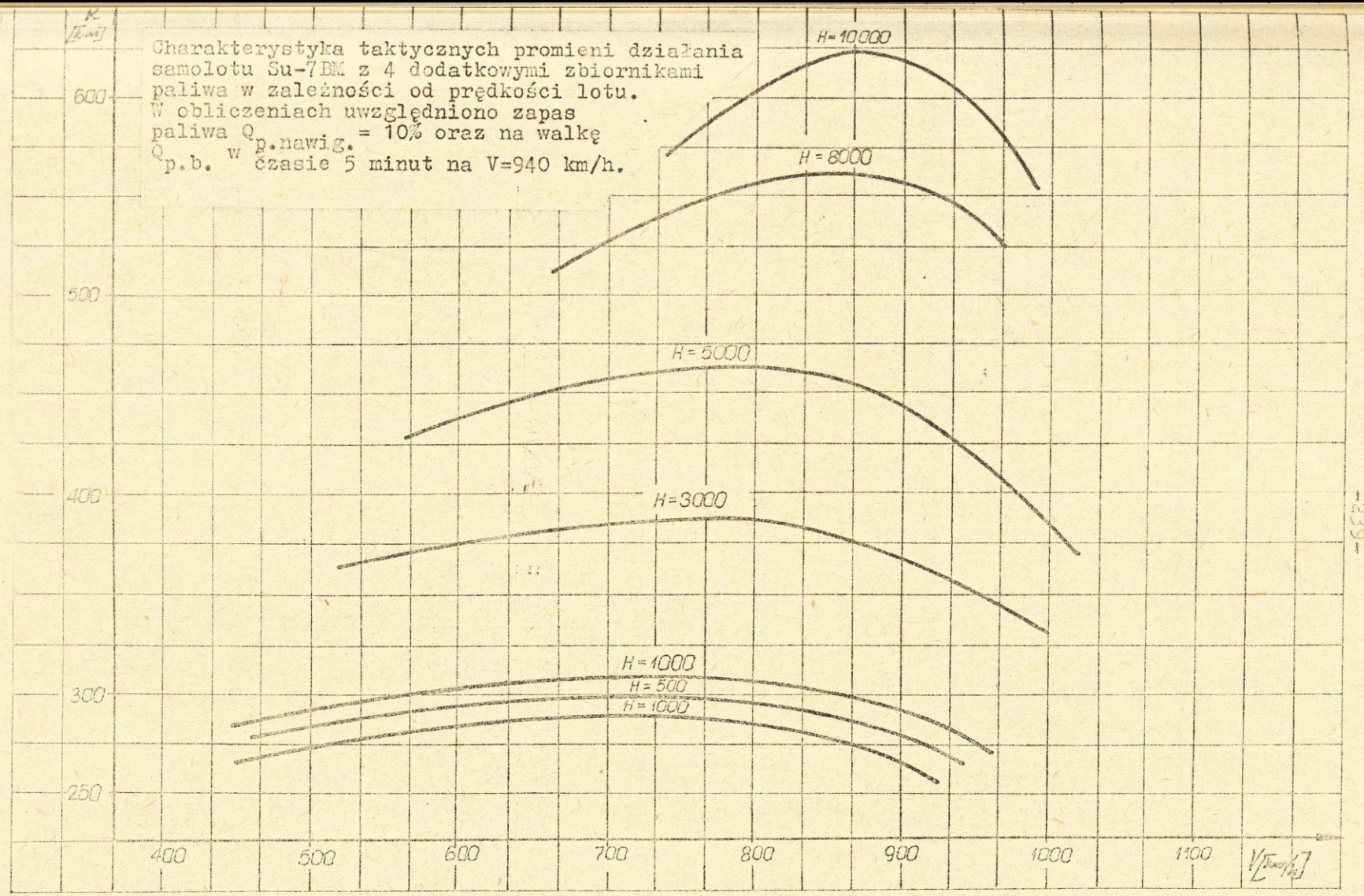
Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 4xFAB-500 lub 4xS-24 /bez dodatkowych zbiorników paliwa/ w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Q.p.nawig.=10% oraz na walkę Q.p.b. w czasie 5 min. na V=940.




Rys. 2.30




Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 2-ma dodatkowymi zbiornikami paliwa i 2xFAB-250 lub 2xS-3K w zależności od prędkości lotu. W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa Q.p.nawig.=10% oraz na walkę Q.p.b. w czasie 5 minut na V=940.


Charakterystyka taktycznych promieni działania samolotu Su-7BM z 4 dodatkowymi zbiornikami paliwa w zależności od prędkości lotu.
W obliczeniach uwzględniono zapas paliwa $Q_{p.nawig.}$ = 10% oraz na walkę $Q_{p.b.}$ w czasie 5 minut na V=940 km/h.
R [km]
600
500
400
300
250
H=10000
H=8000
H=5000
H=3000
H=1000
H=500
H=1000
400
500
600
700
800
900
1000
1100
V [km/h]

Rys. 2.32

## 3. OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-OPERACYJNE ZABEZPIECZENIA DZIAŁAŃ BOJOWYCH

### 3.1. Oznaczenia przyjęte w obliczeniach:

A - ogólna ilość samolotolotów wykonanych w danym okresie operacji;

a - ilość lotów wykonana przez dany samolot w ciągu doby;

$C_o$ - stan ewidencyjny parku samolotowego;

$C_n$ - ilość samolotów biorących udział w kolejnym wylocie;

$C_b$ - ilość samolotów straconych bezpowrotnie;

$C_k$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu kapitalnego;

$C_s$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu średniego;

$C_d$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu drobnego;

$C_t$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu bieżącego;

$\overline{C}_t$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu bieżącego i nie naprawionych do następnego lotu;

$\overline{C}_d$ - ilość samolotów kwalifikujących się do remontu drobnego i nie naprawionych do następnego lotu;

$C_{rez}$ - ilość rezerwowych samolotów;

$C_{op}$ - ilość samolotów straconych w danej operacji;

$C_{pd}$ - potrzebna moc produkcyjna PWL wyrażona liczbą samolotów wymagających naprawy w czasie doby;

$C_{ns}$ - ilość sprawnych samolotów przed kolejnym lotem;

$C_{rd}$ - rozporządzalna moc produkcyjna;

$C_{wt}$ - ilość samolotów naprawionych w zakresie remontu bieżącego;

$C_{wd}$ - ilość samolotów wyremontowanych w zakresie remontu drobnego;

D - ilość pracowników DOST biorących udział w naprawie;

$D_o$ - potrzebna ilość silników na operację;

$D_r$ - ilość silników potrzebna do wymiany z powodu zużycia czasokresu pracy;

$D_b$ - ilość silników potrzebna do wymiany z powodu bojowych uszkodzeń;

$D_k$ - ilość silników potrzebna do wymiany z powodu wad konstrukcyjnych, fabrycznych i eksploatacyjnych;

$D_r$ - ilość silników, które zużyją całkowicie czasokres pracy w czasie operacji;

$F_p$ - potrzebny fundusz czasu roboczego wyrażony w roboczogodzinach;

$F_r$ - rozporządzalny fundusz czasu roboczego wyrażony w roboczogodzinach;

h - planowana liczba lotów danego samolotu na dobę;

i - ilość silników na jednym samolocie;

K - współczynnik bojowego wykorzystania samolotów w kolejnym "n" locie określa się jako stosunek $\frac{C_n}{C_{ns}}$;

$K_b$ - współczynnik strat bezpowrotnych;

$K_k$ - współczynnik określający ilość samolotów wymagających remontu kapitalnego;

$K_s$ - współczynnik określający ilość samolotów wymagających remontu średniego;

$K_t$ - współczynnik określający ilość samolotów wymagających remontu bieżącego;

$K_d$ - współczynnik określający ilość samolotów wymagających remontu drobnego;

$K_p$ - sumaryczny współczynnik $K_p = K_s + K_t + K_d$;

$K_{b.s.}$ - współczynnik bojowego uszkodzenia agregatów na samolocie;

$K_{b.j.}$ - współczynnik uwzględniający ilość naprawionych agregatów w jednostce;

$m$ - ilość danego typu agregatów znajdujących się w eksploatacji;

$n$ - kolejny numer lotu;

$R$ - resur silnika zużyty w czasie operacji;

$R_z$ - resurs silnika określony przez zakład produkcyjny;

$t$ - średnia długotrwałość jednego lotu;

$\Delta t_1$ - średni czas pomiędzy dwoma kolejnymi lotami;

$\Delta t_2$ - średni czas dnia roboczego;

$t_e$ - planowany okres eksploatacji /w latach/;

$t_d/t_t/$ - średni czas na drobny /bieżący/ remont jednego samolo /w roboczogodzinach/;

$\mu$ - długotrwałość operacji w dniach;

W - etatowa liczba pracowników PWL;

Z - ilość członków załogi jednego samolotu;

$\alpha_b/\alpha_k$ - współczynnik przedwczesnego wybudowania silników z powodu uszkodzeń bojowych /wad konstrukcyjnych, fabrycznych i niewłaściwej eksploatacji/ na 100 godz. pracy silnika w powietrzu;

$\delta$ - czas pracy silnika na ziemi /w /;

$\lambda_p$ - współczynnik uszkodzeń agregatów w czasie pracy /na 1 godzinę pracy/;

$\lambda_m$ - współczynnik uszkodzeń agregatów w czasie magazynowania;

$\sigma$ - prawdopodobieństwo, przy którym określony przez nas zapas agreagatów powinien zapewnić normalną eksploatację do końca planowanego okresu szkolenia /operacji/.

## 3.2. PRZEDMIOT OBLICZEŃ I DANE WYJŚCIOWE

Inżynieryjno-operacyjne obliczenia wykonuje się z zasady na szczeblu związku operacyjnego w okresie przygotowania do operacji, odzielnie dla każdego rodzaju lotnictwa.

Obliczenia wykonuje się w celu określenia:

- maksymalnie możliwej liczby samolotolotów we wszystkie dni operacji;

- prawdopodobnych strat i uszkodzeń w poszczególne dni operacji;

- możliwości naprawy sprzętu lotniczego, przy dyspono-wanej mocy produkcyjnej względnie mocy produkcyjnej niezbędnej do naprawy maksymalnej liczby uszkodzonych samolotów;

- niezbędnych rezerw samolotów do zabepieczenia stałej liczby lotów bojowych we wszystkie dni operacji;

- potrzebnej ilości silników lotniczych, agregatów, uzbrojenia pokładowego, urządzeń radiotechnicznych, radiolokacyjnych, pokładowych itp.;

Dane wyjściowe do obliczeń:

- stan parku samolotowego w związkach i oddziałach;

- pozostały czasokres pracy silników, agregatów, uzbrojenia, urządzeń i osprzętu;

- planowane natężenie działań bojowych;

- stan magazynowy silników lotniczych, agregatów, uzbrojenia, urządzeń radiowych i osprzętu;

- statystyczne współczynniki strat i ubytków do remontu

- średnia pracochłonność w roboczogodzinach na remont polowy jednego samolotu;

- planowany czas dnia roboczego polowych warsztatów lotniczych;

- oczekiwane rezerwy parku samolotowego.

Straty bojowe dzielą się na bezpowrotne i czasowe.

Do strat bezpowrotnych zalicza się zestrzelone jak również uszkodzone samoloty, które nie nadają się do naprawy i zostają skreślone z ewidencji.

Do strat czasowych zalicza się uszkodzone samoloty, kwalifikujące się do remontu kapitalnego i średniego, które nie mogą być naprawione w czasie operacji. Tę grupę uważa się za straconą dla danej operacji.

Statystyczne współczynniki strat i ubytków do remontu, jak również średniej pracochłonności remontu polowego /drobnego i bieżącego/ samolotów określa się na podstawie poprzednich operacji, względnie badań teoretycznych sprawdzonych w czasie ćwiczeń.

Orientacyjne wartości statystycznych współczynników

Tabela 29

| Oznaczenia | Rodzaj lotnictwa | | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | LM | LMB | LB | LR | LT |
| $K_b$ | 0,05-0,1 | 0,07-0,12 | 0,10-0,15 | 0,10-0,15 | 0,01-0,02 |
| $K_k$ | 0,1 | 0,01 | 0,01-0,02 | 0,01 | 0,01-0,02 |
| $K_s$ | 0,015 | 0,15 | 0,03 | 0,02 | 0,03-0,04 |
| $K_t$ | 0,07 | 0,07 | 0,04-0,05 | 0,07 | 0,04-0,05 |
| $K_d$ | 0,02-0,25 | 0,2-0,25 | 0,1-0,15 | 0,2-0,25 | 0,1-0,15 |
| $t_t$ | 240-400 | 400-450 | 450-500 | myśl.lub bomb. | 500-1000 |
| $t_d$ | 12-20 | 20-25 | 25-30 | - " - | 25-50 |

## 3.3. METODY OBLICZEŃ [...]OWNYCH WSKAŹNIKOW DO PLANOWANIA ZABEZPIECZENIA INŻ. LOTNICZEGO DZIAŁAŃ BOJOWYCH

### 3.3.1. METODA I.

Niżej podana metoda jest do wykonywania obliczeń na klawiszowych maszynach matematycznych typu WSKM produkcji radzieckiej, lub Supermetall produkcji niemieckiej.

Przy opracowaniu tej metody przyjęto następujące założenia:

a/ Samoloty kwalifikujące się do kapitalnego i średniego remontu w czasie operacji nie zostaną wyremontowane i zostają zaliczone do strat operacyjnych na równi ze stratami bezpowrotnymi.

b/ Polowe warsztaty remontowe w pierwszej kolejności wykonują remont drobny a następnie bieżący.

c/ Poza personelem PWL przy naprawie bierze udział część specjalistów DOTS-u oraz personel obsługi uszkodzonych i straconych samolotów.

Obliczenia z zastosowaniem klawiszowych maszyn matematycznych prowadzi się sposobem tabelarycznym, określając kolejno parametry dla każdego lotu bojowego a następnie sumuje się je.

1. Określenie strat bezpowrotnych i ubytków do remontu.

Straty bezpowrotne

$$C_b = K_b \cdot C_n$$

Samoloty kwalifikujące się do remontu:

kapitalnego $C_k = K_k \cdot C_n$

średniego $C_s = K_s \cdot C_n$

bieżącego $C_t = K_t \cdot C_n$

drobnego $C_d = K_d \cdot C_n$

2. Obliczenia strat operacyjnych w poszczególnych lotach bojowych i całej operacji.

$$C_{op} = C_b + C_k + C_s; \qquad /1/$$

$$\Sigma C_{op} = C_{op1} + C_{op2} \cdots\cdots + C_{opn} \qquad /2/$$

gdzie 1,2 ..... **n** - kolejne loty bojowe.

3. Obliczenia rozporządzalnego funduszu czasu roboczego do naprawy uszkodzonych samolotów pomiędzy poszczególnymi lotami.

$$F_r = \left[ W + D + Z \cdot \left( \Sigma C_{op} + C_d + C_t + C + C_{\dot{z}} \right) \right] \Delta t_1 \qquad /3/$$

4. Określa się potrzebny fundusz czasu roboczego na drobny remont samolotów.

$$F_{pd} = /C_d + \bar{C}_d/ \quad t_d \qquad /4/$$

Zazwyczaj $F_{pd} < F_r$

Jeżeli $F_{pd} > F_r$ wówczas obliczamy ilość samolotów wyremontowanych i pozostałych w naprawie

$$C_{wd} = \frac{F_r}{t_d} \qquad /5/$$

$$\bar{C}_{dn} = C_{dn} - C_{wd_n} + \bar{C}_{d/n-1/} \qquad /6/$$

5. Jeżeli $F_{pd} < F_r$ wówczas oblicza się ilość samolotów kwalifikujących się do remontu bieżącego, które będą naprawione do następnego lotu

$$C_{wt} = \frac{F_r - F_{pd}}{t_t} \qquad /7/$$

Wówczas pozostanie niewyremontowanych:

$$\bar{C}_{tn} = C_{tn} + \bar{C}_{t/n-1/} - C_{wt} \qquad /8/$$

Wartość $C_{t/n-1/}$ określa się na podstawie danych z poprzedniego lotu, a dla pierwszego lotu na podstawie faktycznej sprawności parku samolotowego.

6. Określenie maksymalnie możliwej ilości samolotolotów, strat bojowych i ubytków do remontu, liczby uszkodzonych i naprawionych samolotów.

$$A = \Sigma C_n = C_1 + C_2 + \ldots\ldots\ldots + C_n$$

$$\Sigma C_b = C_{b1} + C_{b2} + \ldots\ldots\ldots + C_{b_n}$$

$$\Sigma C_k = C_{k1} + C_{k2} + \ldots\ldots\ldots + C_{k_n}$$

$$\Sigma C_s = C_{s1} + C_{s2} + \ldots\ldots\ldots + C_{s_n}$$

$$\Sigma C_{op} = C_{op1} + C_{op2} + \ldots\ldots\ldots + C_{op_n}$$

$$\Sigma C_{wt} = C_{wt1} + C_{wt2} + \ldots\ldots\ldots + C_{wt_n}$$

$$\Sigma C_{wd} = C_{wd1} + C_{wd2} + \ldots\ldots\ldots + C_{wd_n}$$

Wartości określa się z dokładnością do jednej dziesiątej po czym należy zaokrąglić do liczby całkowitej.

Przykład obliczeń podano w poniższej tabeli.

W poszczególnych wierszach umieszcza się dane wyjściowe względnie wyniki obliczeń. Każda rubryka odnosi się do kolejnego lotu. W pierwszej kolejności oblicza się wartości dla pierwszego lotu /n = 1/ po czym wyniki z 35 wiersza przepisuje się do pierwszego wiersza następnego lotu /następnej rubryki/.

Tabela 30

| Lp. | | 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|---|---|
| 1. | $C_{ns}$ /35/$_{n-1}$ część całkowita | 118 | 81 | 68 |
| 2. | K | 1 | | |
| 3. | $K_b$ | 0,12 | | |
| 4. | $K_k$ | 0,01 | | |
| 5. | $K_s$ | 0,015 | | |
| 6. | $K_t$ | 0,07 | | |
| 7. | $K_d$ | 0,25 | | |
| 8. | Z | 2 | | |
| 9. | W | 0 | | |
| 10. | D | 0 | | |
| 11. | $\Delta$ t godz. | 4 | | |
| 12. | $t_d$ roboczogodzin | 24 | | |
| 13. | $t_t$ roboczogodzin | 430 | | |
| 14. | $C_n$ /1/ . /2/ | 118 | 81 | 68 |
| 15. | $C_b$ /14/ . /3/ | 14,16 | 9,72 | 8,16 |
| 16. | $C_k$ /14/ . /4/ | 1,18 | 0,81 | 0,68 |
| 17. | $C_s$ /14/ . /5/ | 1,77 | 1,22 | 1,02 |
| 18. | $C_t$ /14/ . /6/ | 8,26 | 5,67 | 4,76 |
| 19. | $C_d$ /14/ . /7/ | 29,5 | 20,25 | 17,0 |
| 20. | $C_{op}$ /15/ + /16/ + /17/ | 17,11 | 11,75 | 9,86 |
| 21. | /20/ + /21/$_{n-1}$ | 17,11 | 28,86 | 38,72 |
| 22. | /18/ + /34/$_{n-1}$ | 8,26 | 13,93 | 18,69 |
| 23. | /19/ + /30/$_{n-1}$ | 29,5 | 31,47 | 23,72 |
| 24. | /21/ + /22/ + /23/ | 54,87 | 74,26 | 61,13 |
| 25. | /24/ . [/17/ + /9/ +/10/] | 109,7 | 148,5 | 102,3 |
| 26. | $F_p$ /25/ . /11/ | 438,8 | 594,0 | 649,2 |
| 27. | $F_{pd}$ /23/ . /12/ | 708,0 | 755,8 | 669,1 |
| 28. | /26/ - /27/ | -269,2 | -161,8 | - 19,9 |

| Lp. | | 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|---|---|
| 29. | $c_{wd}$ /23/ jeżeli /28/ > 0 — /26/ : /12/ jeżeli /28/ < 0 | 18,28 | 24,75 | 23,72 |
| 30. | $\bar{c}_d$ = 0 jeżeli /28/ > 0 lub /23/ - /29/ jeżeli /28/ < 0 | 11,22 | 6,72 | 0 |
| 31. | jeżeli /28/ ≤ 0 /30/ = 0<br>jeżeli /28/ > 0 /28/ : /13/ | 0 | 0 | 0,166 |
| 32. | $c_{wt}$ /31/ jeżeli /32/ > 0<br>/22/ jeżeli /32/ < 0 | 0 | 0 | 0,166 |
| 33. | /22/ - /31/ | 8,26 | 13,93 | 18,52 |
| 34. | $\bar{c}_t$ /32/ jeżeli /32/ > 0<br>0 jeżeli /32/ < 0 | 8,26 | 13,93 | 18,52 |
| 35. | /1/-/18/-/19/-/20/+/29/+/30/ | 81,41 | 6808 | 60,27 |
| 36. | $\sum c_n$ /14/ + /36/$_{n-1}$ | 118 | 199 | 267 |
| 37. | $\sum c_b$ /15/ + /37/$_{n-1}$ | 14,16 | 23,88 | 32,04 |
| 38. | $\sum c_k$ /16/ + /38/$_{n-1}$ | 1,18 | 1,99 | 2,67 |
| 39. | $\sum c_s$ /17/ + /39/$_{n-1}$ | 1,77 | 2,99 | 4,01 |
| 40. | $\sum c_t$ /29/ + /40/$_{n-1}$ | 18,28 | 43,05 | 66,75 |
| 41. | $\sum c_d$ /33/ + /41/$_{n-1}$ | 0 | 0 | 0,166 |

Po każdej operacji należy gromadzić materiał doświadczalny w celu skoordynowania współczynników.

Statystyczne współczynniki określamy według wzorów

$$K_b = \frac{\sum c_b}{A} \; ; \qquad k_r = \frac{\sum c_r}{A} \; ;$$

gdzie $c_r$ - liczba samolotów skierowana do remontu.

Do określania średniej pracochłonności na każdy rodzaj remontu korzystamy z wzoru:

$$T_{śr} = \frac{\sum t_{rem}}{\sum C_r}$$

gdzie: $\sum t_{rem}$ - suma roboczogodzin użyta na wykonanie danego rodzaju remontu wszystkich samolotów w liczbie $\sum C_r$.

Wyniki obliczeń zapisujemy w tablicy sporządzonej oddzielnie dla każdego rodzaju lotnictwa.

Tabela 31

| Lp. | Rodzaj strat | Współczynnik | Średnia pracochłonność w roboczogodzinach |
|---|---|---|---|
| 1. | Straty bojowe | | |
| 2. | Kapitalny remont | | |
| 3. | Średni remont | | |
| 4. | Bieżący remont | | |
| 5. | Drobny remont | | |

### 3.3.2. METODA II

Założenie wstępne:

a/ Wszystkie uszkodzone samoloty, kwalifikujące się do remontu bieżącego i drobnego winny być naprawione w czasie doby. Oznacza to, że rozporządzalna moc produkcyjna łącznie z personelem DOTS zaangażowanym do naprawy powinna spełniać ten warunek.

b/ Samoloty kwalifikujące się do naprawy kapitalnej, średniej, nie biorą udziału w danej operacji.

c/ Obliczenia wykonujemy dla każdego typu samolotu oddzielnie. w kolejności opisanej niżej :

1. Straty samolotów w każdym locie danej operacji $C_{op_n}$

$$C_{op_n} = C_{b_n} + C_{k_n} + C_{s_n} \approx C_n \cdot \alpha$$

gdzie: $\alpha = K_b + K_k + K_s$ - sumaryczny współczynnik strat samolotów w danej operacji.

2. Rozporządzalną moc produkcyjną jednostek i związków wyrażoną liczbą samolotów, które mogą być naprawione w polowych warsztatach lotniczych przy udziale personelu technicznego w ciągu doby, obliczamy na podstawie wzoru:

$$C_{rd} = \frac{F_r \cdot \Delta t_2}{T' \cdot \Delta t_1} \qquad /9/$$

3. Jeżeli natomiast chcemy określić rozporządzalną moc produkcyjną wyrażoną liczbą samolotów, które mogą być naprawione w polowych warsztatach lotniczych, w przerwie między jednym i drugim lotem, korzystamy z wzoru:

$$C'_{rd} = \frac{F'_r}{T'} \qquad /10/$$

gdzie: $T'$ - średni czas na naprawę bieżącą i drobną łącznie.

$$T' = \frac{K_t \cdot t_t + K_d \cdot t_d}{K_d + K_t} \qquad /11/$$

4. Potrzebną moc produkcyjną wyrażoną liczbą samolotów, które należy naprawić, obliczamy przy pomocy wzoru:

$$C_{pd} = \frac{F_{p.d.}}{T'} \qquad /12/$$

5. Obliczenia możliwej ilości samolotolotów i strat.

Tabela 32

| Nr wylotu | Ilość samolotów mogących wziąć udział w wylotach | Straty |
|---|---|---|
| 1 | $C_1 = C_o$ | $C_{op1} = C_o \cdot \alpha$ |
| 2 | $C_2 = C_o - C_o\alpha = C_o /1 - \alpha/$ | $C_{op2} = C_o /1-\alpha/ \cdot \alpha$ |
| 3 | $C_3 = C_o /1 - \alpha/ - C_o /1 - \alpha/\alpha = C_o/1 - \alpha/^2$ | $C_{op3} = C_o/1-\alpha/^2 \cdot \alpha$ |
| n | $C_n = C_o /1 - \alpha/^{n-1}$ | $C_{opn} = C_o/1-\alpha/^{n-1} \cdot \alpha$ |

Ogólna ilość samolotolotów przy n wylotach będzie wynosiła

$$A = C_1 + C_2 + C_3 + \ldots\ldots + C_n = C_o + C_o /1 - \alpha/ + C_o /1 - \alpha/^2 + \ldots\ldots C_o /1 - \alpha/^{n-1} = C_o \cdot \left[1 + /1 - \alpha/ + /1 - \alpha/^2 + \ldots\ldots + /1 - \alpha/^{n-1}\right]$$

Wyrażenie w nawiasie jest postępem geometrycznym.

Ogólny wzór na sumę postępu geometrycznego $S = \frac{a_1 - q \cdot a_n}{1 - q}$

gdzie: $a_1$ - pierwszy wyraz postępu geometrycznego,

$a_n$ - ostatni wyraz postępu geometrycznego,

$q$ - iloraz postępu geometrycznego.

Wobec tego wyrażenie określające ilość samolotów można przedstawić w formie:

$$A = C_o \frac{1 - /1 - \alpha/ \cdot /1 - \alpha/^{n-1}}{1 - /1 - \alpha/} = C_o \frac{1 - /1 - \alpha/^n}{1 - /1 - \alpha/} \qquad /13/$$

Oznaczamy $1 - \alpha = \beta$ i podstawimy do wzoru 13.

otrzymamy $A = C_o \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta}$ /14/

Wyrażając ułamek $\frac{1 - \beta^n}{1 - \beta}$ przez $\lambda$

otrzymamy $A = C_o \cdot \lambda$ /15/

7. Analogicznie otrzymamy wzór na sumę strat operacyjnych

$$C_{op} = C_{op1} + C_{op2} + C_{op3} + \ldots\ldots + C_{opn} =$$

$$= C_o \cdot \alpha \cdot [1 + /1 - \alpha/ + /1 - \alpha/^2 + \ldots\ldots + /1 - \alpha/^{n-}$$

Ostateczny wzór na sumę strat operacyjnych

$$C_{op} = C_o \cdot \alpha \cdot \frac{1 - /1 - \alpha/^n}{1 - /1 - \alpha/} = C_o \left[1 - /1 - \alpha/^n\right] \quad /1$$

Wyrażając $1 - \alpha$ przez $\beta$ otrzymamy

$$C_{op} = C_o /1 - \beta^n/ \qquad /17/$$

8. Dla całej operacji prawdopodobne straty można obliczyć na podstawie wzoru

$$C_{op} = \alpha \cdot A \qquad /18/$$

9. Na podstawie nomogramu /rys. 1/ można określić możliwą ilość samolotolotów, następnie korzystając z wzoru 18 określić str samolotów.

10. Po przekształceniu wzoru 14 otrzymamy wzór na początkową ilo samolotów niezbędną do wykonania określonej ilości samolotolo

$$C_o = A \cdot \frac{1 - \beta}{1 - \beta^n} \qquad /19/$$

1. Liczba samolotów, która będzie mogła wziąć udział w każdym locie:

$$C_n = C_o \, /1 - \alpha/^{n-1} \qquad /20/$$

2. Liczba samolotów rezerwowych niezbędnych do utrzymania stałej ilości samolotów w każdym locie przy założeniu, że $C_o - C_{rez}$ = konst. powinna wynosić:

$$C_{rez} = \frac{C_o \cdot \alpha \cdot /n-1/}{1 + \alpha /n-1/} \qquad /21/$$

3. Wzór do obliczenia sumy strat bezpowrotnych i ilości uszkodzonych samolotów po n-tym locie bojowym:

$$C_b = C_o \cdot K_b \cdot \frac{1 - /1 - \alpha/^n}{1 - /1 - \alpha/} = C_o \cdot K_b \cdot \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta} \qquad /22/$$

i w całej operacji $C_b = K_b \cdot A$ /23/

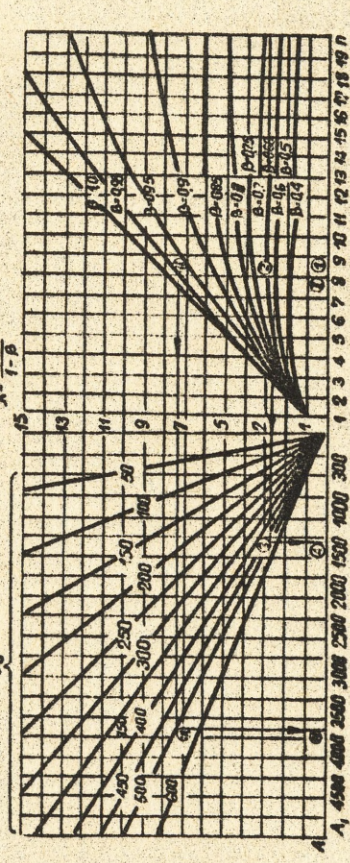
4. Przy pomocy analogicznych wzorów obliczamy liczbę uszkodzonych samolotów kwalifikujących się do naprawy. Dla przykładu podamy dwa wzory na określenie liczby samolotów kwalifikujących się do remontu bieżącego i drobnego:

$$C_t = C_o \cdot K_t \cdot \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta} \quad \text{po n-tym locie} \qquad /24/$$

$C_t = A \cdot K_t$ - za okres całej operacji /25/

$$C_d = C_o \cdot K_d \, \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta} \quad \text{po n-tym locie} \qquad /26/$$

$C_d = A \cdot K_d$ - w całej operacji /27/




Rys. 3.1 Nomogram do określenia możliwej ilości samolotolotów przy założeniu, że wszystkie samoloty wymagające remontu drobnego i bieżącego będą w ciągu doby naprawione.

3.3.2.1. PRZYKŁADY OBLICZEŃ Z WYKORZYSTANIEM METODY II

Przykład 1:

1/ Dane: $C_o$ = 500 samolotów

$N_n$ = 8

$K_b$ = 0,015, $K_k$ = 0,005, $K_s$ = 0,004

Określić:

- możliwą liczbę samolotów,
- liczbę prawdopodobnie straconych i uszkodzonych samolotów,
- liczbę samolotów, które mogą wziąć udział w dowolnym locie w czasie działań bojowych związku taktycznego bombowców.

$$\alpha = K_b + K_k + K_s = 0,024$$

$$\beta = 1 - \alpha = 0,976$$

a/ $A = C_o \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta} = 500 \frac{1 - 0,976^8}{1 - 0,976} = 3665$ samolotolotów

Analogiczny rezultat otrzymamy przy graficznym rozwiązaniu zadania przy pomocy nomogramu rys. 3.1. /punkty 1, 2, 3, 4/.

b/ Straty w czasie operacji obejmujące straty bezpowrotne, remont kapitalny i średni,

$C_{op} = \alpha . A = 0,024 \cdot 3665 = 88$ samolotów

straty bezpowrotne

$C_b = K_b \cdot A = 0,015 \cdot 3665 = 55$ samolotów

Samoloty kwalifikujące się do remontu kapitalnego

$C_k = K_k \cdot A = 0,005 \cdot 3665 = 18$ samolotów

Samoloty kwalifikujące się do remontu średniego

$C_s = K_s \cdot A = 0,004 \cdot 3665 = 15$ samolotów

Sprawdzamy $C_{op} = C_b + C_k + C_s = 55 + 18 + 15 = 88$

Samoloty kwalifikujące się do remontu bieżącego

$C_t = K_t \cdot A = 0,045 \cdot 3665 = 165$ samolotów

Samoloty kwalifikujące się do remontu drobnego

$C_d = K_d \cdot A = 0,3 \cdot 3665 = 1100$ samolotów

W sumie warsztaty polowe wyremontują:

$C_t + C_d = 165 + 1100 = 1265$ samolotów

Cyfra ta stanowi podstawę do obliczenia potrzebnej mocy produkcyjnej polowych warsztatów oraz liczby pracowników DOTS i załóg zaangażowanych przy naprawie samolotów.

c/ Zakładając, że wszystkie samoloty wymagające remontu bieżącego i drobnego będą naprawione,

obliczamy ile samolotów weźmie udział np. w 5-tym wylocie

$$C_5 = C_o /1 - \alpha/^{n-1} = C_o \cdot \beta^{n-1}$$

W naszym wypadku n = 5

$$C_5 = 500 \cdot 0{,}976^4 = 455 \text{ samolotów}$$

Liczba samolotów rezerwowa niezbędna do utrzymania stałej liczby samolotów w każdym wylocie

$$C_{rez} = \frac{C_o \cdot \alpha \cdot /n-1/}{1 + \alpha \cdot /n-1/} = \frac{500 \cdot 0{,}024 \cdot 7}{1 + 0{,}024 \cdot 7} = 76 \text{ samolotów}$$

Wobec tego w każdym locie będzie brała udział stała liczba samolotów, równa:

$$C_n = C_o - C_{rez} = 500 - 76 = 424$$

Przy takiej organizacji ogólna liczba samolotolotów będzie wynosiła:

$$A = C_n \cdot n = 424 \cdot 8 = 3392 \text{ samolotolotów}$$

<u>Przykład 2:</u>

- określić maksymalnie możliwą liczbę samolotolotów,
- liczbę prawdopodobnie straconych i uszkodzonych samolotów,
- liczbę samolotów, która może wziąć udział w dowolnym locie myśliwskiego związku taktycznego.

Dane: $C_o$ = 600 samolotów, n = 12

$K_b = 0{,}0125$, $K_k = 0{,}003$, $K_s = 0{,}004$, $K_t = 0{,}04$, $K_d = 0{,}5$;

$\alpha = K_b + K_k + K_s = 0{,}0195 \approx 0{,}02$; $1 - \alpha = 0{,}98 = \beta$

$$A = C_o \frac{1 - \beta^n}{1 - \beta} = 600 \frac{1 - 0{,}98^{12}}{1 - 0{,}98} = 6550 \text{ samolotolotów}$$

$C_{op} = \alpha A = 0{,}02 \cdot 6550 = 128$ samolotów;

$C_b = 6550 \cdot 0{,}0125 = 82$ samoloty;

$C_k$ = 6550 . 0,003 = 20 samolotów;

$C_s$ = 6550 . 0,004 = 26 samolotów;

$C_t$ = 6550 . 0,5 = 3275 samolotów.

Liczbę samolotów, które mogą wziąć udział w dowolnym locie bojowym obliczamy na podstawie wzoru /20/.

Dla przykładu obliczamy ile samolotów może wziąć udział w S-mym locie.

$$C_S = C_o / 1 - \alpha /^{n-1} = 600 \cdot 0,98^7 = 532 \text{ samoloty}$$

$$C_{rez} = \frac{600 \cdot 0,02 \cdot 11}{1 + 0,02 \cdot 11} = 108 \text{ samolotów}$$

Analogiczne wyniki otrzymamy przy rozwiązaniu sposobem granicznym przy pomocy nomogramu rys. 3.1.

3.3.3. METODA III

Uwagi ogólne:

II metoda obliczeń opiera się na założeniu, że wszystkie samoloty wymagające drobnego i bieżącego remontu będą naprawione w ciągu doby.

W rzeczywistości jednak, warunek ten nie zawsze może być spełniony i powyższy sposób może być stosowany jedynie w szczególnych wypadkach.

Trzecia metoda pozwala obliczyć możliwą liczbę samolotolotów przy dowolnej mocy produkcyjnej polowych warsztatów, dowolnej liczbie naprawionych w nich samolotów i dowolnym natężeniu lotów. Pozostałe założenia II metody pozostają aktualne i dla III metody, to znaczy, że samoloty skierowane do kapitalnego i średniego remontu do końca operacji nie będą naprawione.

Przyjmiemy oznaczenia analogiczne jak dla pierwszego sposobu, za wyjątkiem sumarycznego współczynnika strat i uszkodzeń $\alpha_1$.

$$\alpha_1 = K_b + K_K + K_S + K_t + K_d$$

Przyjmiemy również, że średni czas pomiędzy poszczególnymi lotami bojowymi jest wielkością stałą, a więc $\Delta t_1 = \frac{u \cdot 24}{n} = \text{const.}$

W przypadku ogólnym, czas pomiędzy kolejnymi lotami bojowymi $\Delta t_1$ może być dowolnie różny, a także różna może być też w tym czasie ilość wyremontowanych samolotów $C_{rd_n}$ /zależnie od każdorazowej pracochłonności remontu/. Przyjmując jednak dla uproszczenia, że wspomniane wielkości będą miały niezmienną wartość, możemy określić liczbę "C" samolotów zdolnych wziąć udział w kolejnym locie bojowym w następujący sposób :

1/ w pierwszym locie :

$$C_1 = C_o$$ /wszystkie samoloty według stanu początkowego

2/ w drugim locie:

a/ straty i uszkodzenia w pierwszym locie wyniosą:

$$C_{op_1} = C_o \cdot \alpha_1$$

b/ ilość wyremontowanych samolotów w rozporządzanym czasie $t$ wyniesie: $C_{rd_n} = C_{rd} \cdot \frac{\Delta t_1}{24}$

c/ ilość samolotów zdolnych wziąć udział w drugim locie wynie

$$C_2 = C_o \cdot (1 - \alpha_1) + C_{rd} \frac{\Delta t_1}{24}$$

3/ w trzecim locie zdolna będzie wziąć udział następująca ilość

$$C_3 = C_2 \cdot (1 - \alpha_1) + C_{rd} \frac{\Delta t_1}{24}$$

Jeżeli w miejsce $C_2$ podstawimy wyprowadzone wyżej wyrażenie i uporządkujemy po wymnożeniu wyrazy według potęg, to otrzymam

$$C_3 = C_o (1 - \alpha_1)^2 + (1 - \alpha_1) C_{rd} \cdot \frac{\Delta t_1}{24} + C_{rd} \frac{\Delta t_1}{24}$$

4/ postępując podobnie jak wyżej czyli, wyrażając zawsze liczbę samolotów mogących wziąć udział w kolejnym "n"-tym locie bojowym w zależności od początkowej ilości samolotów $C_o$ otrzyma następujące wyrażenie ogólne :

$$C_n = C_{n-1} \cdot (1 - \alpha_1) + C_{rd} \frac{\Delta t_1}{24}$$

$$C_n = C_o \cdot (1 - \alpha_1)^{n-1} + C_{rd} \cdot \frac{\Delta t_1}{24} \cdot \left[ (1 - \alpha_1)^{n-2} + (1 - \alpha_1)^{n-3} + \dots + (1 - \alpha_1) + \right.$$

W ostatnim równaniu określającym wartość $C_n$, wyrazy w nawiasie kwadratowym tworzą postęp geometryczny.

Oznaczamy $1 - \alpha_1 = \beta_1$. Wówczas wzór na sumię przyjmie formę

$$C_n = C_o \cdot \beta_1^{/n-1/} + C_{rd} \cdot \frac{\Delta t_1}{24} \cdot \frac{1 - \beta_1^{n-1}}{1 - \beta_1} \qquad /28/$$

Przy pomocy tego wzoru można obliczyć ile przypuszczalnie będzie gotowych samolotów do dowolnego lotu bojowego jeżeli znana jest:

- początkowa liczba samolotów;
- wartość współczynnika strat i uszkodzeń;
- natężenie lotów;
- moc produkcyjna polowych warsztatów naprawczych określona ilością samolotów, które mogą być naprawione w ciągu doby.

Sumaryczną liczbę samolotolotów przy "n" lotach bojowych obliczymy według wzoru:

$$A = C_1 + C_2 + C_3 + \ldots\ldots\ldots\ldots C_n \quad \text{albo}$$

$$A = C_o \cdot \frac{1 - \beta_1^n}{1 - \beta_1} + C_{rd} \cdot \frac{\Delta t_1}{24} \cdot \frac{n - \frac{1 - \beta_1^n}{1 - \beta_1}}{1 - \beta_1} \qquad /29/$$

Do określenia $C_{rd}$, tj. ilości samolotów faktycznie naprawionych w polowych warsztatach w czasie działań bojowych korzystamy z wzoru /9/.

Wzór /29/ można wyrazić również w następującej formie

$$A = A_1 + A_2$$

W tym równaniu $A_1 = C_o \cdot \frac{1 - \beta_1^n}{1 - \beta_1}$ wyraża liczbę samolotolotów bez uwzględnienia możliwości naprawczych, natomiast

$A_2 = C_{rd} \frac{\Delta t_1}{24} \cdot \frac{n-1 \frac{1-\beta_1^n}{1-\beta_1}}{1-\beta_1}$ wyraża liczbę samolotolotów wykonanych przez samoloty naprawione.

Oznaczymy podobnie jak poprzednio przez $\alpha_1 = \frac{1-\beta_1^n}{1-\beta_1}$,

wówczas wzór 29 przyjmie formę

$$A = C_o \cdot \alpha_1 + C_{rd} \frac{\Delta t_1 /n-\alpha_1/}{24/1-\beta_1/} \qquad /30/$$

Korzystając z wzoru 29 i 30 możemy obliczyć możliwą do wykonania liczbę samolotolotów przy dowolnych przerwach między lotami bojowymi i dysponowanej mocy produkcyjnej polowych warsztatów naprawczych.

Znacznie łatwiej i szybciej można dojść do analogicznych wyników korzystając z nomogramów do obliczenia $A_1$ /rys.3.1/ i $A_2$ /rys. 3.2/.

Ażeby obliczyć $A_1$ przy pomocy nomogramu /rys. 3.1/ potrzebne są następujące dane:

$a_1$ - liczbę lotów bojowych,

$\beta_1 = /1 - \alpha_1 /$,

$C_o$ - ewidencyjna liczba samolotów.

W kolejności pokazanej na nomogramie określamy $\alpha_1$, następnie znając $C_o$ znajdujemy $A_1$.

Ażeby określić $A_2$ przy pomocy nomogramu /rys. 3.2/ musimy znać liczbę lotów bojowych n, $\beta_1 = /1-\alpha_1/$ i $C_{rd}$ to jest dysponowaną moc produkcyjną jednostek remontowych.

Znając n i $\beta_1$ znajdujemy na nomogramie $\gamma = \frac{n-\beta_1}{1-\beta_1}$, następnie dla danej wartości $C_{rd}$ znajdujemy liczbę samolotolotów, które wykonają naprawione samoloty to jest $A_2$.

W sumie liczba samolotolotów $A = A_1 + A_2$

Do określenia prawdopodobnych strat bezpowrotnych w toku działań korzystamy z wzoru analogicznego do wzoru /18/

$$C_b = K_b \cdot A, \qquad /31/$$

Podobnie określamy liczby uszkodzonych samolotów.

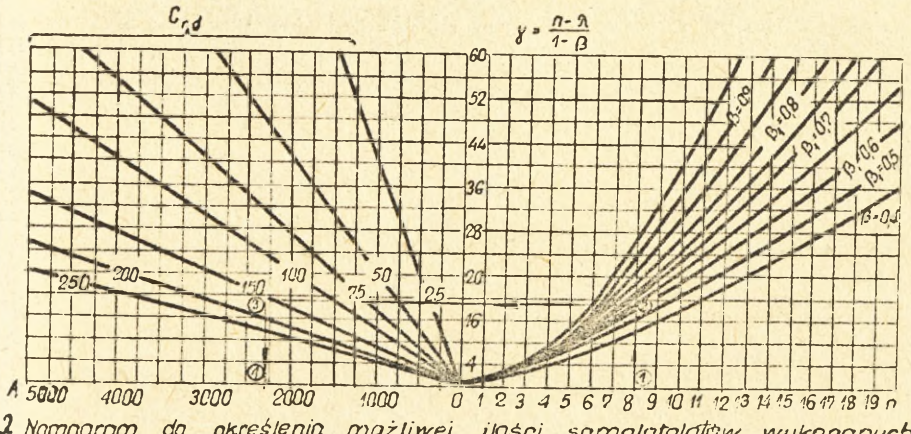
Przy pomocy powyższego sposobu możemy obliczyć początkową liczbę samolotów niezbędną do zabezpieczenia żądanej ilości samolotolotów przy danej mocy produkcyjnej jednostek remontowych i przewidywanych stratach.

$$C_o = \frac{A}{\lambda_1} - e_{rd}\frac{\Delta t_1}{24} \cdot \frac{n-\lambda_1}{\lambda_1 /1-\beta_1/} \qquad /32/$$

Wzór do obliczenia potrzebnej mocy produkcyjnej do zabezpieczenia planowanej liczby samolotolotów przy danym $C_o$, stratach i uszkodzeniach

$$C_{pd} = \frac{24}{\Delta t_1} \cdot \frac{/1-\beta_1/}{/n-\lambda_1/} \cdot /A - C_o\lambda_1/ \qquad /33/$$

$$C_{rez} = \frac{C_o \cdot /K_b+K_k+K_s/ \cdot /m-1/}{1 + /K_b+K_k+K_s/ \cdot /n-1/} \qquad /34/$$




R.32 Nomogram do określenia możliwej ilości samolotolotów wykonanych na naprawionych samolotach, przy dowolnej mocy produkcyjnej polowych warsztatów naprawczych.

3.3.3.1. Przykład wykorzystania metody III do obliczeń:

Warunki i dane analogiczne jak w przykładzie 1/str.257

$C_o$ = 500 samolotów; n = 8; $K_b$ = 0,015; $K_k$ = 0,005; $K_s$ = 0,004;

$K_t$ = 0,04; $K_d$ = 0,3; $\alpha_1$ = 0,364; $\beta_1$ = 0,636; Z = 3; W = 225;

$T'$ = 67 roboczogodzin; $\Delta t_1$ = 24 godz., $\Delta t_2$ = 10 godz.

Do remontu samolotów zaangażowano 243 pracowników DOTS-u.

a/ Określimy liczbę uszkodzonych samolotów kwalifikujących się do remontu bieżącego i drobnego.

$$C_{pd} \frac{\Delta t_1}{24} = C_o /K_t + K_d/ = 500 /0,04 + 0,3/ = 170 \text{ samolotów}$$

$$C_{rd} = /W + D + Z \cdot C_{pd}/ \frac{\Delta t_2}{T'} = /225 + 243 + 3 \cdot 170/ \frac{10}{67}$$

= 155 samolotów.

Korzystając z nomogramów rys.3.1 i3.2 określimy

$A_1$ = 1350 samolotolotów rys.3.1 punkty 1, 2, 3 i 4

$A_2$ = 2300 samolotdotów rys.3.2 punkty 1, 2, 3 i 4

$A = A_1 + A_2$ = 1350 + 2300 = 3650 samolotolotów,

gdzie: $T'$ - średni czas na remont bieżący i drobny łącznie.

OBLICZENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI SILNIKÓW LOTNICZYCH NA OPERACJĘ I OKREŚLENIE PRAWDOPODOBNEJ ZMIANY RESURSU SILNIKÓW.

Obliczenie wykonuje się w celu uzasadnienia referatu - meldunku dla dowódcy o możliwościach wykonania przez oddział postawionego zadania bojowego na operację i terminowego zapotrzebowania brakującej ilości silników.

Kolejność obliczeń. :

$$D_o = D'_r + D_b + D_f \ ;$$

$$D'_r = D_r \cdot \frac{C_r}{C_o} \ ;$$

$$D_r = \frac{R}{0,6\ R_z} \ ;$$

$$R = h.t \ /1 + \frac{\delta_{0,2}}{200} / \ ;$$

$$D_b = \frac{\alpha_b \cdot A_{ti}}{100} \ ;$$

$$D_k = \frac{\alpha_k \cdot A_{ti}}{100} \ ;$$

gdzie: $D_o$ - ilość silników potrzebna do zabezpieczenia operacji,

$D'_r$ - ilość silników potrzebna do zmiany na skutek zużycia resursu, szt.,

$D_b$ - ilość silników potrzebna do wymiany na skutek bojowych uszkodzeń, szt.,

$D_k$ - ilość silników potrzebna do wymiany na skutek wad konstrukcyjnych, fabrycznych i niewłaściwej eksploatacji, szt.,

$D_r$ - ilość silników, które zużyły resurs w czasie operacji, szt.,

R - resurs silników zużytych w czasie operacji w godz.

## Dane wyjściowe

$C_o$ - ilość samolotów przed operacją;

$C_r$ - przewidywana liczba samolotów w końcu operacji;

A - planowana ilość samolotolotów w czasie operacji;

i - liczba silników na samolocie, szt.;

$R_z$ - resurs silnika określony przez zakład produkcyjny, godz.;

h - planowana ilość lotów danego samolotu na dobę;

t - średnia długotrwałość jednego lotu, godz.;

$\delta$ - czas pracy silnika na ziemi, % ;

$\mathcal{L}_b$ - współczynnik strat bojowych /na 100 godz. pracy/;

$\mathcal{L}_k$ - współczynnik przedwczesnego wybudowania silników z powodu wad konstrukcyjnych, fabrycznych i niewłaściw eksploatacji /na 100 godzin pracy/.

Obliczenia wykonuje się z dokładnością do 0,01.

Końcowy wynik należy zaokrąglić do liczby całkowitej.

## 3. OKREŚLENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI ZAPASOWYCH AGREGATÓW NA PLANOWANY OKRES SZKOLENIA BOJOWEGO.

Obliczenia potrzebnej ilości agregatów zapasowych na planowany okres wykonuje się w celu terminowego zamówienia ich w przemyśle, względnie pobrania z centralnych magazynów.

Obliczenia pozwalają określić potrzebną ilość konkretnych agregatów na planowany okres szkolenia bojowego w zależności od planowanego czasu pracy danego agregatu z uwzględnieniem możliwości jego uszkodzenia w czasie magazynowania i eksploatacji.

### Kolejność obliczeń.

1. Przypuszczalna liczba uszkodzeń w procesie eksploatacji na planowany okres:

$$N_{śr} = \lambda_p \cdot t_p \cdot m$$

Otrzymane wyniki należy zaokrąglić do całości w stronę większej liczby.

2. Zapas gwarancyjny, niezbędny do zamiany uszkodzonych agregatów w czasie pracy:

$$R_1 = f\,/\beta,\ N_{śr.p}/$$

3. Przypuszczalna liczba uszkodzeń w czasie magazynowania zapasowych agregatów /w liczbie $R_1$/ w planowanym okresie:

$$N_{śr.m} = \lambda_m \cdot t_s \cdot R_1$$

Otrzymane wyniki zaokragla się do całości w stronę większej liczby.

4. Zapas niezbędny do zamiany agregatów uszkodzonych w czasie magazynowania:

$$R_2 = f\ /\beta\ ,\ N_{śr.m}\ /$$

5. Wymagana ilość zapasowych agregatów danego typu

$$R = R_1 + R_2$$

Wielkości $R = f\ /\beta\ ,\ N_{śr.}, \lambda_p, \lambda_m\ /$ dobiera się zgodnie za zaleceniami podanymi na str. ..... .

Dane wyjściowe

$t_e$ - planowany okres eksploatacji /w latach/;

$t_p$ - planowany czas pracy, danego agregatu /w godz./;

m - ilość danych agregatów w eksploatacji;

$\lambda_p$ - współczynnik uszkodzeń agregatu w czasie pracy na 1 godz. pracy;

$\lambda_m$ - intensywność uszkodzeń agregatów w czasie magazynowania /na 1 rok magazynowania/;

$\beta$ - prawdopodobieństwo, przy którym gwarancyjny zapas agregatów powinien zabezpieczyć normalną eksploatację sprzętu lotniczego do końca planowanego okresu.

## 3.6. OBLICZENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI CZĘŚCI ZAMIENNYCH I AGREGATÓW NA OPERACJĘ

Obliczenie wykonuje się w celu terminowego uzupełnienia agregatów i części zamiennych, niezbędnych do zabezpieczenia planowanej liczby samolotolotów w czasie operacji.

Obliczenia pozwalają określić potrzebną ilość części zamiennych i agregatów w zależności od ich przypuszczalnego rażenia w czasie lotów bojowych, jak również w czasie eksploatacji w okresie operacji.

### Kolejność obliczeń

1. Prawdopodobna ilość uszkodzeń na skutek rażenia:

$$N_{śr.b} = A \cdot i \cdot \delta \cdot K_{b.a} \cdot \chi$$

2. Prawdopodobna liczba uszkodzeń powstałych w procesie eksploatacji w czasie operacji:

$$N_{śr.p} = A \cdot i \cdot t \cdot \delta_p \cdot K_r$$

3. Sumaryczna ilość uszkodzeń z obu wskazanych przyczyn

$$N_{śr} = N_{śr.b} + N_{śr.p}$$

4. Potrzebna ilość zapasowych agregatów danego typu:

Wielkości $R = f(\beta, N_{śr})$ oraz $\lambda_p$, $\delta$, $K_{b.a}$, $\chi$, określa się zgodnie z zaleceniami podanymi niżej.

Dane wyjściowe

$A$ - planowana ilość samolotolotów;

$t$ - średnia długotrwałość jednego lotu /godz./;

$i$ - ilość agregatów danego typu na jednym samolocie;

$\lambda_p$ - współczynnik uszkodzeń agregatów w czasie pracy /na 1 godz. pracy/;

$\gamma$ - współczynnik ubycia samolotów do naprawy bieżącej i drobnej;

$K_{b.a}$ - współczynnik rażenia agregatu na samolocie;

$\varkappa$ - współczynnik ubycia agregatów, które nie nadają się do naprawy;

$\beta$ - prawdopodobieństwo, przy którym gwarancyjny zapas agregatów powinien zabezpieczyć normalną eksploatację sprz lotniczego do końca operacji;

$K_r$ - współczynnik uwzględniający naprawę agregatów w oddzia

## 3.6,1. ZALECENIA DOTYCZĄCE DOBORU WSPÓŁCZYNNIKÓW

W omawianej metodzie obliczeń potrzebnej ilości części zamiennych i agregatów szeroko stosuje się różnego rodzaju współczynniki. Większość z nich można ustalić na podstawie dostatecznie dużej ilości statystycznych danych z doświadczeń bojowego wykorzystania rozpatrywanego sprzętu i agregatów.

Dla przykładu podamy zalecenia odnośnie doboru niektórych współczynników.

Wielkość $\lambda_p$ - współczynnik uszkodzeń agregatów w czasie pracy - aktualnie dla wielu agregatów samolotu jest znana /tabl.34/.

Wielkość $\lambda_m$ - współczynnik uszkodzeń agregatów w czasie magazynowania - nie jest jeszcze dostatecznie zbadana, /brak danych statystycznych/.

Jednakże do orientacyjnych obliczeń można przyjąć $\lambda_m = 1{,}001 \div 0{,}05$ /w zależności od konstrukcyjnych właściwości agregatów i warunków magazynowania/. Tak np: dla prądnic $\lambda_m = 0{,}001$; dla odległościowych kompasów $\lambda_m = 0{,}05$.

Współczynnik ubycia samolotów do naprawy bieżącej $K_t$ zależy od typu samolotu, jego konstrukcyjnych właściwości, od bojowego przeciwdziałania przeciwnika i innych czynników.

W obliczeniach zaleca się przyjmować $K_t = 0{,}2 \div 0{,}3$.

Współczynnik rażenia agregatów na samolocie można orientacyjnie obliczyć w/g wzoru:

$$K_{b.a} = K_{t.r} \cdot \frac{S_a}{S_s}$$

gdzie: $K_{t.r}$ - współczynnik rażenia samolotu, jego wartość jest zazwyczaj bliska wartości współczynnika strat bojowych;

$S_a$ - powierzchnia rażenia agregatu;

$S_s$ - powierzchnia rażenia samolotu.

Współczynnik ubycia agregatów, które nie nadają się do naprawy $\chi$ zależy od sposobu podejścia do naprawy uszkodzonych agregatów. Jeżeli przyjmujemy, że wszystkie uszkodzone agregaty zostaną wymienione, to $\chi = 1$. W pozostałych wypadkach, jeżeli sytuacja i środki naprawcze, którymi dysponujemy pozwalają na naprawę agregatów, to wartość współczynnika $\chi$ przyjmiemy mniejszą od jedności /$\chi = 0,5 \div 0,8$/. Większe wartości $\chi$ odnoszą się do tych agregatów, których uszkodzone elementy można łatwo wymienić.

W czasie eksploatacji sprzętu lotniczego w oddziałach należy gromadzić i opracowywać statystyczne dane w celu określenia i korygowania wyjściowych danych do obliczeń.

W tablicy 35 podano wzór w/g którego należy gromadzić i opracowywać tego rodzaju statystyczne dane.

W czasie korzystania z tej tablicy niekiedy trzeba będzie wykonać interpolację liniową wartości R dla wartości $N_{śr}$, której brak w tablicy.

Przy interpolacji można korzystać ze wzoru

$$\xi = \frac{N_{obl} - N_{tabl.mniejszy}}{N_{tabl.większy} - N_{tabl.mniejszy}}$$

wówczas

$$R = R_{tabl.mniejszy} + \left( R_{tabl.większy} - R_{tabl.mniejszy} \right)$$

Tab-ela 33

WARTOŚCI R = $f(\beta, n_{śr})$

| $n_{śr}$ \ $\beta$ | 0,80 | 0,85 | 0,90 | 0,95 | 0,98 | 0,99 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 2 | 3 | 3 | 4 | 4 | 5 | 5 |
| 3 | 4 | 5 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| 4 | 6 | 6 | 7 | 7 | 8 | 9 |
| 6 | 8 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
| 8 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 |
| 10 | 13 | 13 | 14 | 15 | 17 | 18 |
| 20 | 24 | 24 | 26 | 27 | 29 | 31 |
| 30 | 34 | 36 | 37 | 39 | 41 | 43 |
| 40 | 45 | 46 | 48 | 50 | 53 | 55 |
| 50 | 56 | 57 | 59 | 62 | 65 | 67 |
| 60 | 66 | 68 | 70 | 73 | 76 | 78 |
| 80 | 87 | 89 | 92 | 95 | 99 | 101 |
| 100 | 108 | 110 | 113 | 116 | 120 | 124 |
| 200 | 210 | 216 | 219 | 222 | 228 | 233 |
| 300 | 312 | 320 | 325 | 330 | 335 | 340 |
| 500 | 516 | 521 | 527 | 535 | 542 | 552 |
| 1000 | 1020 | 1030 | 1040 | 1060 | 1070 | 1085 |

Uwaga: przy $n_{śr} \leq 0,5$ przyjmuje się R = 1

przy $0,5 < n_{śr} < 1$ ; $n_{śr} = 1$, a R = 2

przy $1 < n_{śr} < 2$ ; $N_{śr} = 2$.

Interpolację R wykonać do liczby całkowitej, zaokrąglając ją w kierunku większej liczby.

WARTOŚCI NIEKTÓRYCH WSPÓŁCZYNNIKÓW DLA OSPRZĘTU LOTNICZEGO

Tabela 34

| Nazwa agregatu | $\lambda_p \cdot 10^{-3}$ | $\lambda_m$ |
|---|---|---|
| Pulpit sterowania | 0,67 | |
| Wzmacniacz | 0,8 | |
| Mechanizmy sterowania | 0,55 | |
| Elektryczny wskaźnik zakrętu | 0,2 | |
| Sztuczny horyzont | 0,35 | |
| Busola odległościowa | 1,03 | 0,05 |
| Żyropółkompas | 1,4 | |
| Przyrząd tlenowy | 1,0 | |
| Wskaźnik przepływu tlenu | 0,32 | |
| Cewka zapłonowa | 0,01 | |
| Akumulator tlenowy | 0,5 | |
| Srebrowo-cynkowy akumulator | 1,0 | |
| Automat ogrzewania oszklenia | 0,2 | |
| Dajnik bezwładnościowy | 0,01 | |
| Przyśpieszeniomierze | 0,01 | |
| Dajnik paliwomierza | 0,009 | |
| Przekaźnik ciśnienia | 0,008 | |
| Elektryczne przyrządy pomiarowe | 0,05 | |
| Termopary | 0,006 | |
| Silnik elektryczne | 0,02 ÷ 0,1 | |
| Prądnice | 0,01 | $0,1 \cdot 10^{-3}$ |
| Przetwornice | 0,5 | |
| Żyroskopy | 0,5 | |
| Sprzęgła mechaniczne | 0,01 | |
| Zbiorniki paliwowe | 0,001 | |

TABLICA DO OKREŚLENIA WIELKOŚCI $\lambda_p$ i $\lambda_m$ NA PODSTAWIE DOŚWIADCZEŃ Z EKSPLOATACJI SPRZĘTU LOTNICZEGO

Tabela 35

| Nazwa agregatu | m | $t_p$ | $n_p$ | $\lambda_p = \frac{n_p}{m \cdot t_p}$ | $t_e$ | $R_1$ | $n_m$ | $\lambda_m = \frac{n_m}{t_e \cdot R_1}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | |

Uwaga: Oznaczenia m, $t_p$, $t_e$, $n_p$, odpowiadają rozpatrywanym poprzednio, natomiast:

$R_1$ - ilość agregatów danego typu w magazynie;

$n_m$ - ilość uszkodzeń agregatów magazynowanych w planowanym czasie;

$n_p$ - ilość uszkodzeń agregatów w procesie eksploatacji w czasie operacji.

## 3.7. OBLICZENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI SAMOLOTÓW TRANSPORTOWYCH DO PRZEBAZOWANIA SKŁADU OSOBOWEGO I SPRZĘTU TECHNICZNEGO TRANSPORTEM POWIETRZNYM W WYZNACZONYM TERMINIE.

Obliczenia do przebazowania wykonuje się na szczeblu oddziału lotniczego w czasie przygotowania do przebazowania.

Przebazowanie może być realizowane przy pomocy transportu samochodowego, powietrznego i kolejowego.

Wskazane jest wykonywanie podobnych obliczeń z uwzględnieniem wszelkich możliwych wariantów przebazowania.

Zazwyczaj wykonuje się jeden z następujących wariantów obliczeń.

1. Określa się potrzebną ilość środków transportowych /jednostek/ określonego typu przy wyznaczonym przez d-two czasie na przebazowanie.
2. Określa się czas potrzebny na przebazowanie przy dysponowanych środkach transportowych.

Dane wyjściowe

$Q_u$ - ciężar ładunku /kG/;
$Q_{cz}$ - średni ciężar człowieka $Q_{cz} \approx 90$ kG;
$I_{cz}$ - liczba osób przewożonych transportem powietrznym;
R - promień przebazowania /km/;
$C_h$ - godzinowe zużycie paliwa /kG/godz./;
V - prędkość podróżna /km/godz./;
$Q_c$ - całkowita pojemność instalacji paliwowej;
$Q_p$ - ciężar pustego samolotu /kG/;
$Q_s$ - ciężar startowy /kG/;
$K_w$ - współczynnik uwzględniający przystosowanie samolotu do transportu ładunku /$K_w = 1,5$/;
$t_p$ - pomocniczy czas lotu /kołowania, start, wznoszenie, szybowanie, lądowanie /min./;
$t_z$ - czas załadunku i rozładunku ludzi /min./;
$t_{zw}$ - czas załadunku i rozładunku sprzętu technicznego /min./
t - wyznaczony czas na przebazowanie.

W obliczeniach przyjęto szereg założeń a mianowicie: każdy samolot transportowy tankuje się paliwem w ilości wystarczającej na przelot na nowe lotnisko bazowania i z powrotem.

Ponadto dodatkowo tankuje się paliwem w ilości 20% całkowitej pojemności instalacji paliwowej samolotu, na wykonanie wznoszenia, szybowania, lądowanie i nie przewidziane zużycie.

Zakłada się, że lot wykonuje się w zasadzie na prędkości podróżnej, Jeżeli warunek ten nie jest spełniony, to w obliczeniach należy przyjmować wartości godzinowego zużycia paliwa odpowiadające faktycznemu zakresowi lotu.

Kolejność obliczeń

1. Zużycie paliwa na lot poziomy $Q_{1p}$ na jeden przelot do miejsca przebazowania i z powrotem:

$$Q_{1p} = \frac{2 \cdot C_h \cdot R}{V}$$

2. Niezbędny zapas paliwa Q z uwzględnieniem zużycia na wznoszenie, szybowanie i nie przewidziane czynności:

$$Q = Q_p + 0,2 \cdot Q_c$$

3. Maksymalnie dopuszczalny ciężar ładunku jednego samolotu transportowego:

$$Q_d = Q_s - Q_p - Q$$

4. Skład, osobowy, przebazowany w jednym locie:

$$n = \frac{Q_d}{Q_{cz}}$$

5. Niezbędna ilość samolotolotów do przebazowania całego skła osobowego:

$$Z_{s.o} = \frac{I_{cz}}{n}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

6. Niezbędna ilość samolotolotów do przebazowania sprzętu technicznego:

$$Z_t = \frac{K_w \; Q_u}{Q_d}$$

Wynik zaokrąglić w kierunku większej liczby.

7. Sumaryczna ilość samolotolotów niezbędnych do przebazowani składu osobowego i sprzętu technicznego:

$$Z = Z_{s.o} + Z_t$$

8. Czas lotu poziomego samolotu w jednym kierunku w min.:

$$t_{l.p} = \frac{p}{V} \cdot 60$$

9. Czas zużyty na przebazowanie składu osobowego jednym lote samolotu i powrotu na stare lotnisko:

$$t_1 = 2\, t_{l.p} + t_p + t_z$$

gdzie: $t_p$ - czas zużyty na kołowanie, start, wznoszenie, szybowanie i lądowanie przy lotach do miejsca przebazowania i z powrotem.

10. Maksymalnie możliwą ilość lotów jednego samolotu przebazo cego skład osobowy:

$$X_{s.o} = \frac{t}{t_1}$$

Przyjmuje się tylko część całkowitą.

11. Ogólna ilość samolotów transportowych niezbędnych do przerzutu składu osobowego:

$$S_{s.o} = \frac{Z_{s.o}}{X_{s.o}}$$

12. Czas zużyty na przebazowanie sprzętu technicznego /z jego załadowaniem/ w jednym locie:

$$t_2 = 2\, t_{l.p} + t_p + t_{z.w}$$

13. Maksymalnie możliwa liczba lotów jednego samolotu:

$$X_t = \frac{t}{t_2}$$

Przyjmuje się tylko część całkowitą.

14. Potrzebna ilość samolotów transportowych do przebazowania sprzętu technicznego:

$$S_t = \frac{Z_t}{X_t}$$

Wynik obliczenia zaokrąglamy do całości w kierunku większej liczby.

15. Ogólna ilość samolotów transportowych potrzebnych do przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego w organiczonym czasie:

$$S = S_{s.o} + S_t$$

## .8. OBLICZENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI SAMOCHODÓW DO PRZEBAZOWANIA SKŁADU OSOBOWEGO I SPRZĘTU TECHNICZNEGO W WYZNACZONYM TERMINIE

### Dane wyjściowe

$Q_u$ - ciężar ładunku /kG/;

$Q_{cz}$ - średni ciężar człowieka /kG/ $Q_{cz}$ 90 kG;

$I_{cz}$ - stan liczebny naziemnego składu osobowego;

$I_k$ - liczba konwojentów transportu;

$K_w$ - współczynnik uwzględniający przystosowanie samochodu do transportu ładunku /w orientacyjnych obliczeniach przyjmuje się $K_w = 1,5$/;

$Q_A$ - udźwig samochodu /kG/;

$n_A$ - norma określająca ilość pasażerów;

R - odległość przebazowania /km/;

$V_T$ - prędkość techniczna samochodu z ładunkiem /km/godz./;

$T_o$ - czas zużyty na odpoczynek w drodze do celu przebazowania /min./;

$T_{z.w}$ - czas zużyty na załadunek i rozładunek /min./;

$V_{To}$ - prędkość techniczna bez ładunku /km/godz./;

$T_o$ - czas zużyty na odpoczynek w drodze powrotnej od celu /min./;

t - czas wyznaczony na przebazowanie /min./.

### Kolejność obliczeń

1. Ilość samochodo-kursów potrzebnych do przewiezienia składu osobowego:

$$Z_{s.o} = \frac{I_{cz} - I_k}{n_A}$$

2. Ilość samochodo-kursów potrzebnych do przewiezienia sprzętu technicznego:

$$Z_t = \frac{K_w \cdot Q_u + I_k \cdot Q_{cz}}{Q_A}$$

3. Łączna liczba potrzebnych samochodo-kursów:

$$Z_A = Z_{s.o} + Z_t$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

4. Czas jazdy kolumny samochodowej:

$$T_j = \frac{R}{V_T} \cdot 60$$

5. Czas samochodo-kursu do miejsca przebazowania:

$$T_k = T_j + T_o + T_{z.w}$$

6. Czas powrotnej jazdy kolumny samochodowej:

$$T_p = \frac{R}{V_{To}} \cdot 60$$

Jeżeli kolumna odpoczywała w drodze, to czas powrotnej jazdy będzie wynosił:

$$T'_p = T_p + T'_o$$

7. Maksymalnie możliwa ilość kursów kolumny samochodowej w czasie przebazowania:

$$X_A = \frac{t}{T_k + T_p}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

8. Ogólna ilość samochodów niezbędnych do przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego w wyznaczonym przez dowództwo czasie:

$$S_A = \frac{Z_A}{X_A}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby. Parametry czasowe określa się z dokładnością do minuty. Otrzymane wyniki załącza się do zamówienia na samochodowe środki transportu na przebazowanie.

## 3.9. OBLICZENIE CZASU PRZEBAZOWANIA SKŁADU OSOBOWEGO I SPRZĘTU TECHNICZNEGO PRZY OGRANICZONEJ ILOŚCI TRANSPORTU POWIETRZNEGO

### Dane wyjściowe

$Q_u$ - ciężar ładunku /kG/;
$Q_{cz}$ - średni ciężar człowieka /$Q_{cz} \approx 90$ kG/;
$I_{cz}$ - stan liczebny składu osobowego /osób/;
$S_o$ - ilość przydzielonych samolotów transportowych;
R - promień przebazowania /km/;
$C_h$ - godzinowe zużycie paliwa /kG/godz./;
V - prędkość podróżna /km/godz./;
$Q_o$ - całkowita pojemność instalacji paliwowej /kG/;
$Q_p$ - ciężar pustego samolotu /kG/;
$Q_s$ - ciężar startowy /kG/;
$K_w$ - współczynnik uwzględniający przystosowanie samolotu do transportu ładunku; $K_w = 1,5$;
$t_p$ - pomocniczy czas lotu /min./;

$t_z$ - czas załadunku i rozładunku ludzi /min./;

$t_{zw}$ - czas załadunku i rozładunku sprzętu technicznego /min./.

Matematyczne wyrażenie obliczenia

Sposób tego obliczenia jest analogiczny jak podano w pod-roz.3.7/pierwsze 9 punktów pozostają bez zmian/.

10. Potrzebna ilość samolotolotów, którą wykona każdy samolot transportowy wydzielony do przewozu składu osobowego,

$$M_{s.o} = \frac{Z_{s.o}}{S_{s.o}}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

11. Łączny czas zużyty na przebazowanie składu osobowego:

$$\Sigma t_1 = M_{s.o} \cdot t_1$$

12. Czas zużyty na przebazowanie sprzętu technicznego /łącznie z załadowaniem i rozładowaniem/ w jednym locie:

$$t_2 = 2\, t_{l.p} + t_p + t_{z.w}$$

13. Potrzebna ilość samolotolotów, którą wykoną każdy samolot w czasie przebazowania sprzętu technicznego:

$$M_t = \frac{Z_t}{S_t}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

14. Łączny czas zużyty na przebazowanie sprzętu technicznego:

$$\Sigma t_2 = M_t \cdot t_2$$

Wydzielone samoloty transportowe należy rozdzielić do przewozu składu osobowego i sprzętu technicznego tak, żeby ich przebazowanie zakończyć jednocześnie. Wówczas bowiem łączny czas na przebazowanie osiągnie wartość minimalną.

Zgodnie z warunkami optymalizacji

$$\Sigma t_1 = \Sigma t_2 \quad \text{i} \quad M_{s.o} \cdot t_1 = M_t \cdot t_2$$

albo:

$$\frac{Z_{s.o}}{S_{s.o}} \cdot t_1 = \frac{Z_t}{S_t} \cdot t_2$$

wobec tego:

$$\frac{S_{s.o}}{S_t} = \frac{Z_{s.o}}{Z_t} \cdot \frac{t_1}{t_2}$$

albo:

$$S_t = \frac{S}{1 + \frac{Z_{s.o}}{Z_t} \cdot \frac{t_1}{t_2}}$$

Wynik zaokrąglić do najbliższej liczby całkowitej wówczas:

$$S_{s.o} = S - S_t$$

Otrzymane wzory pozwalają najbardziej racjonalnie podzielić przydzielone do przebazowania środki transportu powietrznego.

Przy tym za czas przebazowania przyjmuje się większą wartość otrzymaną z dwóch poniżej podanych wzorów:

$$t_{s.o} = S_{s.o} \cdot t_1$$

$$t_t = S_t \cdot t_2$$

gdzie: $t_{s.o}$ - czas przebazowania składu osobowego;

$t_t$ - czas przebazowania sprzętu technicznego.

## .10.OBLICZENIE CZASU PRZEBAZOWANIA SKŁADU OSOBOWEGO I SPRZĘTU TECHNICZNEGO PRZY OGRANICZONEJ ILOŚCI SAMOCHODÓW TRANSPORTOWYCH

### Dane wyjściowe

$Q_u$ - ciężar ładunku /kG/;

$Q_{cz}$ - średni ciężar człowieka, $Q_{cz} \approx 90$ kG;

$I_{cz}$ - stan liczebny naziemnego składu osobowego;

$l_k$ - liczba konwojentów transportu;

$S_A$ - ilość wydzielonych samochodów;

$n_A$ - norma określająca ilość pasażerów;

$K_w$ - współczynnik uwzględniający przystosowanie samochodu do transportu ładunku;

$Q_A$ - udźwig samochodu /kG/;

R - odległość przebazowania /km/;

$V_T$ - prędkość techniczna samochodu z ładunkiem /km/godz./;

$T_o$ - czas zużyty na odpoczynek w drodze do celu przebazowania /min./;

$T_{z.w}$ - czas zużyty na załadunek i rozładunek /min./;

$V_{to}$ - prędkość techniczna samochodu bez ładunku /km/godz./;

$T_o'$ - czas zużyty na odpoczynek w drodze powrotnej do celu /min./.

Kolejność obliczeń

Sposób obliczeń analogiczny jak w obliczeniu 3.8. str. 280- pierwsze 6 punktów pozostaje bez zmiany, a dalej :

7. Potrzebna ilość kursów kolumny samochodowej:

$$X_A = \frac{Z_A}{S_A}$$

Wynik zaokrąglić do całości w kierunku większej liczby.

8. Czas potrzebny do przebazowania składu osobowego i sprzętu technicznego:

$$t = T_k \cdot X_A + T'_p \cdot /X_A - 1/$$

## 3.11. OBLICZENIE CZASU HOLOWANIA SAMOLOTÓW NA START PRZY OGRANICZONEJ LICZBIE CIĄGNIKÓW

Dane wyjściowe

$S$ - droga holowania /km/;

$V_h$ - prędkość ciągnika w czasie holowania samolotu /km/godz./;

$V_{hp}$ - prędkość ciągnika w drodze powrotnej /km/godz./;

$I_h$ - ilość samolotów przewidzianych do holowania;

$I_c$ - ilość ciągników;

$t_{p.c}$ - czas doczepienia samolotu do ciągnika /min./;

$t_{o.c}$ - czas odczepienia samolotu od ciągnika /min./.

Matematyczne wyrażenie obliczenia

1. Czas holowania jednego samolotu:

$$t_1 = t_{pc} + t_{oc} + \frac{S}{V_h} \cdot 60$$

2. Czas drogi powrotnej:

$$t_2 = \frac{S}{V_{hp}} \cdot 60$$

3. Liczba samolotów, które będą holowane jednym ciągnikiem;

$$l_{h1} = \frac{l_h}{l_c}$$

Rezultat zaokrąglić do całości.

4. Czas holowania samolotów oddziału lotniczego:

$$t = t_1 + t_2 \cdot /l_{h1} - 1/$$

2. OBLICZENIE CZASU NA PRZYGOTOWANIE SAMOLOTU DO LOTU Z UWZGLĘDNIENIEM POMOCY SPECJALISTÓW O INNYCH KWALIFIKACJACH, KTÓRZY CZĘŚĆ CZASU POŚWIĘCAJĄ NA INNE PRACE

Obliczenie pozwala określić czas potrzebny na przygotowanie samolotu do lotu z uwzględnieniem współpracy specjalistów o innych kwalifikacjach.

Kolejność obliczeń

$$T = \frac{t_2}{b} + \frac{L}{V} + \frac{t_1 - /\frac{t_2}{b} + \frac{L}{V}/ \cdot a}{k \cdot b + a}$$

gdzie: T - czas potrzebny na przygotowanie samolotu /godz./.

Dane wyjściowe

$t_1$ - czas potrzebny na przygotowanie samolotu wyznaczony w roboczogodzinach;

$t_2$ - czas potrzebny na wykonanie innych prac wyrażonych w roboczogodzinach;

a - liczba specjalistów biorących udział w przygotowaniu samolotu;

b - liczba specjalistów biorących udział w innych pracach;

k - współczynnik zamienności specjalistów /k = 0,7/;

L - odległość od samolotu do miejsca innych prac /km/;

V - prędkość marszu /km/godz./.

Obliczenia wykonuje się z dokładnością do 0,01.

Wynik zaokrąglić do 0,1.

## 3.13. OBLICZENIE POTRZEBNEJ ILOŚCI AGREGATÓW I CZĘŚCI ZAMIENNYCH, KTÓRYCH ZUŻYCIE PRZEWIDUJE SIĘ W CZASIE OPERACJI

Obliczenia wykonuje się w celu określenia prawdopodobnego zużycia konkretnej nomenklatury sprzętu technicznego w czasie operacji, na którą należy złożyć zamówienie w celu uzupełnienia rezerw.

Dane wyjściowe

N - potrzebna ilość danych agregatów względnie części zamiennych na okres operacji;

A - przypuszczalna ilość samolotolotów;

$h$ - ilość agregatów lub części zamiennych danego typu na jeden samolot;

$\gamma$ - współczynnik ubycia samolotów do naprawy bieżącej i drobnej z powodu bojowych uszkodzeń;

$K_{ba}$ - współczynnik rażenia danego agregatu /części/;

$\beta$ - współczynnik określający część samolotów sprawnych i naprawionych w zakresie naprawy bieżącej i drobnej;

$\tilde{\Theta}$ - średni czas pracy danego agregatu /części/ w godz.;

$R$ - resurs techniczny danego agregatu /części/w godz.;

$\varsigma$ - współczynnik uszkodzenia danego agregatu /charakterystyka niezawodności/;

$K_b$ - współczynnik strat bojowych samolotów;

$K_k$ - współczynnik ubycia samolotów do naprawy kapitalnej;

$K_s$ - współczynnik ubycia samolotów do średniej naprawy.

Kolejność obliczeń

$$N = A \cdot h \cdot \left[\gamma \cdot K_{b.a} + \beta\left(\frac{\tilde{\Theta}}{R} + \varsigma \frac{R}{10}\right)\right]$$

$$\beta = 1 - /K_b + K_k + K_s /$$

Wynik zaokrąglić do całości.

# 4. WYBRANE NIEKTÓRE ŚREDNIE NORMY CZASOWE ORAZ JEDNOSTKI KALKULACYJNE DO PLANOWANIA ZABEZPIECZENIA DZIAŁAŃ BOJOWYCH PRZEZ SŁUŻBĘ INŻYNIERYJNO LOTNICZĄ.

## 4.1. WAŻNIEJSZE POJĘCIA I WSKAŹNIKI ŚREDNICH NORM GOTOWOŚCI BOJOWEJ

### 4.1.1. Gotowość bojowa nr 1.

Personel latający znajduje się w kabinach samolotów gotowy do natychmiastowego uruchamiania silników i startu na zadanie bojowe.

Personel techniczny przy samolotach w pełnej gotowości do wypuszczenia ich w powietrze na sygnał.

### 4.1.2. Gotowość bojowa nr 2.

Samoloty znajdują się w miejscach zapewniających wykonanie startu w nakazanych normach czasu. Uzbrojenie pokładowe załadowane i sprawdzone, rakiety podwieszone z radiozapalnikami. Personel latający i techniczny przebywa w rejonie rozmieszczenia samolotów lub w pomieszczeniach dla załóg dyżurnych. Dyżurny personel Stanowisk technicznych znajduje się w rejonie tych Stanowisk. Piloci samolotów naddźwiękowych pełnią dyżur w ubiorze zapewniającym osiągnięcie gotowości bojowej nr 1 w ustalonych normach czasu. Wytyczne dotyczące charakteru zadań bojowych są już wydane przy czym, zadanie konkretyzuje się przed startem lub już po starcie /przez radio/.

### 4.1.3. Gotowość bojowa nr 3.

Samoloty przygotowane do działań bojowych /zgodnie i Instrukcją Służby Inżynieryjno Lotniczej - Lot.915/66, rozdz.I pkt.14 str.11/ znajdują się w miejscach zapewniających szybkie i sprawne wykonywanie zadań bojowych. Personel latający i techniczny wyznaczony do pełnienia dyżuru bojowego przebywa w rejonie lotniska uczestnicząc w normalnym toku szkolenia lub pracy w czasie godzin służbowych. Natomiast po godzinach służbowych przebywa w miejscach zamieszkania /zakwaterowania/ będąc w gotowości do natychmiastowego przybycia na lotnisko - w tym celu wydzielone są i utrzymywane w pełnej gotowości niezbędne środki transportowe do przewozu na sygnał personelu latającego i technicznego do samolotów.

4.1.4. Normy czasowe przejścia do gotowości bojowej:

/czas w minutach/

Tabela 36

| Typ samolotu | pora doby | pojedyńczego samolotu | pary | klucza | eskadry |
|---|---|---|---|---|---|
| Z gotowości nr 2 w gotowość nr 3 | | | | | |
| Lim- /wszystkie wersje/ | dzień / noc | 2 / 3 | 2 / 3 | 2 / 3 | 3 / 4 |
| MiG-21 | dzień / noc | 8 / 9 | 8 / 9 | 11 / 12 | 13 / 14 |
| MiG-19 | dzień / noc | 3 / 4 | 3 / 4 | 3 / 4 | 4 / 5 |
| Z gotowości nr 3 w gotowość nr 2 | | | | | |
| Lim- /wszystkie wersje/ | dzień / noc | 10 / 12 | 10 / 12 | 10 / 12 | 12 / 15 |
| MiG-21 | dzień | 25 / 27 | 25 / 27 | 30 / 31 | 50 / 52 |
| MiG-19 | dzień / noc | 11 / 13 | 11 / 13 | 12 / 13 | 14 / 15 |
| Z gotowości nr 3 w gotowość nr 1 w przypadku, gdy personel latający i techniczny - dyżurny - przebywa w rejonie lotniska w godzinach służbowych: | | | | | |
| Lim-/wszystkie wersje/ | dzień / noc | 12 / 15 | 12 / 15 | 12 / 15 | 15 / 19 |
| MiG-21 | dzień / noc | 14 / 17 | 14 / 17 | 15 / 17 | 18 / 20 |
| MiG-19 | dzień / noc | 33 / 36 | 33 / 36 | 41 / 43 | 63 / 66 |
| Z gotowości nr 3 w gotowość nr 1 w przypadku, gdy personel latający i techniczny - dyżurujący - przebywa w miejscach swojego zamieszkania /zakwaterowania/ z wydzielonymi dyżurnymi środkami transportu - po godzinach służbowych : | | | | | |
| Lim-/wszystkie | dzień / noc | 30 / 35 | 30 / 35 | 30 / 35 | - / - |
| MiG-21 | dzień / noc | 50 / 55 | 50 / 55 | 50 / 55 | - / - |
| MiG-19 | dzień / noc | 40 / 45 | 40 / 45 | 40 / 45 | - / - |

Uwaga: W ostatnim przypadku nie podano czasów dla eskadry, ponieważ nie utrzymuje się jej w dyżurowaniu jak wyżej.

## 4.1.5. ODTWARZANIE GOTOWOSCI BOJOWEJ PO WYLOCIE

Czynności podczas odtwarzania gotowości bojowej:

- przyjęcie i przegląd techniczny samolotu po locie;
- tankowanie paliwa i uzupełnienie tlenem;
- podwieszanie rakiet lub uzbrojenia strzeleckiego;
- sprawdzenie systemu uzbrojenia i ogólne sprawdzenie samolotu przed lotem.

### Czasy odtwarzania gotowości bojowej

| | | |
|---|---|---|
| - pojedynczy samolot, para | | 15 - 20 min |
| - klucz | | 25-30 min |
| - eskadra | | 40 - 60 min |
| - pułk | około | 2,5 - 3 godz. |

## 4.1.6. ŚREDNIE DOBOWE NATĘŻENIE DZIAŁAŃ BOJOWYCH DLA PERSONELU LATAJĄCEGO

Tabela 37

| Dzień | | Noc | |
|---|---|---|---|
| ZWA | TWA | ZWA | TWA |
| 3-5 lotów | 2-3 loty | 2-3 loty | 2 loty |

## 4.1.7. NORMY CZASOWE DŁUGOTRWAŁOŚCI PRZEBYWANIA PERSONELU LATAJĄCEGO W POSZCZEGÓLNYCH STOPNIACH GOTOWOŚCI BOJOWEJ

Tabela 38

| Załogi | Gotowość bojowa nr 1 | Gotowość bojowa nr 2 |
|---|---|---|
| Na samolotach myśliwskich | 1 godz. | 5 godz. |
| Na samolotach pościgowych | 1 godz. | 5 godz. |

## 4.1.8. CZAS ODTWORZENIA GOTOWOŚCI BOJOWEJ SAMOLOTÓW DO POWTÓRNEGO WYLOTU NA LOTNISKU ZAPASOWYM, SIŁAMI KLZ

Tabela 39

| Zabezpieczenie samolotów | Klucza /4 s-ty/ | | | Eskadry /12 s-tów/ | | | Pułku /36 s-ty/ | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Lim-2 | Mig-19 | Mig-21 | Lim-2 | Mig-19 | Mig-21 | Lim-2 | Mig-19 | Mig-21 |
| Paliwo | 40´ | 70´ | 70-75´ | 80´ | 140´ | 140-145´ | Tylko siłami wzmocnionymi | | |
| Uzbrojenie lotnicze | 20´ | 20´ | 20´ | 90´ | 90´ | 90´ | Przez pierwszy rzut czołówki zaopatrzenia | | |

## 4.1.9. CZAS DOSTARCZENIA AMUNICJI LOTNICZEJ NA LOTNISKO

Tabela 40

| Wyszczególnienie czynności | Na drugi wylot | | | Na trzeci wylot | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | dla klucza s-tów | dla eskadry s-tów | dla pułku s-tów | dla klucza s-tów | dla eskadry s-tów | dla pułku s-tów |
| Dowiezienie ogniw z amunicji do punktu taśmowania i ich przygotowanie do taśmowania | 20´ | 30´ | 30´ | 80´ | 105´ | 105´ |
| Czas taśmowania | 40´ | 50´ | 80´ | 70´ | 80´ | 120´ |
| Dowóz amunicji na lotnisko /na odl.2 km/ wraz z załadunkiem i wyładunkiem | 30´ | 30´ | 40´ | 30´ | 30´ | 40´ |
| Czas ogólny | 90´ | 110´ | 150´ | 190´ | 215´ | 265´ |

## 4.2. WAŻNIEJSZE DANE I JEDNOSTKI KALKULACYJNE ORAZ NIEKTÓRE DANE TECHNICZNE SPRZĘTU I MOŻLIWOŚCI ZABEZPIECZENIA TECHNICZNEGO DZIAŁAŃ BOJOWYCH

### 4.2.1. Czas osiągania gotowości bojowej do zabezpieczenia działań /wymarszu/ przez poszczególne rzuty czołówek i KLZ

Tabela 41

| Rodzaj dyslokacji pułku | Czas gotowości do wymarszu od chwili zarządzenia alarmu | | Czas rozwinięcia czołówki na lotnisku zapasowym i gotowość do MTZ | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | I grupa | II grupa | I rzut | II rzut | KLZ |
| ześrodkowany | 30′ | 30′ | 30′ | 120′ | 40′ |
| średnio rozśrodkowany | 40′ | 80′ | | | |
| rozśrodkowany całkowicie | 50′ | 80′ | | | |

### 4.2.2. Średnie normy czasu załadowania lub wyładowania ludzi i sprzętu do samolotów oraz śmigłowców transportowych.

Tabela 42

| Typ samolotu lub śmigłowca | Czas na załadowanie w minutach | Czas na wyładowanie w minutach |
|---|---|---|
| samolot An-12 | 40 - 60 | 20 - 50 |
| Śmigłowiec Mi-4 | 10 - 30 | 5 - 10 |
| śmigłowiec Mi-6 | 30 - 50 | 10 - 25 |

### 4.2.3. Zasadnicze dane taktyczno-techniczne samolotów i śmigłowców transportowych

Tabela 43

| Samoloty i śmigłowce | Zasięg w km | Udźwig w kG normalny / maksym. | Wymiary kabiny ładunkowej: długość | szerokość podłogi | wysokość | Wymiary drzwi: szerokość | wysokość |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| AN-2 | 900 | 700 / 850 | 4,10 | 1,6 | 1,8 | 1,55 | 1,46 |
| AN-12 | 2500 | 10 000 / 14.000 | 13,3 | 3,0 | 2,4 | 2,95 | 2,91 |
| MI-4 | 450 | 1 100 / 1 500 | 4,15 | 1,85 | 1,6 | 1,85 | 1,6 |
| MI-6 | 810 | 6 000 / 8 000 | 11,7 | 2,5 | 2,6 | 2,71 | 2,5 |

### 4.2.4. Możliwości załadowania ludzi i sprzętu na samoloty i śmigłowce transportowe

Tabela 44

| Nr wariantu | Nazwa sprzętu oraz liczba ludzi i ciężar ładunku | Ciężar ogólny w kG |
|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 |
| | Samoloty AN-12 | |
| 1 | 3 samochody GAZ-69;15 ludzi;ładunek z opakowaniem - 1500 kG | 7 605 |
| 2 | 2 samochody GAZ-63; 15 ludzi;ładunek z opakowaniem - 3000 kG | 11 600 |
| 3 | Samochody: 1-ZIŁ-157 /STAR-66/; 1-GAZ-63; 2 ludzi;ładunek z opakowaniem - 4.500 kG | 13 340 /12860/ |
| | Śmigłowce MI-4 | |
| 4 | 12 - 14 ludzi | 1200-1400 |
| 5 | Samochód GAZ-69 z kierowcą | 1600 |
| 6 | Motocykl M-72 z wózkiem 5 ludzi | 1590 |
| 7 | 80 ludzi | 6000 |
| 8 | Samochód STAR-66 /ZIŁ-157/;13 ludzi | 6180/6660 |
| 9 | Samochody GAZ-63;GAZ-69; 2 kierowców | 5000 |

### 4.2.5. Jednostki kalkulacyjne

Przy planowaniu zaopatrzenia w podstawowe rodzaje środków materiałowych /amunicję lotniczą, mps, tlen lotniczo-medyczny, żywność/ stosuje się jednostki kalkulacyjne. Rozróżniamy jednostki kalkulacyjno-techniczne /jkt/ i kalkulacyjno-operacyjne /jko/.

Jednostka kalkulacyjno-techniczna oznacza jednostki ognia /jo/, napełnienia /np/, załadowania /jz/ lub też rację dzienną /r.d

Jednostka kalkulacyjno-operacyjna /znana też pod mianem samolotolot /s/l/, pułkolot /p/l/ itd. w zależności od rozpatrywanego szczebla/ określa liczbę lotów jaką można zabezpieczyć posiadanymi środkami materiałowymi. Różnica w ilości śrpdków materiałowych między jednostką kalkulacyjno-techniczną a jednostką kalkulacyjno-operacyjną zależy od współczynników zużycia ustalpnych dyrektywą organów nadrzędnych.

Czas odtworzenia gotowości bojowej samolotów /tankowanie paliwem i tlenem lotniczym/ przy użyciu cystern do tankowania typu Zis-150 lub star-66 w liczbie 4 szt. na klucz, 6 szt. na eskadrę i 12 szt. na pułk oraz dystrybutora tlenowego AKZS-75.

Tabela 45

| Rodzaj czynności | Czas wykonania czynności w minutach | | |
|---|---|---|---|
| | klucz | eskadra | pułk |
| Tankowanie paliwem s-tów Mig-21 | 20 | 20 | 40 |
| Tankowanie paliwem s-tów Mig-19 | 23. | 23 | 46 |
| Tankowanie paliwem s-tów Lim-5 | 15 | 15 | 30 |

Nie wliczono czasu na przejazd i przeprowadzenie kontroli lotniskowej /w 40/, ponieważ do chwili zużycia paliwa samolotów i lądowania wystarcza czasu do przeprowadzenia kontroli jakości paliwa.

## 4.2.6. DANE TAKTYCZNO-TECHNICZNE ZASADNICZEGO SPRZĘTU SŁUŻBY ZAOPATRZENIA WOPK

### 4.2.6.1. Służba MPS

Tabela 46

| Wyszczególnienie sprzętu | Charakterystyka | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Typ | Długość mm | Szerokość mm | Ciężar kG bez ładunku | Pojemność m3 | Liczba możliwa do załadowania na | | Wydajność w l/min |
| | | | | | | samochody | wagony | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
| Zbiornik ruchowy ZR-2 | ZST-1,3 | 2000 | 958 | 335 | 1,30 | 6 | 18 | - |
| ZR-10 | ZSP-10 | 3000 | 2230 | 1204 | 10,00 | 1 | 6 | - |
| ZR-15 | ZSP-15 | 5650 | 1908 | 1750 | 15,00 | 1 | 3 | - |
| ZR-25 | ZSP-25A | 5340 | 2450 | 1970 | 25,00 | 1 | 2 | - |
| ZR-50 | ZSP-50 | 9992 | 2610 | 4258 | 50,00 | - | 1 | - |
| Zbiornik miękki ZM-4 | ZGT-4 | 3700 | 1800 | 100 | 4 | 20 | - | - |
| UM-25 | ZGP-25 | 12300 | 3500 | 240 | 25 | 10 | - | - |
| Ręczną pompa skrzydełkowa B-3 | B-3 | - | - | 15 | - | - | - | 68 |
| B-5 | B-5 | 1610x450 | 1080 | 37 | - | - | - | 104 |
| B-7 | B-7 | -"- | 1080 | 72 | - | - | - | 176 |
| Cysterna paliwowa - dystrybutor 3,5 m3 na samochodzie Zis-150/CD-3,5/ | Zis-150 | 6900 | 2300 | 4950 | 3,5 | - | 1 | 240 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Cysterna - dystrybutor 4 m3 na samochodzie Zis-151 /CD-4A/ | Zis-151 | 7420 | 2240 | 6170 | 4,5 | - | 1 | 240 |
| Cysterna - dystrybutor 4,5 m3 na samochodzie Star-66 /CD-4,5/ | Star-6x6 | 6500 | 2240 | 6000 | 4,5 | - | 1 | 200 |
| Cysterna dystrybutor 8 m3 na samochodzie Zubr A-80 /CD-8/ | A-80 | 7200 | 2485 | 8900 | 8,0 | - | 1 | 600 |
| Motorowa pompa benzynowa MB-80R | MB-80R | 2560 | 1500 | 560 | - | 1 | 3 | 800 |
| Rurociąg polowy Ø 75 dł. 1,5 km | - | - | - | 10200 | - | 4 samochody | 1 | |
| Rurociąg polowy Ø 125 dł. 3,5 km | - | - | - | 23200 | - | 13 samochodów | 3 wagony | |
| Rurociąg polowy miękki Ø 150 dł. 3,5 km | - | - | - | 28000 | - | 15 samochodów | 4 wagony | |
| Beczki 200 l | W | 860 | 642 | 47 | 0,20 | 18 | 120 | - |
| Kanistry 5 l | W | 200x100 x 300 | | 2 | 0,005 | 900 | 4100 | - |
| Kanistry 20 l | W | 345x160 x 465 | | 5 | 0,020 | 272 | 1200 | - |

4.2.6.2. Dane techniczno-eksploatacyjne podstawowych pojazdów mechanicznych znajdujących się na wyposażeniu wojsk OPK.

Tabela 47

| Lp. | Wyszczególnienie | Marki zasadniczych pojazdów mechynicznych | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | W-wa M-20 | Gaz-69 | Gaz-63 | Gaz-51 | Star 25 | Star 66 | Robur | Zis 151 | Jelcz | AT5-59 | Mazur D-350 |
| 1 | Rodzaj pojazdu mechanicznego | osob. | osob. teren. | cięż. teren. | cięż. szos. | cięż szos. | cięż. ter. | cięż ter. | cięż. ter. | auto-bus. | szyb. ciąg. gąs. | szyb. ciąg. gąs. |
| 2 | Ładowność w ronach | - | 650 | 1,5 | 2,5 | 4 | 2,5 | 1,5 | 2,5 | - | 14[x] | 12,5[x] |
| 3 | Ładowność ludzi | | | | | | | | | | | |
| | - kabina | 5 | 5/8/ | 2 | 2 | 2 | 2 | 3 | 2 | 2 | 2 | 8 |
| | - nadwozie | - | - | 12 | 16 | 20 | 16-18 | 12 | 16-18 | 51 | 14 | 10 |
| 4 | Maks. prędk. km/h | 105 130 | 90 | 65 | 70 | 84 | 70 | 80 | 60 | 85 | 39 | 47 |
| 5 | Zużycie paliwa 100 km | 13,5 | 16 | 33 | 26,5 | 29 | 38 | 28 | 52 | 25 | 180 | 150 |
| 6 | Pojemność zbiornika paliwa w l | 55 | 40+ 27 | 105+ 90 | 105 | 105 | 300 | 90 | 300 | 150 | 580 | 525 |

U w a g a : x dla ciągników gąsienicowych pod pozycją ładowność w tonach należy rozumieć siłę na haku /możliwości holowania/.

Tabela 48

| Lp. | Wyszczególnienie | Marki zasadniczych poj.mech. | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | W-wa 223/224 | Fiat 125p | Wołga Gaz-21 | Star-29 | San H-100A | Kraz 255B | Tatra 138 | Ural |
| 1 | Rodzaj poj.mech. | osobowy | osobowy | osobowy | ciężarowo szosowy | autobus | ciągnik kołowy ciężki | ciągnik siodłowy | |
| 2 | Ładowność w tonach | - | - | - | 5 | | 7,5 | naczepa 14 ton | |
| 3 | Ładowność ludzi | 5 | 5 | 5 | | 33+1 | 27 | 3 | 27 |
| | - kabina | - | | | 2 | | 3 | 3 | 3 |
| | - nadwozie | - | | | 36 | | 16 | - | 24 |
| 4 | Maks.prędkość km/h | 120/120 | 140/155 | 130 | 81,1 | | 70 | bez nacz. 80 z nacz.50 | 75 |
| 5 | Zużycie paliwa 1/100 km | 12/13,5 | 9-10 | 13,5 | 37,5 | 31 | 38 | 35 | 48 |
| 6 | Pojemność zbiorników paliwa w l | 55 | 45 | 60 | 105 | 105 | 300 | 300 | 365 |

## Charakterystyka ważniejszych wagonów normalnotowarowych używanych do przewozów wojskowych

Tabela 49

| Rodzaj wagonu | Seria wagonu | Liczba osi | Liczba przedziałów osob./liczba miejsc siedz./ | Ładowność ton | Długość podłogi w m | Szerokość podłogi w m | Wys. pudła lub ścian w m | Powierzchnia podłogi w m | Pojemność w m3 | Drzwi | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | Szerokość w m | Wysokość w m |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
| Osobowy I kl. | Ahuxzt | 4 | 8/48 | | | | | | | | |
| Osobowy II kl. | Bhuxt | 4 | 10/80 | | | | | | | | |
| Kryty | Kd | 2 | | 15 | 7,92 | 2,69 | 2,25 | 21,3 | 47,9 | 1,50 | 2,0 |
| Kryty | Kddt | 2 | | 20 | 9,26 | 2,70 | 2,40 | 25,0 | 60,0 | 1,80 | 2,0 |
| Kryty | Kds | 2 | | 15 | 10,72 | 2,69 | 2,83 | 28,8 | 79,0 | 2,00 | 1,93 |
| Kryty | Kp | 2 | | 12 | 13,04 | 2,67 | 2,90 | 34,7 | 94,0 | 2,00 | 1,93 |
| Kryty | KK | 4 | | 30 | 11,0 | 2,47 | 2,42 | 27,1 | 65,0 | 1,59 | 1,96 |
| Węglarka | Wd | 2 | | 15 | 6,72 | 2,73 | 1,0 | 18,4 | 18,4 | 1,50 | 1,00 |
| Węglarka | Wdd | 2 | | 20 | 7,72 | 2,75 | 1,55 | 21,3 | 31,8 | 1,50 | 1,55 |
| Węglarka | WWy | 4 | | 54 | 12,49 | 2,78 | 2,00 | 34,45 | 68,9 | 1,80 | 2,00 |
| Platforma | Pdk | 2 | | 15 | 8,0 | 2,6 | - | 20,8 | - | - | - |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Platforma | Pddk-31 | 2 | | 20 | 10,12 | 2,67 | 0,4 | 27,0 | - | - | - |
| Platforma | Pddk-41 | 2 | | 23 | 12,96 | 2,64 | 0,45 | 34,2 | 13,6 | - | - |
| Platforma | PPuk | 4 | | 30 | 11,0 | 2,57 | - | 28,3 | - | - | - |
| Platforma | PPyk-203 | 4 | | 51 | 9,00 | 3,10 | - | 27,9 | - | - | - |
| Platforma | PPPzk-303 | 6 | | 65 | 11,9 | 3,1 | - | 36,9 | - | - | - |
| Platforma | PPwk-203 | 4 | | 45 | 9,0 | 3,1 | - | 27,9 | - | - | - |
| Platforma | PPg | 4 | | 40 | 9,0 z zagłębioną podłogą | 1,75 | - | 15,7 | - | - | - |
| Platforma | PPPzg | 6 | | 65 | 7,0 z zagłębioną podłogą | 3,0 | - | 21,0 | - | - | - |
| Cysterna | R | 2 | | 17 | - | - | - | | 24 | - | - |
| Cysterna | RR | 4 | | 36 | - | - | - | - | 40 | - | - |

4.2.6.4. Służba amunicji lotniczej i nadzoru uzbrojenia ogólnowojskowego

Tabela środków bojowych i pirotechnicznych oraz ich ciężar brutto zabierany przez poszczególne typy samolotów bojowych

Tabela 50

| Lp. | Typ samolotu | Zbierane środki bojowe /sztuki | | | Posiadane środki pirotechniczne /sztuki | | | | | | | | | | | Ciężar środków bojowych /kG/ | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | naboje lot. /szt./ | pociski rakiet. /szt./ | bomby | 26mm nb sygn. | PK-16 | PK-7T | PK-5-2 | PK-5-1 | PK-4-1 | PK-3 M-1 | PW-1 | PP-9 | PP-3 | TAT-8 | brutto bez bomb | brutto z bombami |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 |
| 1 | Mig-21 pf | | 2xK-13 lub 2x po 16 S-5M | 2x500 a w miejsce zbiornika "A" | - | 1 | - | - | - | - | 5 | 2 | - | - | 4 | 289,2 lub 184 | 1229 |
| 2 | Mig-21 pf-13 | NR-30=60 | 2xR-3S lub 2x po 16 S-5M | 2x do 500 kG zamiast pocisków rakietowych | - | 1 | - | - | - | - | 5 | 2 | - | - | 4 | 370 lub 264,4 | 1309 |
| 3 | Mig-21 pfm | - | 2xR-3S lub 2x3S-2U lub 2 x po 16, S-5M | 2x do 500 kG zamiast pocisków rakietowych | - | 1 | - | - | - | - | 5 | 2 | - | - | 4 | 290 lub 184 | 1229 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 4 | Mig-19p | 2xNR-30 po 75 | 2x po 8 S-5 | 2 x 250 | 4 | - | 1 | - | - | - | 1 | - | - | 2 | 2 | 291,6 | 932 |
| 5 | Mig-19 pm Su-7b | 2xNR-30 po 65 odnosi się do samolotu Su-7b | 4xS-24 lub 28xS-3K lub 64S-5M lub S-5K | lub 4 x 500 | 4 | - | - | - | - | - | 1 | - | - | 2 | 2 | 620 541,8 | 2634 |
| 6 | Lim-5p | 3xNS-23 po 100 | - | 2 x 250 | 4 | - | - | 1 | - | - | - | - | - | 2 | 2 | 160 | 800 |
| 7 | Lim-5 | N-37=40 2xNS-23 po 80 | - | 2 x 250 | 4 | - | - | 1 | - | - | - | - | - | 2 | 2 | 100,0 | 807 |
| 8 | Lim-2 | N-37=40 2xNS-23 po 80 | - | 2 x 100 | 4 | - | - | - | 1 | - | - | - | - | 2 | 2 | 166,8 | 467 |
| 9 | UT-Mig-15 | NS-23=80 lub A-12 7=200 | - | 2 x 100 | 4 | - | - | - | - | 2 | - | - | 2 | 2 | 2 | 42,4 | 342 |
| 10 | Ił-28 | 2xNS-23 po 225 | - | 12x1000 lub 8x250, lub 4x500 | 8 | - | - | - | 2 | - | - | - | - | 4 | 2 | 173 | 2733 |

4.2.6.5. Służba elektrogazowa

Tabela 51

| Wyszczególnienie | Typ | Ogólna charakterystyka |
|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 |
| Polowa stacja wytwarzania tlenu i azotu | AKDS-30A | Przeznaczenie do wytwarzania tlenu i azotu w stanie ciekłym lub gazowym. Proces technologiczny otrzymywania tlenu polega na pobieraniu powietrza z atmosfery, kilkakrotnym sprężaniu i rozprężaniu go, oczyszczaniu, skraplaniu i oddzielaniu z niego tlenu i azotu oraz napełnianiu nim w stanie gazowym butli transportowych lub w stanie ciekłym - specjalnych zbiorników /TRZK-2LL/.<br>W skład zestawu samochodowej stacji wchodzi:<br>- wóz technologiczny;<br>- wóz siłowy;<br>- wóz zapasowy.<br>Właściwością eksploatacji stacji jest cykl produkcyjny trwający 9 dni bez przerwy, tak zwana kompania tlenowa. Wydajność stacji 70 m3 /h /teoretyczna/ Czystość tlenu według aparatu Hempla 99%. Zasilanie stacji z elektrycznej sieci przemysłowej lub silnika spalinowego. Obsługa techniczna stacji obejmuje:<br>- przygotowanie do cyklu produkcyjnego;<br>- przygotowanie stacji do pracy;<br>- rozruch i proces technologiczny;<br>- odgrzewanie;<br>- prace ojresowe. |
| Dystrybutor tlenowy | AKSZ-75 | Samochodowy dystrybutor tlenowy przeznaczony do napełniania butli pokładowych samolotu tlenem lotniczym do 150 atm z zapasu własnych butli jak i z butli transportowych. Zapas tlenu |

| 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|
| | | w butlach dystrybutora uzupełnia się przez przetłaczanie tlenu sprężarką KM-75 z butli transportowych.<br>W skład dystrybutora wchodzą:<br>- w butle tlenowe 50 l /5 grup po 3 butle/;<br>- sprężarka, tablica sterownicza i aparatura osuszająca.<br>Sprężarka jest napędzana silnikiem samochodowym, poprzez 2 wały Cardana, dodatkową skrzynkę odbioru mocy i reduktor. Wydajność teoretyczna 75 m3/h. Stopień sprężania nie większy niż 3, Robocza pojemność butli dystrybutora 100 m3. Pełna pojemność 112,5 m3 /w odniesieniu do 1 atm/ |
| Stacjonarna sprężarka powietrzna | 1 TSK-180 | Spręża powietrze do 200 atm i służy do napełniania butli transportowych do 150 atm. Jest to sprężarka stacjonarna, pionowa, trzystopniowa, o stopniu sprężania 5-6. Jej wydajność wynosi 80 m3/h. Sprężarka chłodzona jest wodą w układzie otwartym. Sprężarka jest napędzana silnikiem elektrycznym. |
| Polowa sprężarka powietrza | FLO | Jest przewoźną stacją służącą do napełniania butli powietrzem sprężonym do 150 atm. Stacja ta składa się ze sprężarki typu EKM 523-2 oraz sprzężonego z nią silnika spalinowego typu S-42. Agregaty te są zamontowane na 2-osiowej przyczepie.<br>Sprężarka jest stacją rzędową, dwukorbową, trzystopniową.<br>Sprężarka i silnik są chłodzone wodą.<br>Wydajność sprężarki 54 m3/h ± 10% /teoretyczna/. |

| 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|
| Dystrybutor powietrzno-azotowy | DPA-1 | Samochodowy dystrybutor powietrzno-desantowy przeznaczony do napełnienia instalacji samolotu sprężonym powietrzem i azotanem. Sprężone powietrze na DPA-1 uzupełnia się ze sprężarek powietrznych stacjonarnych lub polowych, poprzez specjalne rampy załadowcze. Pojemność instalacji powietrznej 18 butli transportowych 40 l + 2 butle transportowe azotu 40 l. |
| Zbiornik ransportowy iekłego tlenu zotu/ | TRZK-2U | Przeznaczony do:<br>- napełniania ciekłym tlenem /azotem/ instalacji pokładowych samolotów i innych urządzeń;<br>- przechowywanie ciekłego tlenu;<br>- przewożenia ciekłego tlenu /azotu/ drogą naziemną i powietrzną;<br>- przewożenia ciekłego tlenu /azotu/ do zgazowywania go na lotniskach do butli transportowych.<br>Pojemność wodna zbiornika 1150 l. Maksymalne ciśnienie robocze w zbiorniku 2 atm. Maksymalna ilość ciekłego tlenu/azotu/ wlewanego do zbiornika 1250 kG. Ciężar zbiornika pustego 1100 kG. Czas napełnienia zbiornika przy ciśnieniu napełniającej pojemność 0,7 atm 15 min. Maksymalne przechylenie zbiornika, przy którym tlen się jeszcze nie wylewa:<br>a/ podłużne $\pm$ 30°<br>b/ poprzeczne $\pm$ 45° |
| Urządzenie do gazowywania iekłego tlenu | UGZK-1M | Przeznaczony do zamiany tlenu ciekłego na gazowy i do napełniania gazem butli transportowych do ciśnienie 165 atm. Wydajność urządzenia 10 butli 40 l/h |

| 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|
| | | Zasilanie w sieci przemysłowej trójfazowej 220/380V.<br>Ciężar urządzenia 575 kG ± 5 kG |
| Urządzenie do sprawdzania instalacji hydraulicznej samolotów | UPG-250GM | Przeznaczone do sprawdzania działania instalacji hydraulicznej samolotów w warunkach lotniskowych. Ponadto może być wykorzystane do sprawdzania szczelności instalacji oraz uzupełnienie jej olejem AMG-10. Urządzenie zamontowane na samochodzie.<br>Jest ono wyposażone w silnik spalinowy napędzający pompy mechaniczne - 3 szt. typu GM-37 oraz zbiornik oleju 100 l. Ma filtry, przewody giętkie, przyrządy kontrolno-pomiarowe, regulatory wydatku paliwa i ciśnienia. Zapewnia regulację ciśnienia oleju od 50 atm do 210 atm i wydatku od 10 l do 90 l/min. |
| Samochodowe rozruszniki elektr. | APA | Przeznaczone do zasilania prądem stałym i zmiennym samolotów i urządzeń specjalnych. Źródłem energii elektrycznej prądu stałego stanowi prądnica szeregowo-bocznikowa PR-600 napędzana silnikiem spalinowym samochodu. Źródło energii elektrycznej prądu zmiennego stanowi przetwornica PO-4500, Ponadto na urządzeniu są zamontowane:<br>- akumulatory SEM-190 - 12 szt.<br>- skrzynka regulacyjna KPA-6 - 1 szt.<br>- przekaźniki i regulatory oraz tablica z przyrządami kontr.-pom.;<br>- komplet kabli siłowych.<br>Czas przygotowania agregatu do rozruchu 10 minut.<br>Ciężar urządzenia z pełnym wyposażeniem 6450 kG. |

| 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|
| | | Napięcie prądu stałego 24V lub 48V. Napięcie prądu zmiennego 115V. Maksymalne obciążenie 1200 A. W ciągu 6 s |
| Polowa stacja ładowania akumulatorów | ESB-4 WZ | Przeznaczona do ładowania akumulatorów w warunkach polowych. Zasadniczym źródłem prądu jest prądnica szeregowo-bocznikowa 4,6 KW. 128V,40A napędzana silnikiem spalinowym. Zabudowana na dwuosiowej przyczepie wraz z tablicą rozdzielczą mającą 4 pola. Tablica jest wyposażona w przyrządy kontrolno-pomiarowe oraz regulatory napięcia i natężenia prądu. |

# 5. PODSTAWOWE DANE TAKTYCZNO TECHNICZNE SAMOLOTÓW WŁASNYCH I PAŃSTW OBCYCH

Treść niniejszego rozdziału obejmuje zestawienia tabelaryczne wybranych najważniejszych danych taktyczno-technicznych samolotów własnych i państw obcych.

Wspomniane zestawienia zostały opracowane z myślą zawarcia w nich jak najwięcej treści w minimalnej objętości opracowania.

Samoloty mające wiele cech podobnych połączone zostały w jedne grupy zestawieniowe - daje to możliwość łatwego czynienia niektórych porównań i ułatwia zapamiętanie treści.

Oprócz zestawień tabelarycznych, dla samolotów typu MiG-21 oraz Su-7, których jest wiele różniących się wersji, podano jako uzupełnienie - wybrane charakterystyki w formie wykresów, w szczególności te, które są niezbędne do wykonywania inżynieryjno-nawigacyjnych obliczeń lotów jak np., charakterystyki zużycia paliwa, rozporządzalnych prędkości lotu itp, a ponadto, dla samolotów typu Su-7BKŁ podane są w formie wykresów wyniki obliczeń zasięgu i długotrwałości lotów w zależności od wysokości i różnych wariantów uzbrojenia, w warunkach atmosfery standardowej /patrz podrozdział 5.2.7.

5.1. Samoloty myśliwskie, przechwytujące i myśliwsko-szturmowe, samoloty myśliwsko-bombowe i szkolno-bojowe

Tabela 52

| Lp | Nazwa danych | Typ | Lim-6 M | Lim-6 bis | MiG-17 pf Lim-5 p | MiG-17 Lim-5 | MiG-19 pm | MiG-19 p | MiG-21 MF | MiG-21 M | MiG-21 pfm | MiG-21 F-13 | SU-7 BM | SU-7 BKL | SU-7 BKLM | MiG-21U"66" | MiG-21U"68" | MiG-21U"98" | SU-7U | SBLim-2 | SBLim-1 | TS-11 "Iskra-200BM" |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 10 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 |
| 1. | Załoga | | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
| 2. | Dopuszczalna liczba M | | | | | | | | 2,05 | 2,1 | 2,05 | 2,05 | 2,0 | 2,0 | 2,0 | 2,05 | 2,05 | 2,1 | 2,0 | | | |
| 3. | Prędkość maks. /km/h/ | z dopal. | 1120 | 1120 | 1121 | 1121 | 1445 | 1445 | 2300 | 2230 | 2175 | 2125 | 2230 | 2070 | 2070 | 2175 | 2230 | 2300 | 2070 | - | - | - |
| | | bez dopal. | 1074 | 1030 | 1074 | 1074 | 1157 | 1175 | 1150 | 1150 | 1200 | 1210 | 1230 | 1230 | 1230 | 1210 | | | 1150 | 1070 | 1020 | 740 |
| 4. | Maks.dop.prędkość "Vp" /km/h/ z dodatkowymi zbiornikami /podwieszeniami/ | | | | | | 1000 | 1000 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | 1200 | | | |
| 5. | Prędkość przelotowa /km/h/ | | | | | | | | | | | 925 | | | | | | | | | | 430 |
| 6. | Pionowa prędkość wznoszenia /m/s/ | z dopal. | | 75,8 | | | 147 | 147 | 120 | 120 | 142 | 142 | 142 | 142 | 142 | 120 | 120 | 120 | 142 | - | - | - |
| | | bez dopal. | 33,8 | 39,6 | 33,8 | 33,8 | | | 50 | 50 | | | | | | | | | | 40 | 40 | 13,4 |
| 7. | Pułap /m/ | statyczny | 15850 | 16000 | 15850 | 15550 | 18500 | 17200 | 18700 | 18500 | 19000 | 19800 | 18500 | 17200 | 17200 | 18300 | | | 16900 | 15500 | 14025 | 11870 |
| | | dynamiczny | | | | | | 18500 | | | | 29500 | 24000 | 24000 | 24000 | | | | 24000 | | | |
| 8. | Czas osiąg.pułapu stat. /min./ | z dopal. | | | | | | 8,3 | | 8,5-10,5 | | 7,5 | | | | | | | | | | |
| | | bez dopal. | | | 22,5 | 22,5 | | | | | 11,5-13,0 | 11,5-13,0 | | | | | | | | | | |
| 9. | Zasięg /km/ | bez zbiorn.podw. | 1100 H=14000 | | 1100 H=14000 | 1100 H=14000 | | 1390 H=14000 | | 1200 H=10000 | 1300 H=11000 | 1380 | 975 H=12000 | 880 H=10000 | | | | | | | | |
| | | ze zbiorn.podw. | 1680 H=12000 | 955 H=10000 | 1680 H=12000 | 1680 H=12000 | 1910 | 1950 H=14000 | | 1950 H=10000 | 1680 | 1680 | 1475 H=12000 | 1100 H=10000 | | 1500 | | | 1430 | 1960 | 1375 | 1400 |
| 10. | Długotrwałość lotu /godz.-min./ | bez dodatkow.zbiorn. | | | 1-41 H=12000 | 1-41 H=12000 | | 1-45 H=14000 | | | | | 1-13 H=12000 | 1-11 H=10000 | | | | | | | | |
| | | ze zbiorn.dodatkow. | | 1-35 | 2-31 H=12000 | 2-31 H=12000 | | 2-27 H=12000 | | 2-07 | 1-54 | 1-56 | 1-49 H=12000 | 1-25 H=10000 | | 1-50 | | 1-50 | 1-48 | | 2-20 | 1-57 |
| 11. | Ciężar pustego samolotu /KG/ | | 3939 | 3939 | 3939 | 3939 | 3939 | 5172 | | 5646 | 5287 | 4980 | 8370 | 8937 | | | | | 9392 | | | 2195 |
| 12. | Ciężar startowy /KG/ | maksym. | 6350 | 6642 | 6350 | 6250 | 9400 | 9100 | 9660 | 9360 | 8300 | 7840 | 15080 | 15080 | | 7460 | 7840 | 8500 | 15520 | | 4870 | 3613 |
| | | normalny | | | 5620 | 5520 | | 7400 | 8451 | 8212 | 7838 | 7370 | | | | 7300 | 7300 | 7838 | | | | |
| 13. | Wymiary /m/ | rozpiętość | 9,6 | 9,6 | 9,6 | 9,6 | 9,0 | 9,0 | 7,15 | 7,15 | 7,15 | 7,15 | 9,309 | 9,309 | 9,309 | 7,15 | 7,15 | 7,15 | 9,309 | 10,08 | 10,08 | 10,09 |
| | | długość | 11,68 | 11,36 | 11,68 | 11,36 | 13,025 | 13,025 | 14,10 | 14,10 | 14,10 | 12,28 | 16,607 | 16,607 | 16,607 | 12,28 | 14,10 | 14,10 | 16,807 | 10,10 | 10,10 | 11,15 |
| | | wysokość | 3,938 | 3,86 | 3,938 | 3,8 | 3,885 | 3,885 | 4,125 | 4,125 | 4,10 | 4,10 | 5,157 | 5,157 | 5,157 | 4,10 | 4,10 | 4,125 | 5,157 | 3,70 | 3,70 | 3,50 |
| 14. | Rozstawienie głównych kół podwozia /m/ | | 3,848 | 3,848 | 3,848 | 3,848 | 4,156 | 4,156 | 2,69 | 2,79 | 2,69 | 2,69 | 3,83 | 3,83 | 3,83 | 2,69 | 2,69 | 2,69 | 3,83 | 3,81 | 3,81 | 3,15 |
| 15. | Baza podwozia /m/ | | 3,368 | 3,368 | 3,368 | 3,368 | 4,448 | 4,448 | 4,81 | 4,71 | 4,81 | 4,81 | 5,10 | 5,10 | 5,10 | 4,81 | 4,81 | 4,81 | 5,10 | 3,157 | 3,157 | 3,84 |

| 1 | | | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 16. | Wymiar kół głównych | | 660x160 | 660x180 | 660x160 | 660x160 | 660x200 | 660x200 | 800x200 | 800x200 | 800x200 | 660x200 | 880x230 | 880x230 | 880x230 | 660x200 | 800x200 | 800x200 | 880x230 | 660x160 | 660x160 | 600x180 |
| 17. | Wymiar koła przedniego | | 480x200 | 480x200 | 480x200 | 480x200 | 500x180 | 500x180 | 500x180 | 500x180 | 500x180 | 500x180 | 570x140 | 570x140 | 570x140 | 500x180 | 500x180 | 500x180 | 570x140 | 480x200 | 480x200 | 400x150 |
| 18. | Powierzchnia skrzydeł /$m^2$/ | | 22,6 | 22,6 | 22,6 | 22,6 | 25,16 | 25,16 | 23 | 23 | 23 | 23 | 34 | 34 | 34 | 23 | 23 | 23 | 34 | 20,6 | 20,6 | 17,5 |
| 19. | Skos skrzydła /stopnie/ | | 45 | 45 | 45 | 45 | 55 | 55 | 57 | 57 | 57 | 57 | 60 | 60 | 60 | 57 | 57 | 57 | 60 | 35 | 35 | - |
| 20. | Powierzchnia usterz.poziomego /$m^2$/ | | 3,1 | 3,1 | 3,1 | 3,1 | 5,5 | 5,5 | 3,94 | 3,94 | 3,94 | 3,95 | 5,58 | 5,58 | 5,58 | 3,94 | 3,94 | 3,94 | 5,58 | 3,0 | 3,0 | 3,54 |
| 21. | Pow.usterzenia pionowego /$m^2$/ | | 4,26 | 4,26 | 4,26 | 4,26 | 4,26 | 4,26 | 5,32 | 5,32 | 5,32 | 4,45 | 4,08 | 5,535 | 5,535 | 4,08 | 4,13 | 5,32 | 5,32 | 4,0 | 4,0 | |
| 22. | Skos statecznika poziom./stopnie/ | | 45 | 45 | 45 | 45 | 55 | 55 | 55 | 55 | 55 | 55 | 55 | 65 | 55 | 55 | 55 | 55 | 55 | 40 | 40 | |
| 23. | Skos statecznika pionow./stopnie/ | | $55^0$ 41' | $55^0$ 41' | $55^0$ 41' | $55^0$ 41' | $57^0$ 30' | $37^0$ 30' | $61^0$ 27' | $61^0$ 27' | $61^0$ 27' | 60 | 55 | 55 | 55 | 60 | $61^0$ 27' | $61^0$ 27' | 55 | 56 | 56 | |
| 24. | Kąt wychylenia lotek /stopnie/ | do góry | 18 | 18 | 18 | 18 | 20 | 20 | 20 | 20 | 20 | 20 | 22 | 22 | 22 | 20 | 20 | 20 | 22 | 15 | 15 | 10 |
| | | do dołu | 18 | 18 | 18 | 18 | 20 | 20 | 20 | 20 | 20 | 20 | 22 | 22 | 22 | 20 | 20 | 20 | 22 | 15 | 15 | 10 |
| 25. | Kąt wychylenia klap /stopnie/ | start | 20 | 20 | 20 | 20 | 15 | 15 | 25 | 25 | 24 | 24 | 25 | 25 | 25 | 24 | 24 | 25 | 25 | 20 | 20 | 15 |
| | | lądowanie | 60 | 60 | 60 | 60 | 25 | 25 | 45 | 45 | 24 | 24 | 25 | 25 | 25 | 24 | 24 | 45 | 25 | 55 | 55 | 43 |
| 26. | Kąt wychylenia steru wysokości /stopnie/ | do góry | 32 | 32 | 32 | 32 | 17 | 17 | $16^0$ 30' | $16^0$ 30' | $16^0$ 30' | $16^0$ 30' | 17 | 17 | 17 | 28 | $61^0$ 30' | $16^0$ 30' | 17 | 32 | 32 | 15 |
| | | do dołu | 16 | 16 | 16 | 16 | $7^0$ 10' | $7^0$ 10' | $7^0$ 30' | $7^0$ 30' | $7^0$ 30' | 13 | 5 | 5 | 5 | 13 | $7^0$ 30' | $7^0$ 30' | 5 | 16 | 16 | 10 |
| 27. | Kąt wychylenia steru kierunku prawo, lewo /stopnie/ | | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 25 | 20 | 20 | 30 |
| 28. | Wznios skrzydeł /stopnie/ | | -3 | -3 | -3 | -3 | $-4^0$ 30' | $-4^0$ 30' | -2 | -2 | -2 | -2 | -3 | -3 | -3 | -2 | -2 | -2 | -3 | -3 | -2 | |
| 29. | Rodzaj paliwa | | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 |
| 30. | Pojemność zbiorników paliwa /l/ | głównych | 1390 | 1410 | 1390 | 1390 | 2155 | 2090 | 2650 | 2650 | 2780 | 2940 | 3650 | 3925 | 3925 | 2940 | | | 3660 | 1390 | 1460 | 1180 |
| | | podwieszanych | 2x400 | 2x400 | 2x400 | 2x400 | 2x760 | 2x760 lub 2x400 | 2x490x800 lub 3x490 | 2x490x800 lub 3x490 | 1x490 | 1x490 | 4x600 | 4x600 | 4x600 | 1x490 | | | 4x600 | 2x260 | 2x250 | |
| 31. | Wyważenie w % SCA | | 21-27 | 21-27 | 21-27 | 21-27 | 41-48 | 41-48 | | 30,4-34,2 | | 31,3-36,3 | 32-42 | 32-43 | 32-42 | 31,3-36,3 | | | 32-42 | 21-27 | 22-28 | |
| 32. | Silnik | ilość | 1 | 1 | 1 | 1 | 2 | 2 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| | | typ | WK-1F | WK-1F Lis-5 | WK-1F | WK-1F Lis-5 | RD-9B | RD-9B | R-13-300 | R-IIF2s-300 | R-IIF2s-300 | R-IIF-300 | AL-7F-1-200 | AL-7F-1-200 | AL-7F-1-200 | R-11F-300 | R-11F2-300 | R-11F2s-300 | AL-7F-1-200 | Lis-5 | Lis-1 | WC-100 |
| 33. | Maks.obroty silnika /obr./min./ | | 11560 | 11560 | 11560 | 11560 | 11150 | 11150 | | | | | 8500 | 8500 | 8500 | | | | 8500 | 11560 | 12300 | |

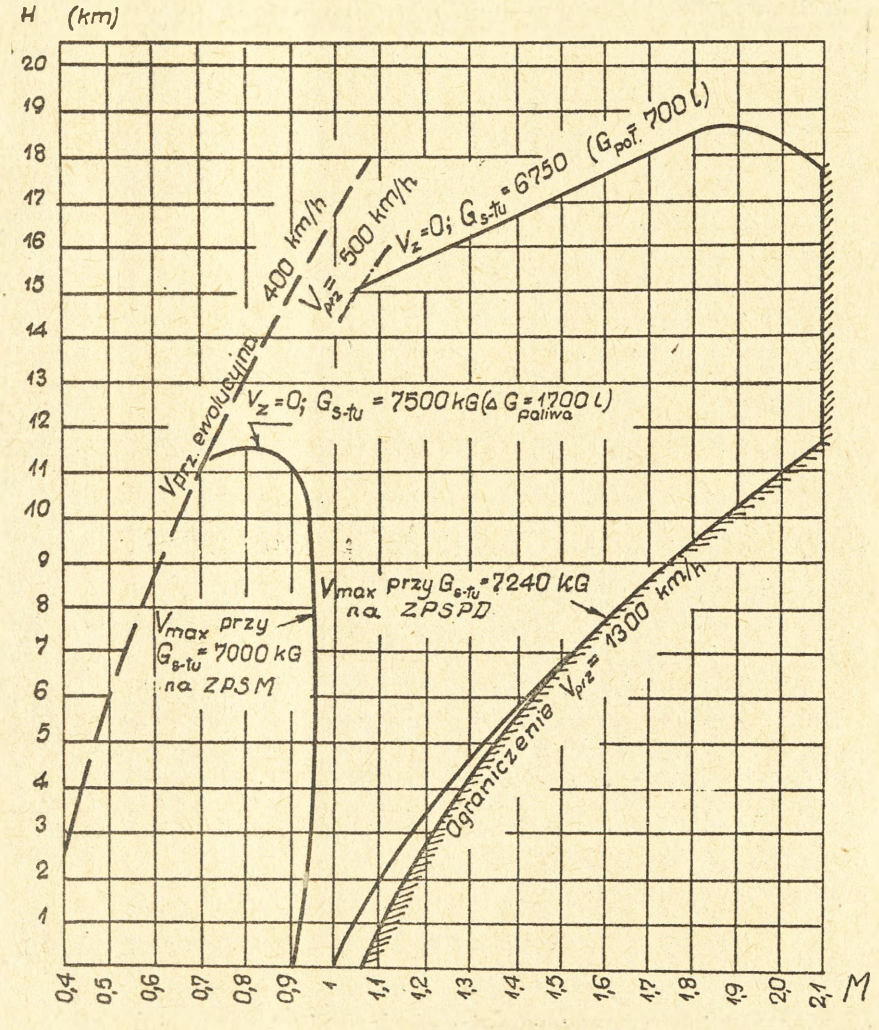
| | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 34. | Cing silnika /KG/ oraz jednostkowe zużycie paliwa /KG/KG . h/ na H = 0 | maks.z dopal. | 3380 | 3380 | 3380 | 3380 | 2x3250 | 2x3250 | | 1x6200 | 1x6200 | | 9600 | 9600 | 9600 | | | | | 9600 | 3380 | | | |
| | | jedn.zużycie | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | maks.bez dopal. | 2650 | 2650 | 2650 | 2600 | 2x2600 | 2x2600 | | | | | 6900 | 6900 | 6900 | | | | | 6900 | 2360 | 2270 | 800 | |
| | | jedn.zużycie | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | nominalny | 2300 | 2300 | 2300 | 2300 | 2x1800 | 2x1800 | | | | | 60 50 | 6050 | 6050 | | | | | 6050 | 2300 | 2040 | | |
| | | jedn.zużycie | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 35. | Rodzaj oleju | | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 |
| 36. | Pojemność instalacji olejowej /l/ | | 6,0 | 6,0 | 6,0 | 6,0 | 2x8,5 | 2x8,5 | | | | | | | | | | | | | 6,0 | 4,5 | | |
| 37. | Prędkość oderwania /km/h/ | | 240 | | 240 | 240 | | 280-300 | | 320-360 | 305-320 | 315-340 | 360-335 | 375-395 | 375-395 | | | | | 380-400 | | | | |
| 38. | Prędkość lądowania /km/h/ | | 200 | | 200 | 200 | | 230-240 | | 245-300 | 265-300 | 260-280 | 260-300 | 285-305 | 285-305 | | | | | 290-310 | | | | |
| 39. | Długość rozbiegu /m/ | | | 1080 | | | | 600-650 | | 900-1500 | 800-1000 | 800-1400 | 1000-1500 | 1100-1600 | 1100-1600 | | | | | 1300-1800 | | | | |
| 40. | Długość startu /m/ | | 1480 | 1400-2050 | 1480 | 1480 | | 1500-1880 | | 1600-3200 | 1300-1600 | 1100-2500 | 2500-2800 | 2600-2900 | 2600-2900 | | | | | 2800-3100 | | | | |
| 41. | Dł.obiegu z wychyl./klapami /m/ | | 860 | 980 | 860 | 860 | | 610-890 | 450- | 450-1350 | 800-1300 | 900-1300 | 1000-1300 | 650-750 | 650-750 | | | | | 750-850 | | | | |
| 42. | Długość lądowania /m/ z H=25 m | | 1655 | 1860 | 1655 | 1655 | | 1700-2050 | | | 2000-2500 | 1600-2400 | | | | | | | | | | | | |
| 43. | Rodzaj miesz.w instal.hydraulicz. | | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 |
| 44. | Ciśnienie oleju /KG/cm$^2$/ na obrotach nominalnych | | 3,5 | 3,5 | 3,5 | 3,5 | 4-4,5 | 4-4,5 | | 4-4,5 | 4-4,5 | 4-4,5 | | | | | | | | | | | | |
| 45. | Ciśnienie paliwa za pompą /KG/cm$^2$/ na obrotach nominalnych | | 46 ± 5 | 46 ± 5 | 46 ± 5 | 46 ± 5 | 80 | 80 | | 72 | 72 | 72 | | | | | | | | | | | | |
| 46. | Typ pomp hydraulicznych | | 623 A | 623 A | 623 A | 623 A | 435 | 434 | | | | PN-27 PN-43 | | | | | | | | | | | | |
| 47. | Typ pomp paliwowych | | PN-9MN PN-14A | PN-9MA PN-14A | PN-9MN PN-14A | PN-9MA PN-14A | NR-10AKS - " - | NR-10AKS - " - | NR-10AKS - " - | NR-10AKS NR-11AKS | NR-10AKS NR-11AKS | NR-10AKS NR-11AKS | | | | | | | | | | | | |
| 48. | Ciśnienie w kołach /KG/cm$^2$/ | głównych | 8,5 | 7,5 | 8,5 | 7,5 | 7,5 | 11 | | | | 9 | | | | | | | | | | | | |
| | | przednich | 4 | 3,2 | 4 | 3,2 | 7 | 7 | | | | 6 | | | | | | | | | | | | |
| 49. | Wymagane ciśnienie powietrza w głównej instalacji /KG/cm$^2$/ | | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130+150 | 130-150 | | |
| 50. | Typ urządzeń łączności radiowej | | R-3M | RSIU-3M | RSIU-3M | RSIU-3M | RSIU- | RSIU-4W | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 SOD-57M | RSIU-5 | |
| | Zasięg radiostacji /km/ przy H = 10000 m | | 350 | 350 | 350 | 350 | 350 | 350 | | | | | | | | | | | | | 350 | 350 | | |
| | Zakres fal /m/ | | 3-2 | 3-2 | 3-2 | 3-2 | 3-2 | 3-2 | | | | | | | | | | | | | 3-2 | 3-2 | | |
| | Liczba kanałów | | 4 | 4 | 4 | 4 | | 6 | | | | | | | | | | | | | 4 | 4 | | |

| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 51. | Typ urządzeń USL i aparatura wchodząca w jego skład | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-5 MRP-48 RW-2 | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-U | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-U | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW-UM | USL-48 ARK-10 MRP-48 RW -UM | USL-48 ARK- 5 MRP-48 RW - 2 | USL-48 ARK- 5 MRP-48 RW - 2 | USL-48 |
| | Zasięg działania odpowiednio /km/ | 200 – 1,2 | 200 – 1,2 | 200 – 1,2 | 200 – 1,2 | 200 – 1,2 | 200 – 1,2 | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Zakres fal /m/ | 2000-230 | 2000-230 | 2000-230 | 2000-230 | 2000-230 | 2000-230 | | | | | | | | | | | | | | | |
| 52. | Typ urządzenia rozpoznania przynależność | SRO-2 | SRO-2 | SRO-2 | SRO-2 | SRO-2 | SRO-2 | SRZO-2 | SRZO-2 | SRZO-2 | SRO-2 | SRO-2 | SRO-2 | | SRO-2 | SRO-2 | | | SRO-2 | SRO-2 | | |
| | Zakres działania /km/ przy H lotu 10000 m | 170 | 170 | 170 | 170 | 170 | 170 | 40/170 | 40/170 | 40/170 | 170 | | | | 170 | 170 | | | 170 | 170 | | |
| 53. | Typ urządzenia ostrzegawczego | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena- | Syrena- | Syrena- | | Syrena-2 | Syrena-2 | | | | | | Syrena-2 | Syrena-2 | | |
| 54. | Typ urządzeń radiolokacyjnych | RP-1 | SRD-1M | RP-1 | SRD-1M | RP-5 | RP-5 | | | RP-21 ARL-2 | SRD-5MK | | | | SRD-5MK | | | | SRD-1M | | | |
| | Zasięg działania /km/ | 7-9 | 2 | 7-9 | 2 | 7-9 | 7-9 | | | | 0,3-7,0 | | | | 0,3-7,0 | | | | 2 | | | |
| 55. | Typ prądnicy | GSR-6000 | GSR-30000 | GSR-6000 | GSR-3000 | GSR-ST- -6000 | GSR-ST- -6000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | | | | | | | | | | | |
| 56. | Typ akumulatora | 12-SAM-28 | 12-SAM-28 | 12-SAM-28 | 12-SAM-28 | 12-SAM-28 | 12-SAM-28 | 2x 15SCS-15A | 2x 15SCS-15A | 2x 15SCS-15A | 2x 15SCS-15A | | | | | | | | | | | |
| 57. | Typ rozrusznika | ST-2-48 | ST-2-48 | ST-2-48 | ST-2-48 | GSR-ST- -6000 | GSR6ST- -6000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | GSR-ST- -12000 | | | | | | | | | | | |
| 58. | Typ aparatu fotograficznego | | AFA-39 | | AFA-39 | | | | 6xAFA-39 i 1xASZCZAFA- -5M | | AFA-39 | AFA-39 AKS-5M i ASZ-45 | AFA-39 AKS-5M i ASZ-45 | | | | | | | | | /AFA-39/ |
| 59. | Urządzenie tlenowe pokładowe | KP-28 | KP-28 | KP-28 | KP-28 | KP-30 | KP-30 | KKO-2 KP-34-2 | KKO-2 KP-34-2 | KKO-2 KP-34-2 | KKO-2 KP-34-2 | | | | | | | | | | | |
| | Urządzenie tlenowe spadochronowe | KP-23 | KP-23 | KP-23 | KP-23 | KP-27 | KP-27 | KP-27M | KP-27M | KP-27M | KP-27M | | | | | | | | | | | |
| | Zapas tlenu w minutach | 190 | 190 | 190 | 190 | 288 | 288 | | | | | | | | | | | | | | | |
| | Zużycie tlenu /l/min./ | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 5 | 6 | 6 | 6 | 6 | | | | | | | | | | | |
| 60. | Typ celownika strzeleckiego | ASP-3nm | ASP-4nm z SRD-1M | ASP-3nm | ASP-4n | ASP-5n | ASP-5n | ASP-PF-21 | ASP-PF-21 | PEJ | ASP-5nd | ASP-5nd z SRD-5M | ASP-5nd z SRD-5M | | | | | | | | | ASP-3nm |
| | Typ celownika bombardierskiego | | | | | | | | | | | PBK-1 | PBK-2 | | | | | | | | | |
| 61. | Typ bombotrzymaczy | D-4-50 | D-4-50 | D-4-50 | D-4-50 | BD-3-56 | BD-3-56 | D3-57D | D3-57D | D3-57D | BD-3-60-21U | | | | | | | | | | | |

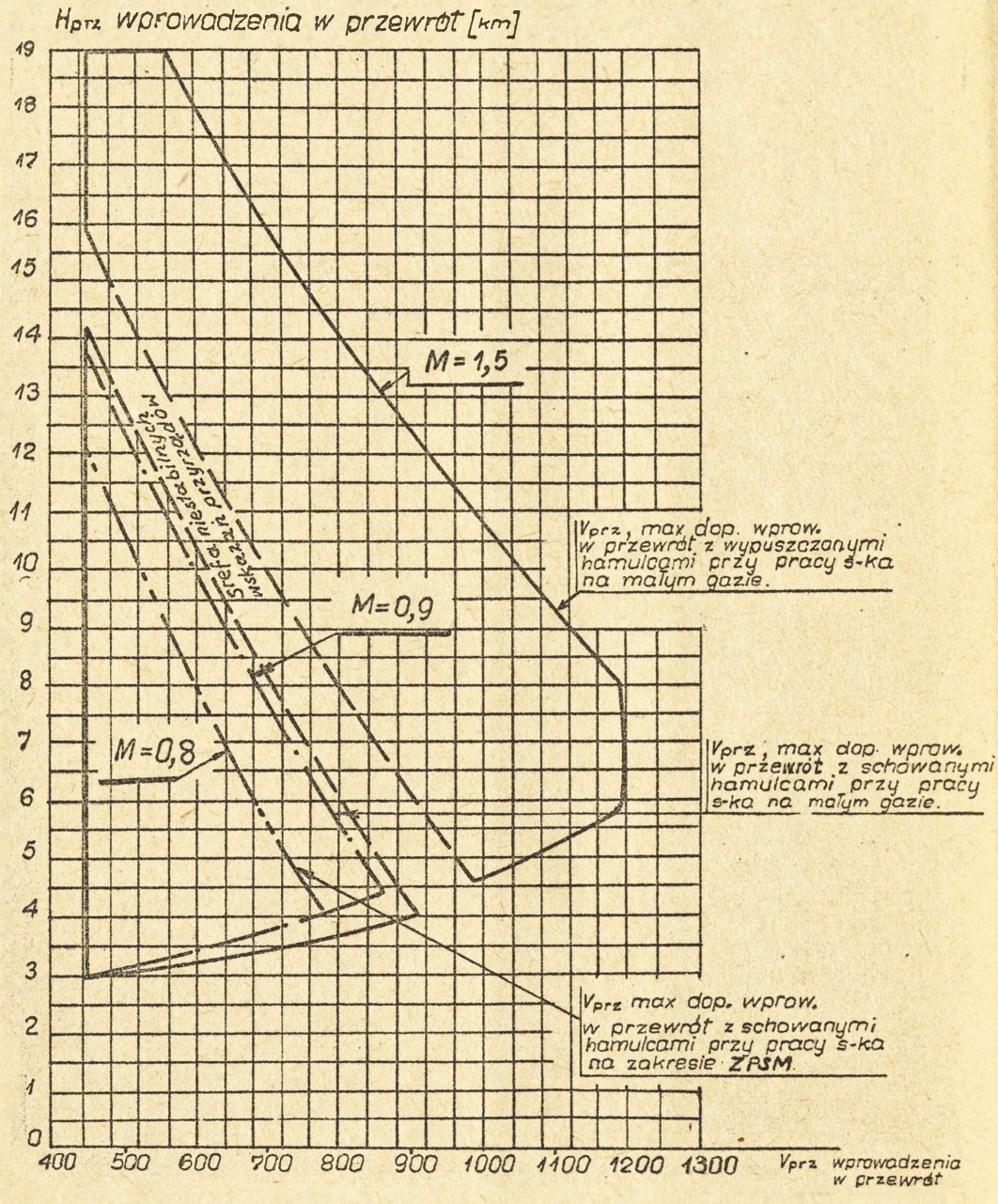
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Uzbrojenie | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| | rakietowe: | - ilość i typ PRN / ilość i typ wyrzutni | | | | | | | 4 xS-24 / 4xAPU-7 / 54xS-5m/k/ 4xUB-16-57 UM | 4xS-24 / 4xAPU-7 / 64-S-5 4xUB-16--57UM | | | | | | | | | | | | |
| 62. | artyleryjskie: | - ilość i typ PRK / ilość i typ wyrzutni | | | | | 4xRS-2US / 4xAPU-4 | | 4xR-3S / 4xAPU-3S / 4xRS-2US / 4xAPU-7 | 4xR-3S / 4xAPU-3S lub 4xRS-2US / 4xAPU-7 | | | | | | | | | | | | |
| | | - ilość i typ / ilość amunicji | 3xNR-23 / 3x100 | 1xN-37 / 1x40 / 2xNR-23 / 2x80 | 3xNR-23 / 3x100 | 1xN-37 / 1x40 / 2xNR-23 / 2x80 | | 2xWR-30 / 2x75 | 1xGSz-23 / 1x200 | 1xGSz-23 / 1x200 | | 1xNR-30 / 1x60 | | | | | | | | | | |
| | | - szybkostrzelność | 800-900 | 400 800-950 | 800-950 | 400 800-950 | | 850 | | | | | | | | | | | | | | |
| | bombardierskie: | - maks.udźwig bomb /KG/ | | | | | | | S-10x100 na MBD-2-67; 4x250 na BD-3-60--21D/R/ 2x500 na BD-3-60--21D | 10x100 / 4x250 / 2x500 | | | | | | | | | | | | |
| 63. | Ilość punktów podwieszeń | | 6 | 4 | 2 | 2 | 6 | 4 | 5 | 5 | 3 | 3 | 6 | 6 | 8 | 3 | 3 | 5 | 6 | 2 | 2 | 4 |

## 5.2. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI, UZUPEŁNIAJĄCE DANE TABELARYCZNIE OSIĄGI I WŁASNOŚCI TAKTYCZNO TECHNICZNE SAMOLOTÓW TYPU MiG-21 oraz Su-7 ROŻNYCH WERSJI

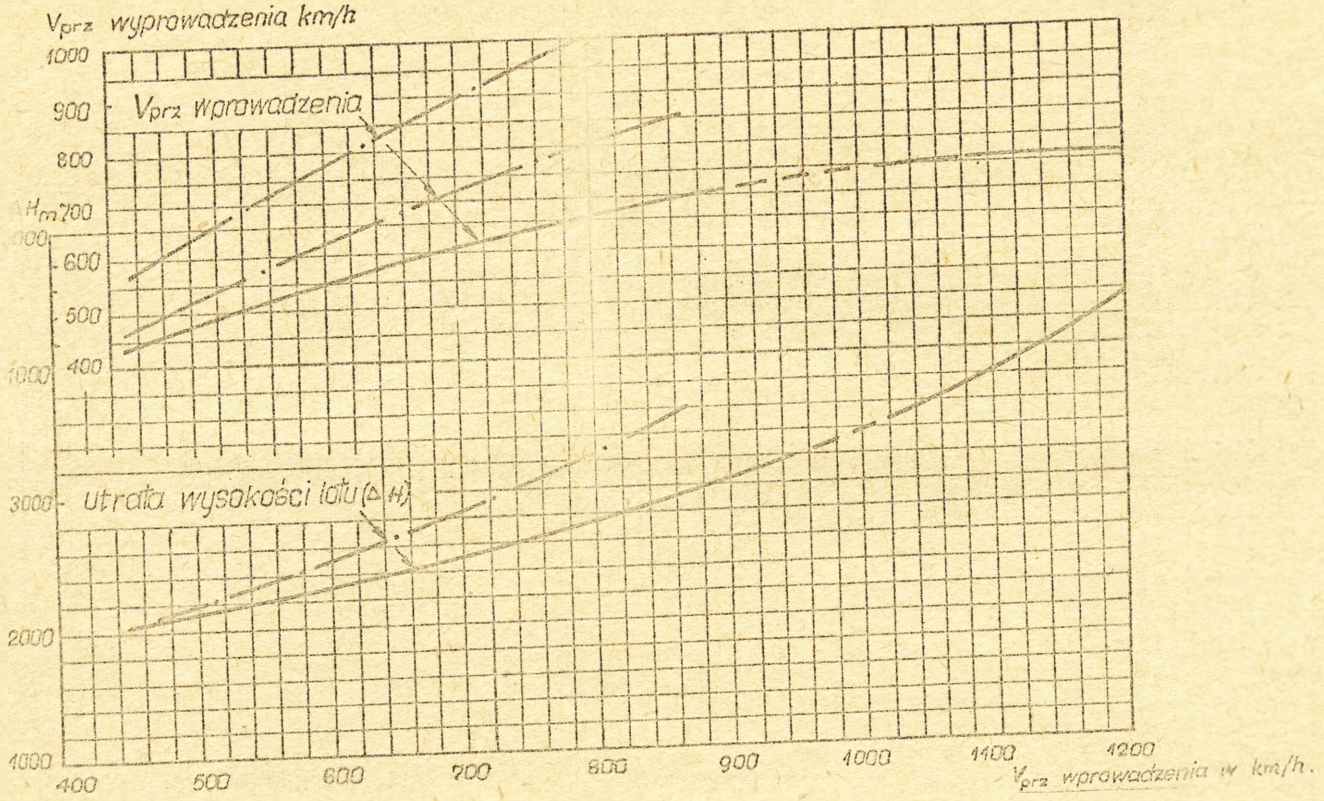
### 5.2.1. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTOW MiG-21M i MiG-21MF



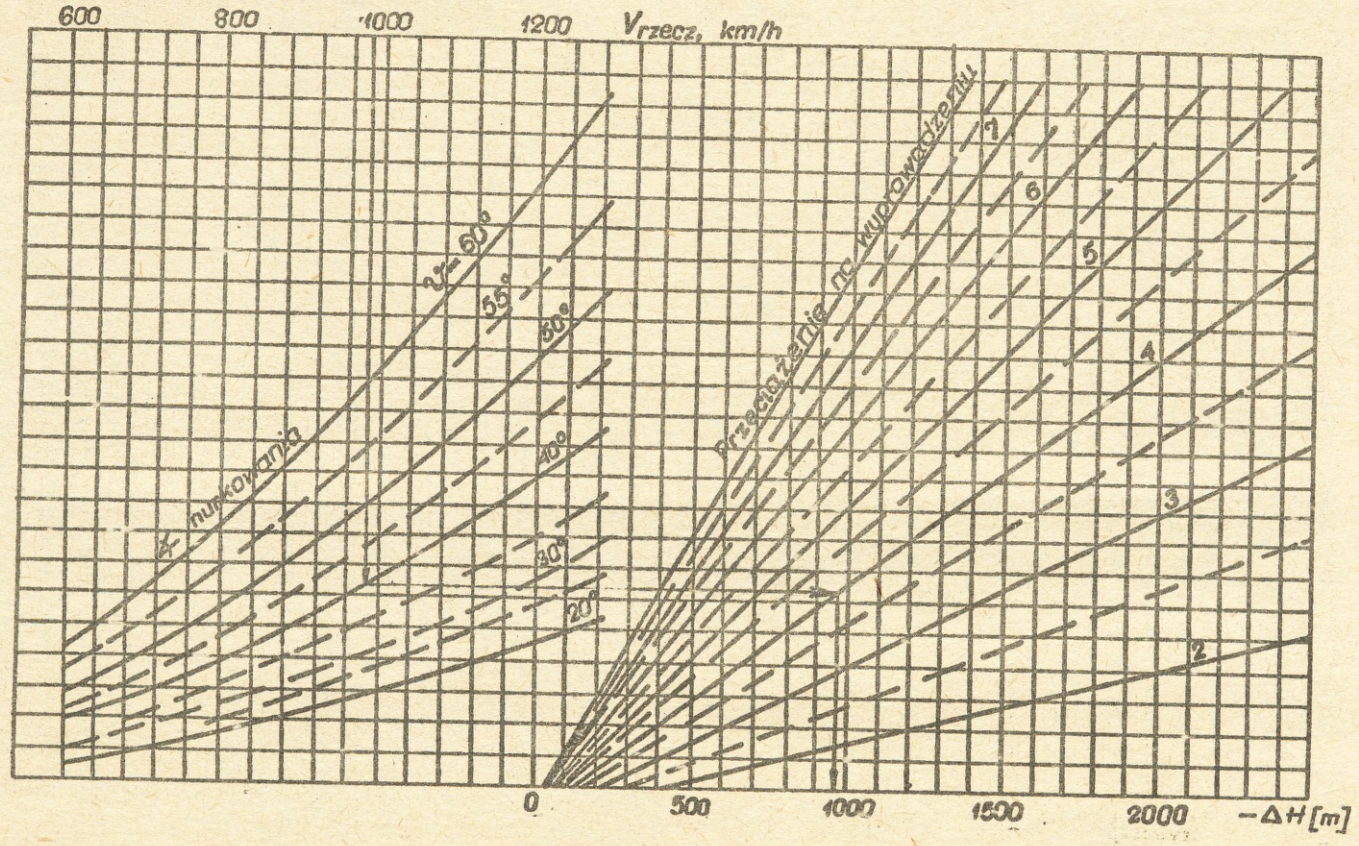

Rys.5.1. Charakterystyka rozporządzalnych prędkości lotu /liczb "M"/ samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R-13-300 w zależności od wysokości. Samolot uzbrojony jest w dwa pociski R-3S.



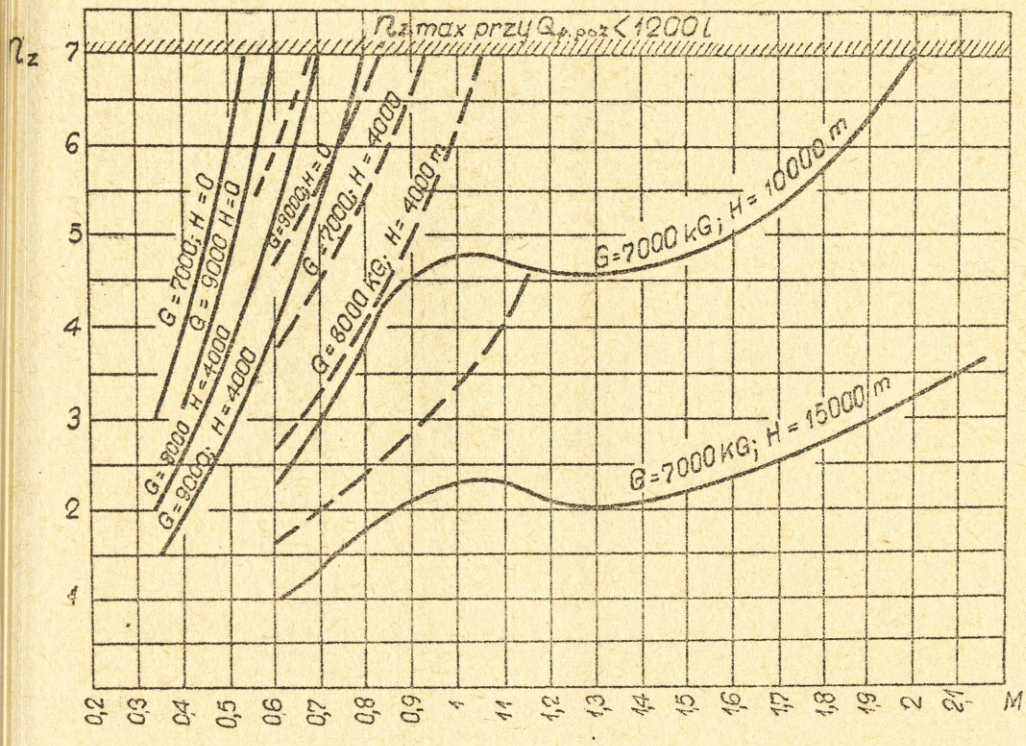

Rys.5.2. Charakterystyka dopuszczalnych prędkości i wysokości lotu samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R-13-300, przy których można wykonywać przewrót na skrzydło.
Samolot nie ma żadnych podwieszeń uzbrojenia lub jest uzbrojony w podwieszone dwa R-3S.




Rys.5.3. Charakterystyka samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R13-300 uzbrojonego w 2xR-3S /lub bez podwieszeń/ - zależność utraty wysokości lotu w przewrocie na skrzydło od prędkości przyrządowej wyprowadzenia i wprowadzenia w przewrót, gdy wprowadzenie następuje na wysokości 6000 - 3000 m, a przy tym :
hamulce aerod. są schowane i silnik jest na ZPSM;
hamulce aerod. są schowane i silnik jest na ZPSMG;
hamulce aerod. są wychylone i silnik jest na ZPSMG.




rys.5.4. Charakterystyka samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R13-300 Uzbrojonego w 2xR-3S /lub bez podwieszeń/ - zależność utraty wysokości lotu na wyprowadzenie samolotu z nurkowania od prędkości rzeczywistej, przy której następuje rozpoczęcie wyprowadzania oraz od przeciążenia na wyprowadzeniu. Maksymalne rozporządzalne przeciążenia podane są na rys.5.5.

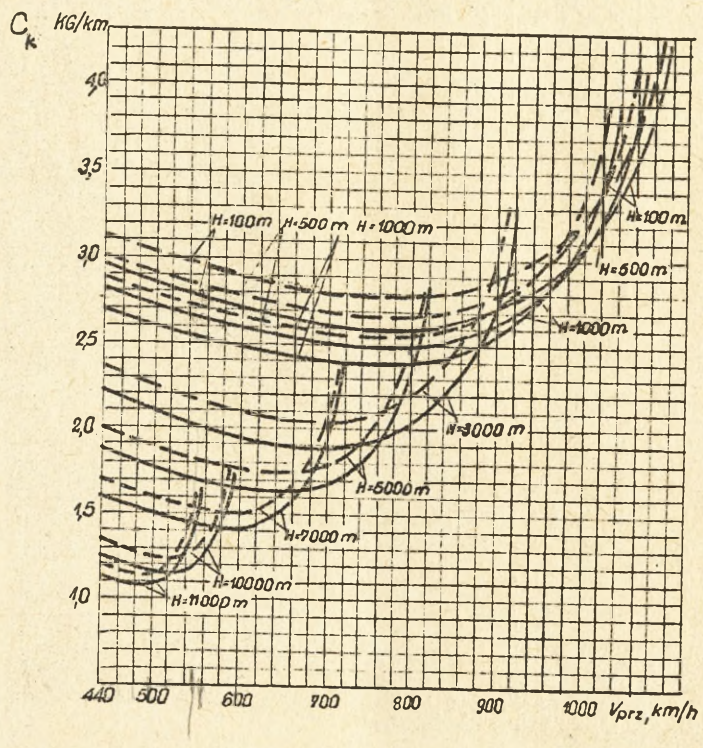



Rys.5.5. Charakterystyka samolotu MiG-21M i MiG-21MF z silnikiem R13-300 uzbrojonego w podwieszane uzbrojenie lub nie /według ograniczeń eksploatacyjnych/ - zależność maksymalnie rozporządzalnych przeciążeń w locie od ciężaru i wysokości lotu, odpowiadająca :

——— wartości $C_{z.max}$

- - - - wartości $C_z$ początku drgań samolotu.

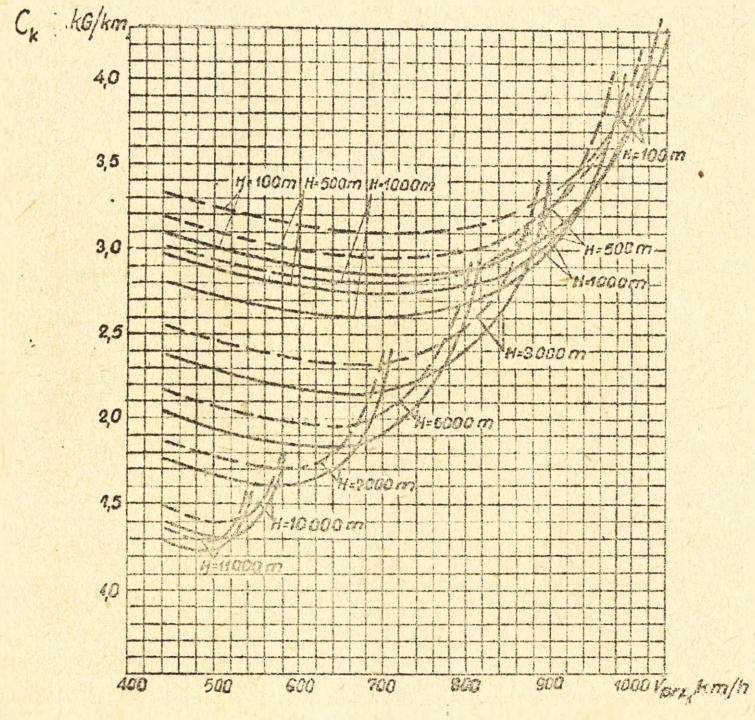
## 5.2.2. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTOW MiG-21pfm i MiG-21pf




Rys.5.6. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf zależna od przyrządowej prędkości lotu:

———— samolot bez podwieszeń zewnętrznych;

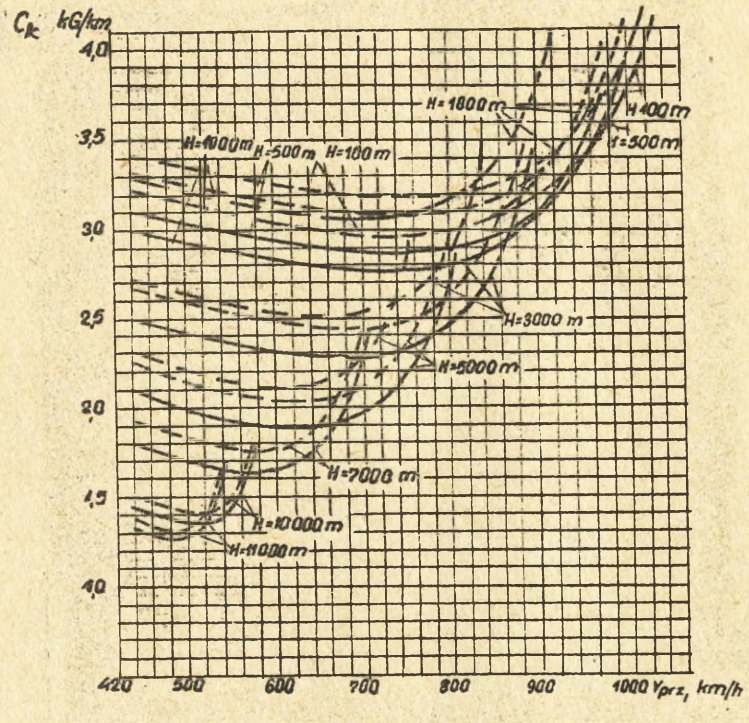
- - - - samolot z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.




Rys.5.7. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf zależna od przyrządowej prędkości lotu :

——— samolot bez dodatkowego zbiornika paliwa, uzbrojony w podwieszone 2xUB-16-57U lub 2xS-24 lub 2xR-3S albo 2xOFAB-100-120;

- - - - samolot z podwieszonym zbiornikiem dodatkowym paliwa i uzbrojony w podwieszone 2xUB-16-57U lub 2xS-24 lub 2xR-3S albo 2xOFAB-100-120.

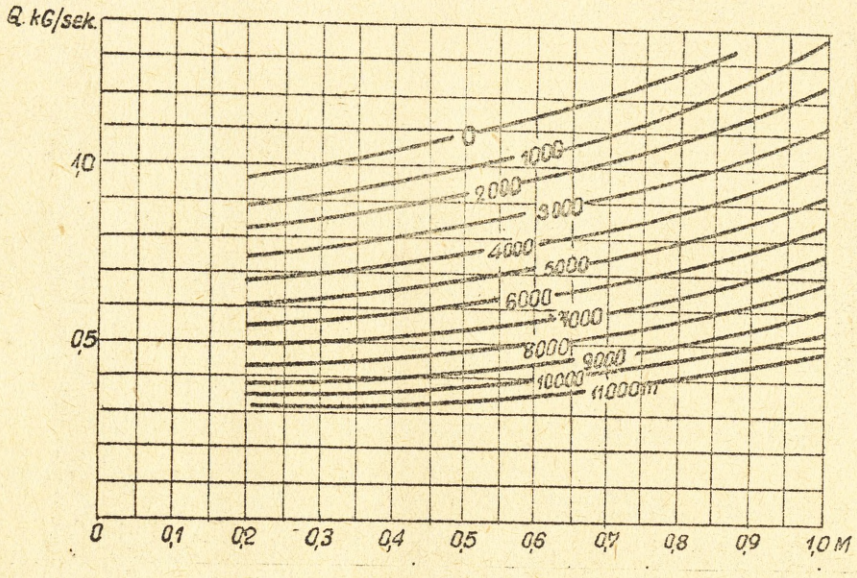



Rys.5.8. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf zależna od przyrządowej prędkości lotu :

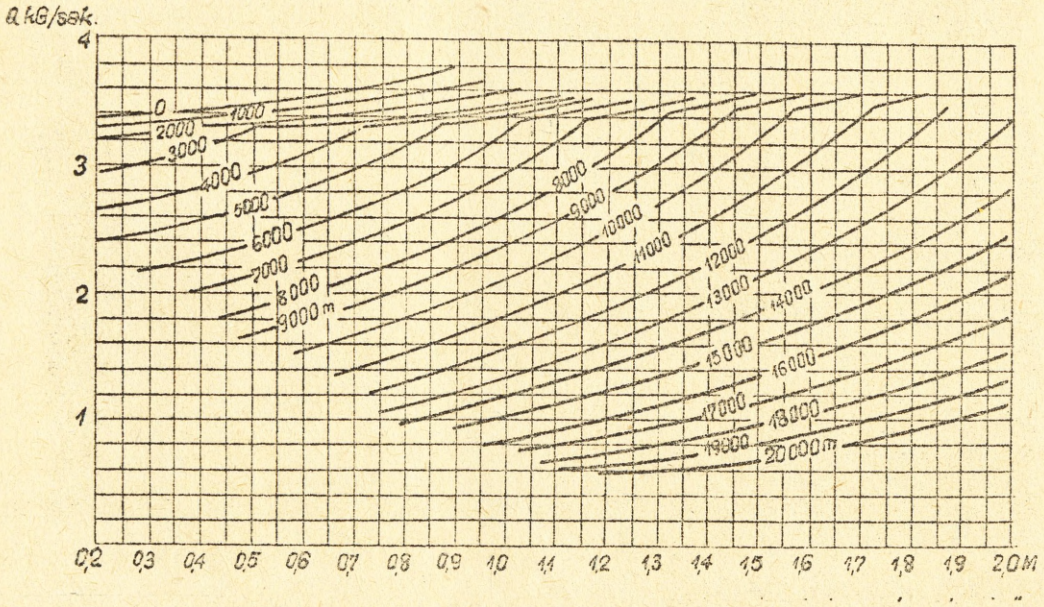
———— samolot bez dodatkowego zbiornika paliwa, uzbrojony w podwieszone 2 x FAB-250;

- - - - samolot z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa i uzbrojony w podwieszone 2 x FAB-250;

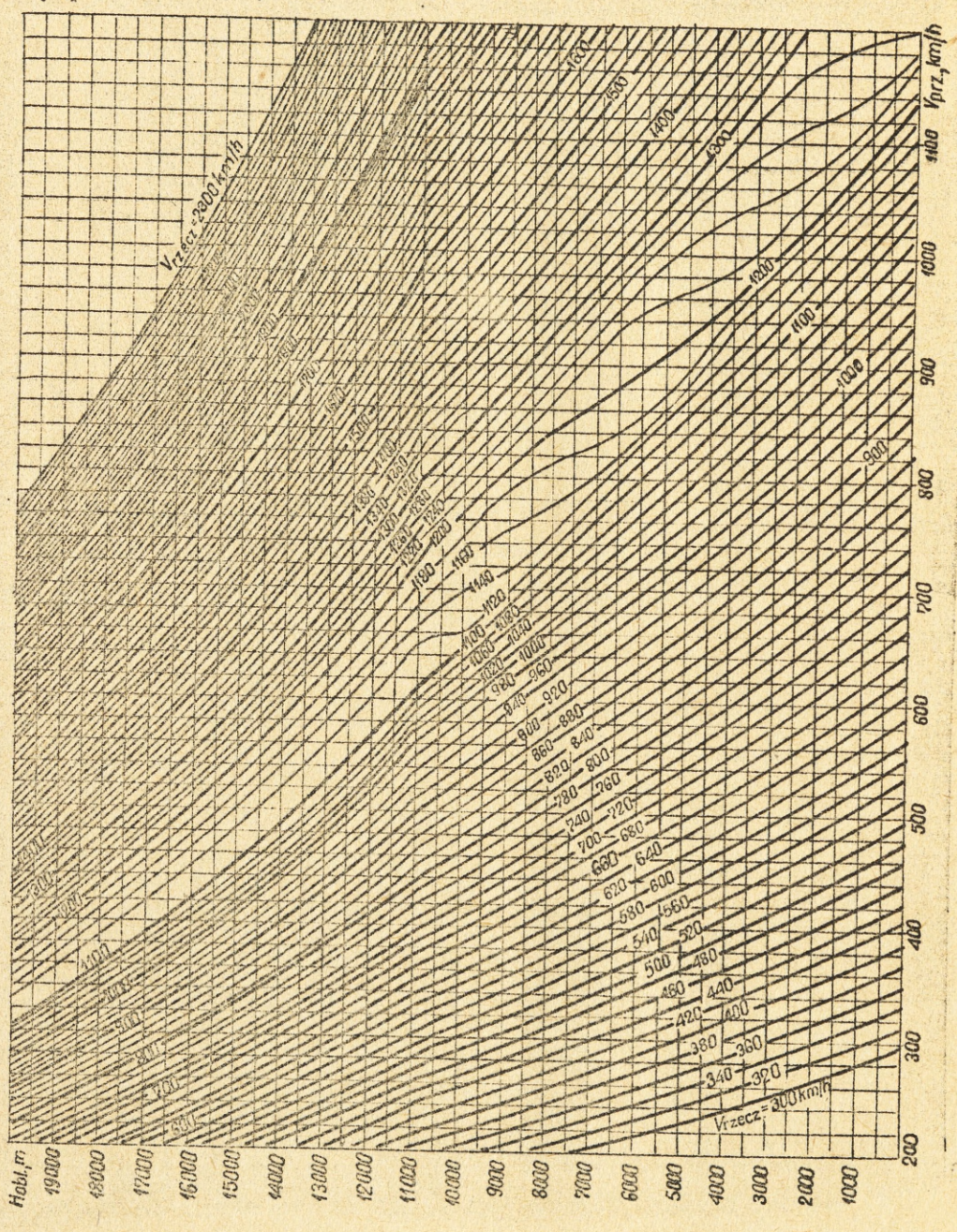
-x-x-x- samolot bez dodatkowego zbiornika paliwa, uzbrojony w podwieszone 2 x FAB-500.



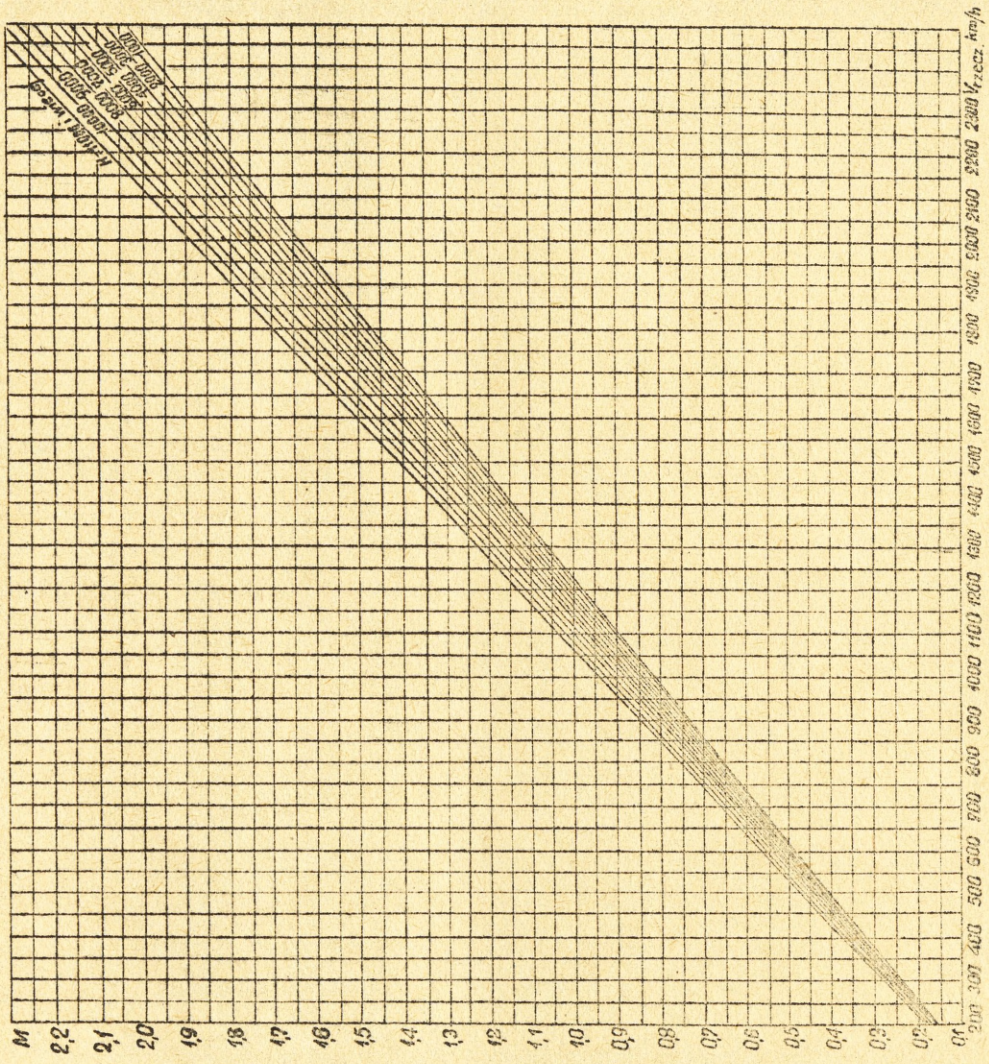

Rys.5.9. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf przy pracy silnika na ZPSM w zależności od liczby M i wysokości lotu.




Rys.5.10. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf przy pracy silnika na ZPSPD w zależności od liczby M i wysokości lotu.

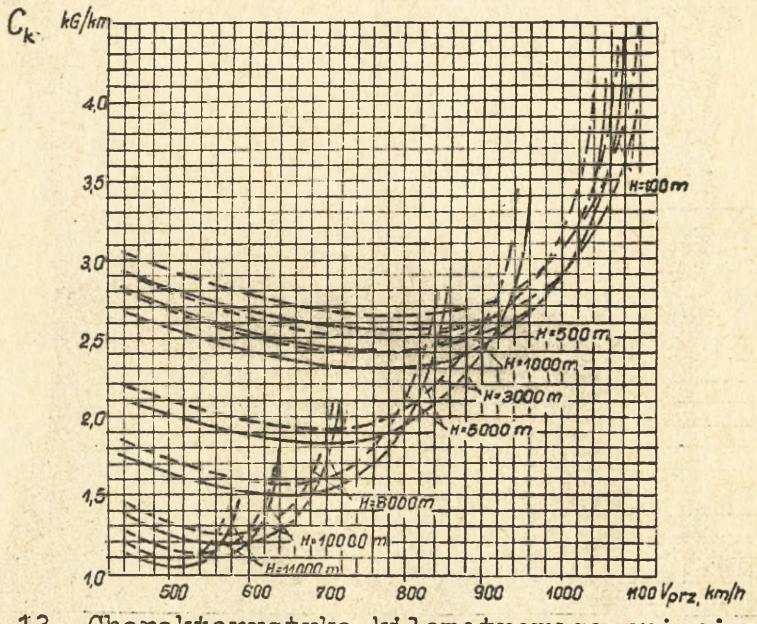



Rys.5.11. Charakterystyka prędkości przyrządowej w zależności od prędkości rzeczywistej i wysokości lotu samolotu MiG-21pfm i MiG-21bf.




Rys.5.12. Charakterystyka prędkości rzeczywistej w zależności od liczby M i wysokości lotu samolotu MiG-21pfm i MiG-21pf.

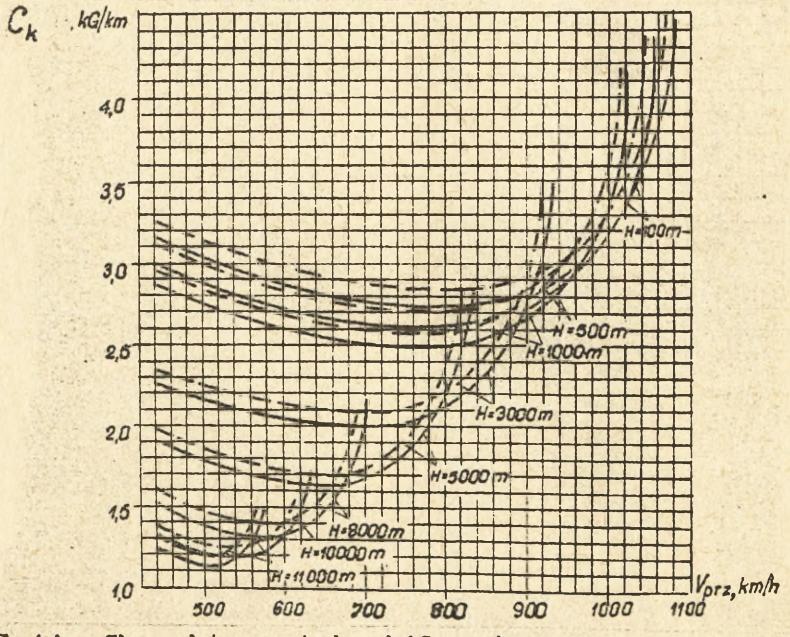
## 5.2.3. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTÓW MiG-21F-13




Rys.5.13. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21F-13 zależnie od prędkości przyrządowej i wysokości lotu :

———— samolot bez obciążenia zewnętrznego ;

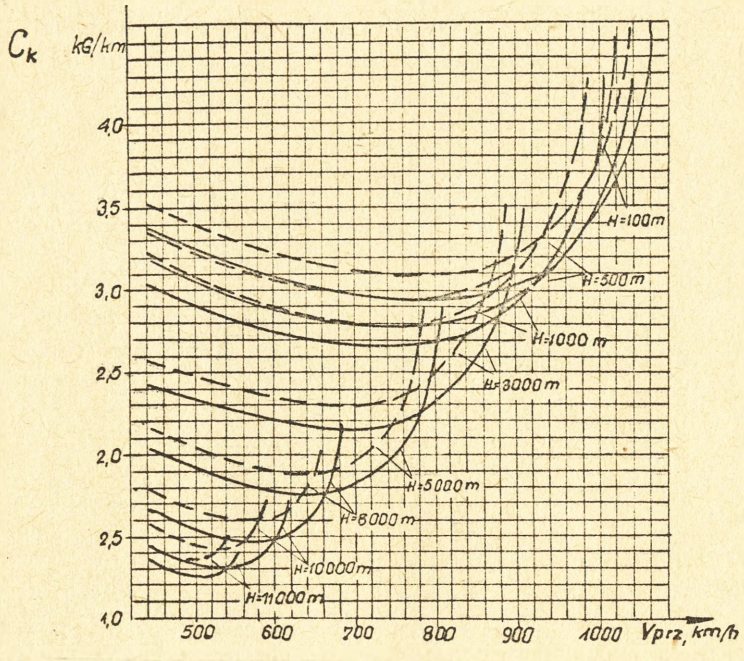
- - - - - samolot z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.




Rys.5.14. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21F-13 zależnie od prędkości przyrządowej i wysokości lotu :

———— samolot uzbrojony w 2xR-3S lub 2xUB-16-57U, bez dodatkowego zbiornika paliwa;

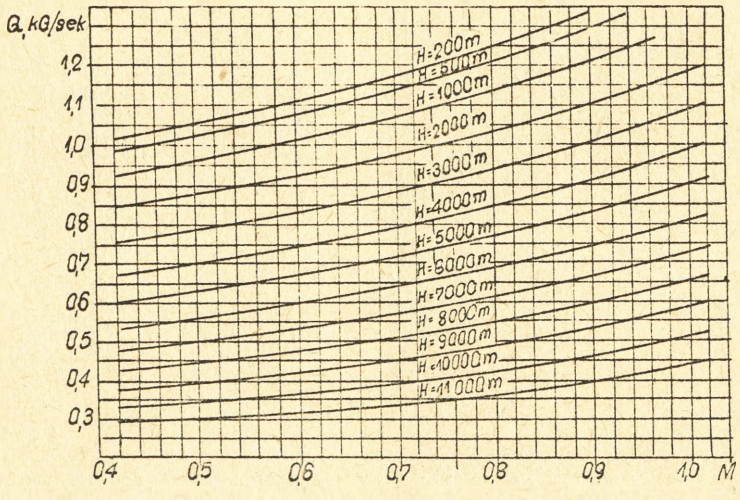
- - - - - samolot uzbrojony w 2xR-3S lub 2xUB-16-57U, z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.



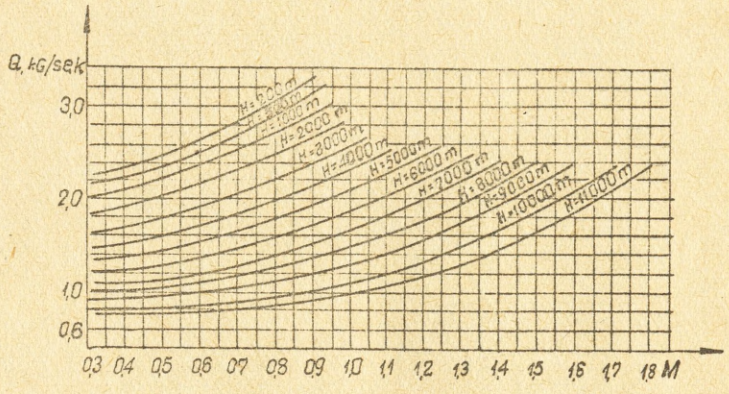

Rys.5.15. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21F-13 zależnie od prędkości przyrządowej i wysokości lotu :

———— samolot uzbrojony w 2xFAB-250, bez dodatkowego zbiornika paliwa;

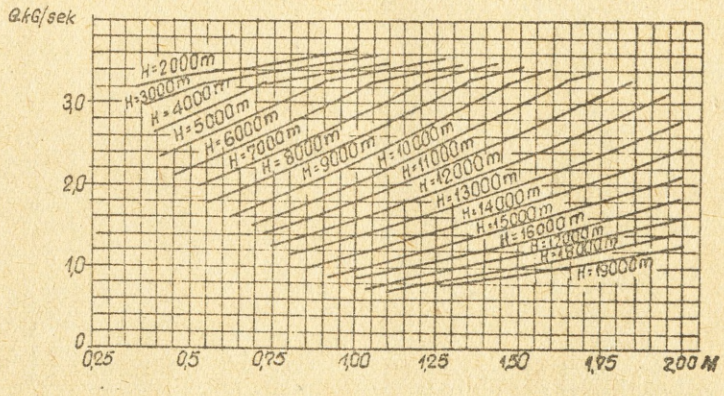
- - - - - samolot uzbrojony w 2xFAB-250, z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.



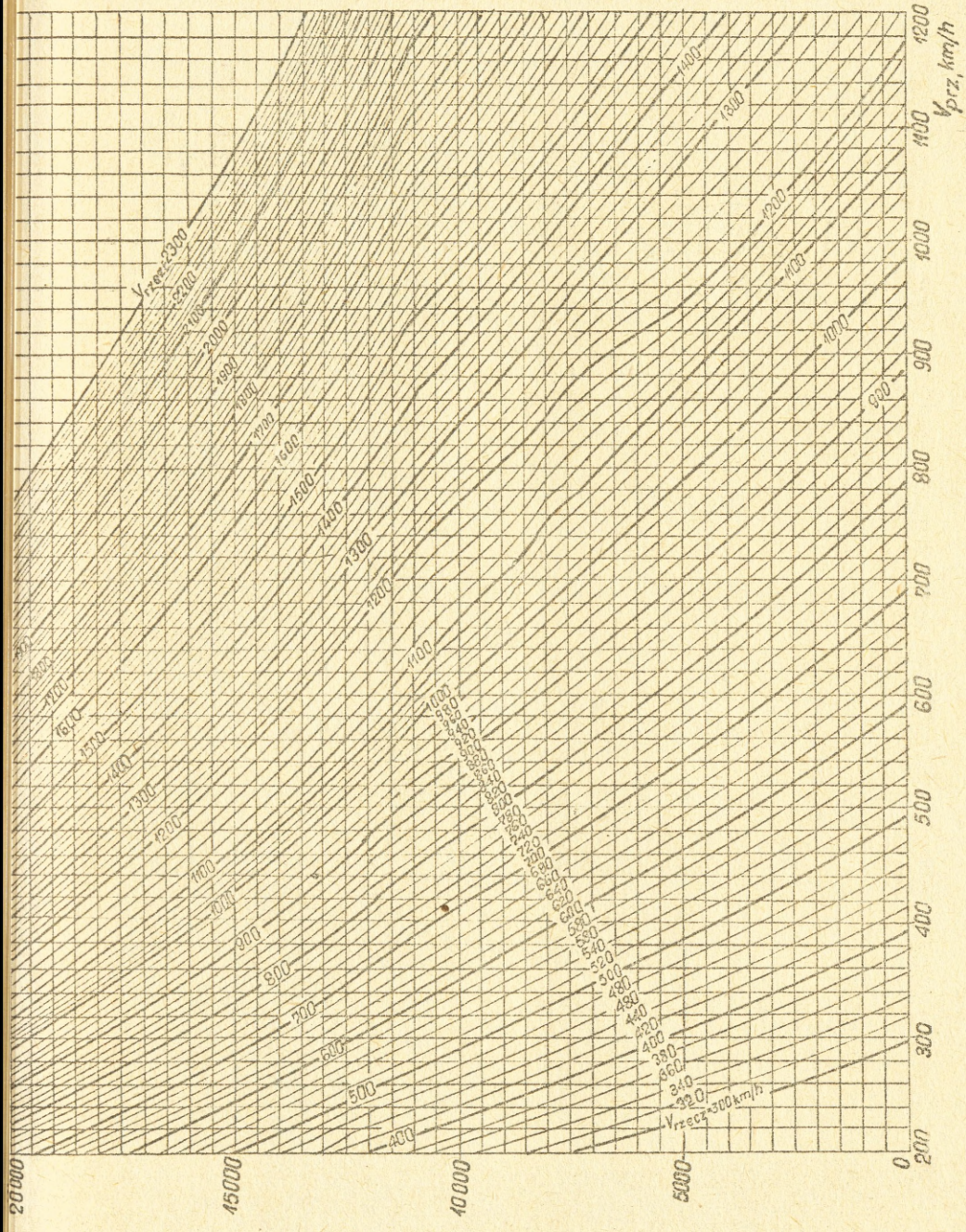

Rys.5.16. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa zależnie od liczby M i wysokości lotu samolotu MiG-21F-13 przy pracy silnika na ZPSM.




Rys.5.17. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa zależnie od liczby M i wysokości lotu samolotu MiG-21F-13 przy pracy silnika na ZPSMD.

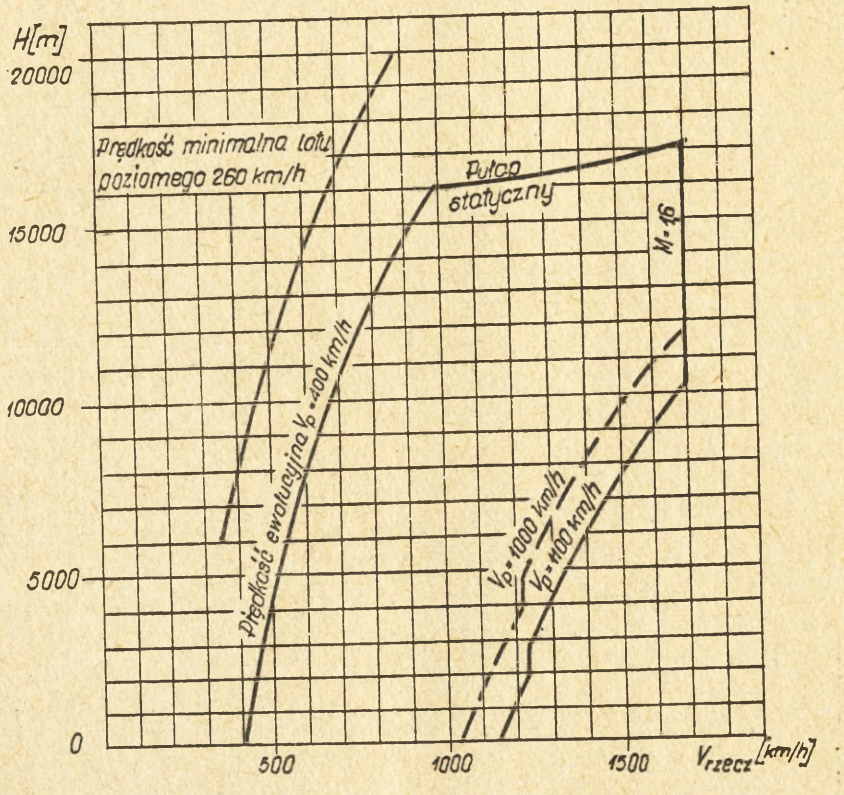



Rys.5.18. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa zależnie od liczby M i wysokości lotu samolotu MiG-21F-13 przy pracy silnika na ZPSPD.




Rys.5.19. Charakterystyka prędkości przyrządowej zależnie od prędkości rzeczywistej i wysokości lotu samolotu MiG-21F-13.

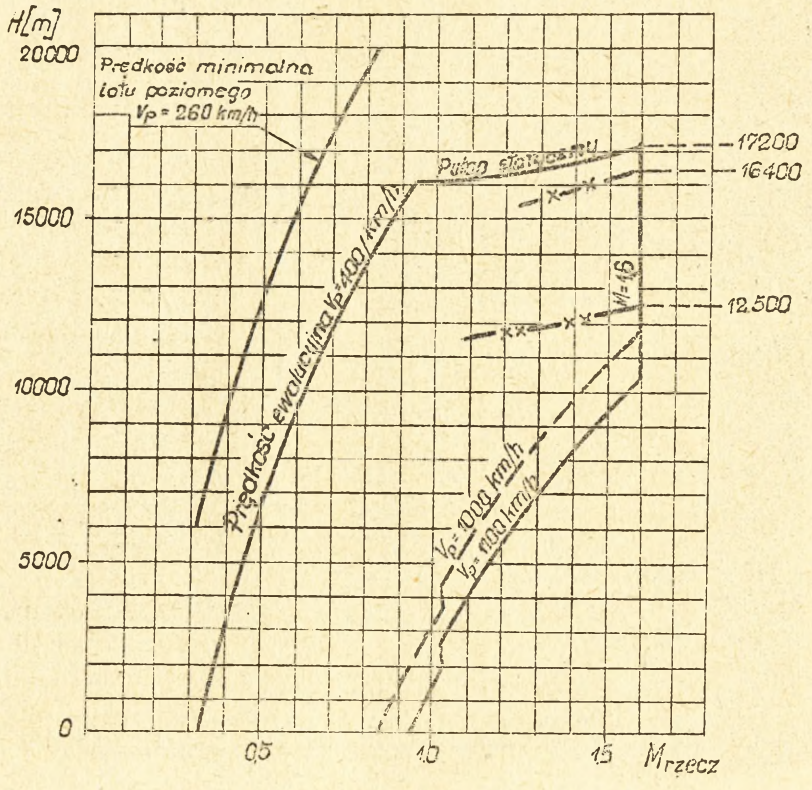
## 5.2.4. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTÓW MiG-21R




Rys.5.20. Charakterystyka rozporządzalnych zakresów prędkości lotu samolotu MiG-21R zależnie od wysokości w warunkach atmosfery standardowej :

———— samolot z podwieszonym pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa;

- - - - - samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa.



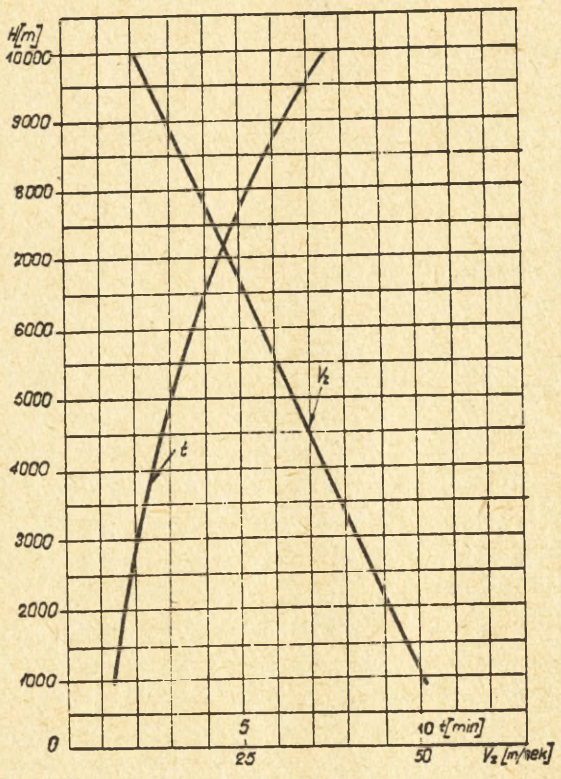

Rys.5.21. Charakterystyka rozporządzalnych zakresów liczb M lotu samolotu MiG-21R zależnie od wysokości w warunkach atmosfery standardowej:

———— samolot z pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa i bez podwieszonego uzbrojenia przy pracy silnika na ZPSPD;

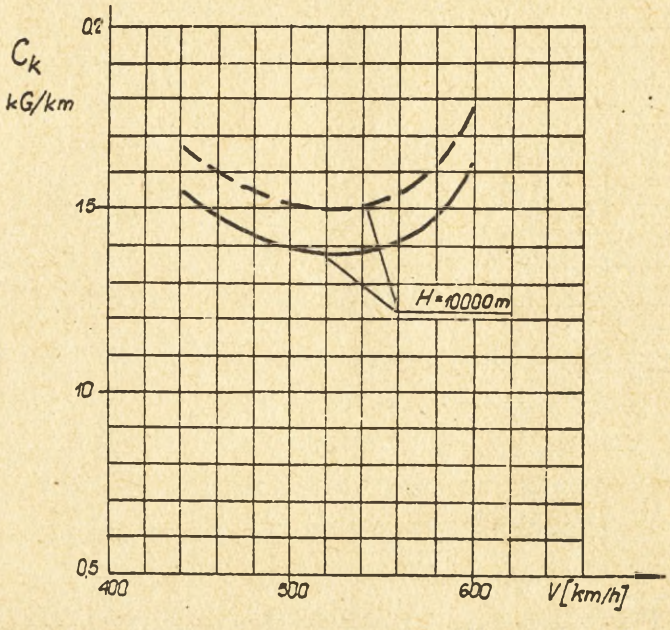
-x-x-x-x- samolot z pojemnikiem "D" lub "R" uzbrojony w podwieszone 2xR-3S, przy pracy s-ka na ZPSPD;

- - - - - samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa, przy pracy silnika na ZPSPD;

-xx-xx-xx- samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa przy pracy silnika na ZPSM.




Rys.5.22. Charakterystyka czasu i prędkości wznoszenia samolotu MiG-21R z pojemnikiem "D" lub "R" przy pracy silnika na ZPSM.

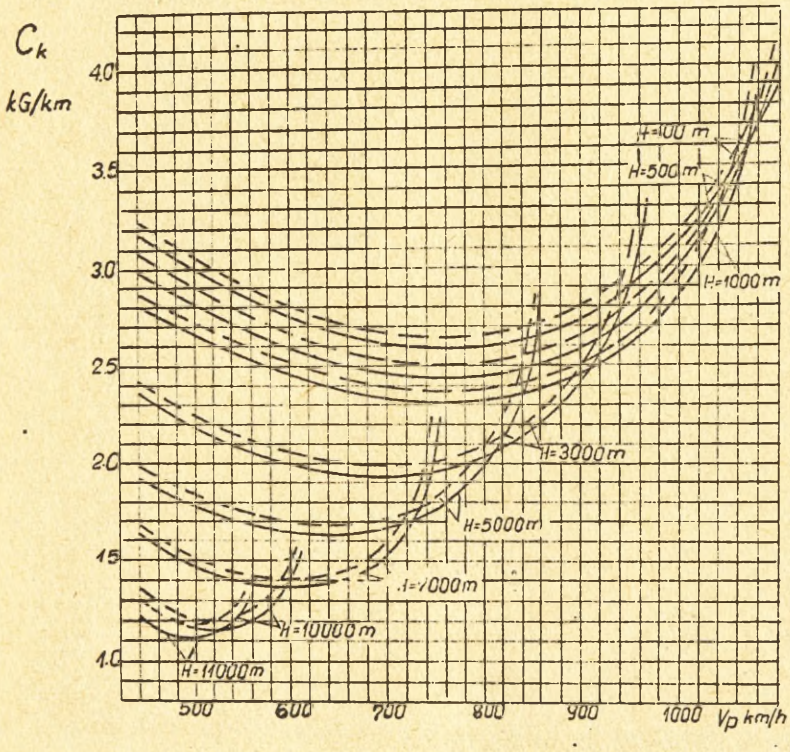



Rys.5.23. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa zależnie od prędkości lotu samolotu MiG-21R na wysokości H = 10000 m :

——— samolot z pojemnikiem "D" lub "R" bez dodatkowych zbiorników paliwa i innych podwieszeń;

- - - - samolot z pojemnikiem "D" lub "R" i dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa.

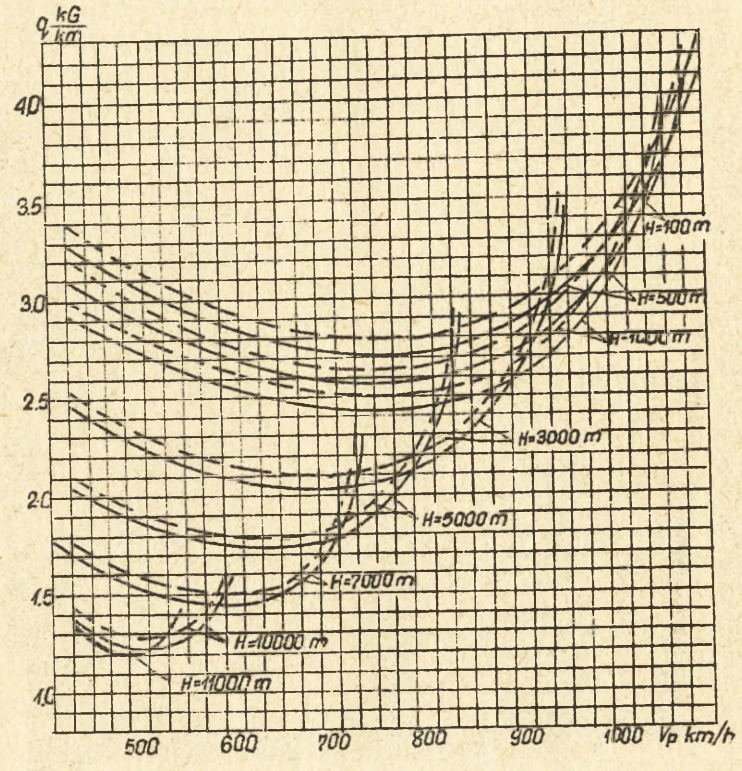
## 5.2.5. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTOW MiG-21U




Rys.5.24. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu :

———— samolot bez podwieszeń zewnętrznych;

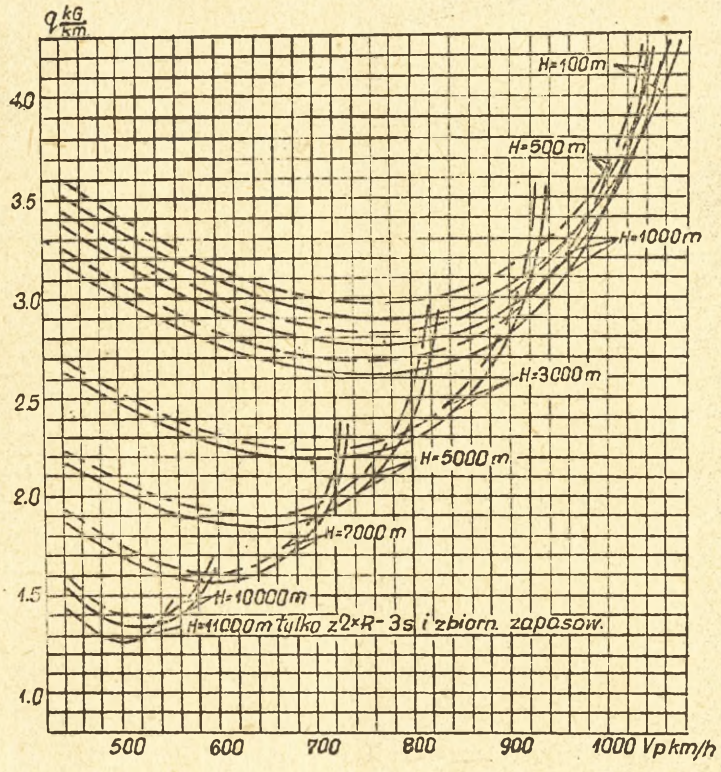
- - - - - samolot z podwieszonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.




Rys.5.25. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu ; samolot nie ma podwieszanego zbiornika paliwa, a ma podwieszone uzbrojenie :

——————— dwa pociski rakietowe R-3S;

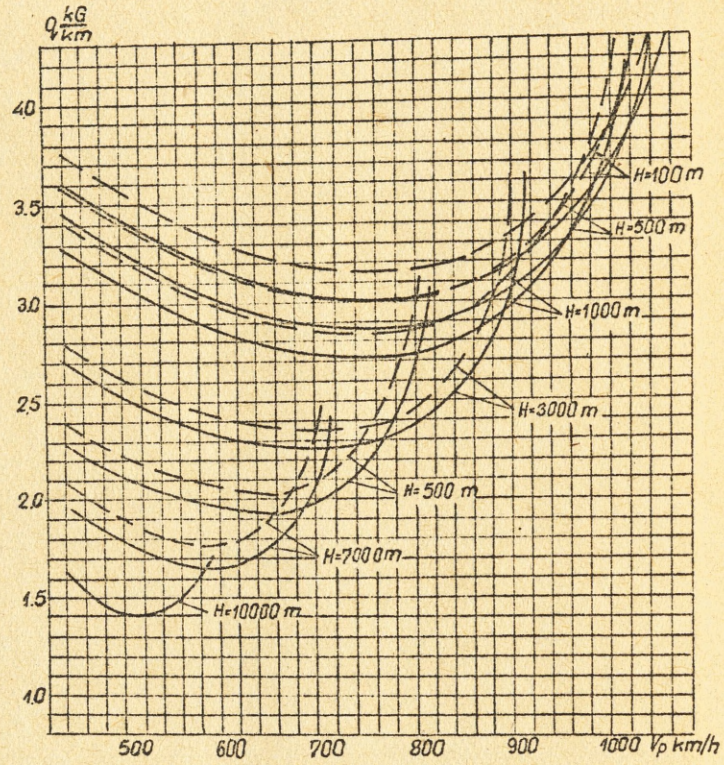
- - - - - dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5




Rys.5.26. Charakterystyka kilometrowego zużycia paliwa samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu :

——— samolot ma podwieszony dodatkowy zbiornik paliwa oraz dwa pociski rakietowe R-3S albo, zasobnik z działkiem /w miejsce dodatkowego zbiornika paliwa/ oraz dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5 albo też, dwie bomby OFAB-100 /bez dodatkowego zbiornika paliwa/;

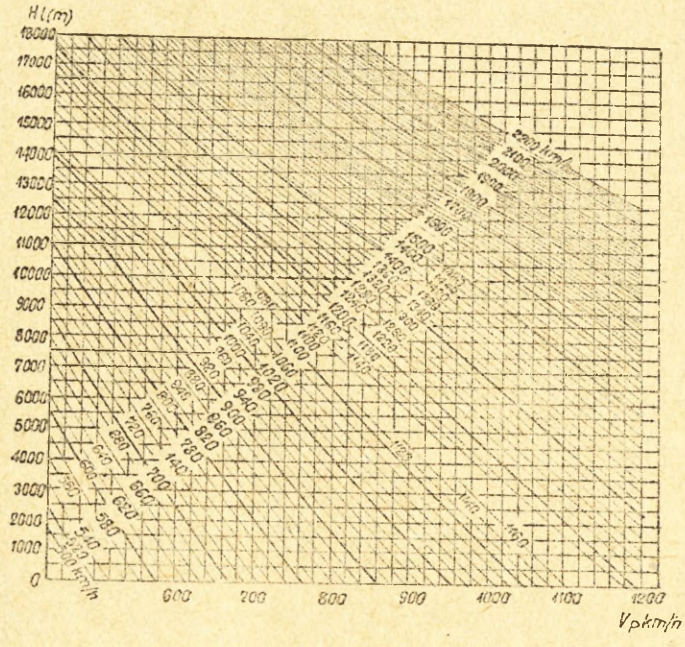
- - - - - samolot ma dodatkowy zbiornik paliwa oraz dwie wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5.




Rys.5.27. Charakterystyka kilometrowego zużycia pali samolotu MiG-21U zależnie od przyrządowej prędkości i wysokości lotu :

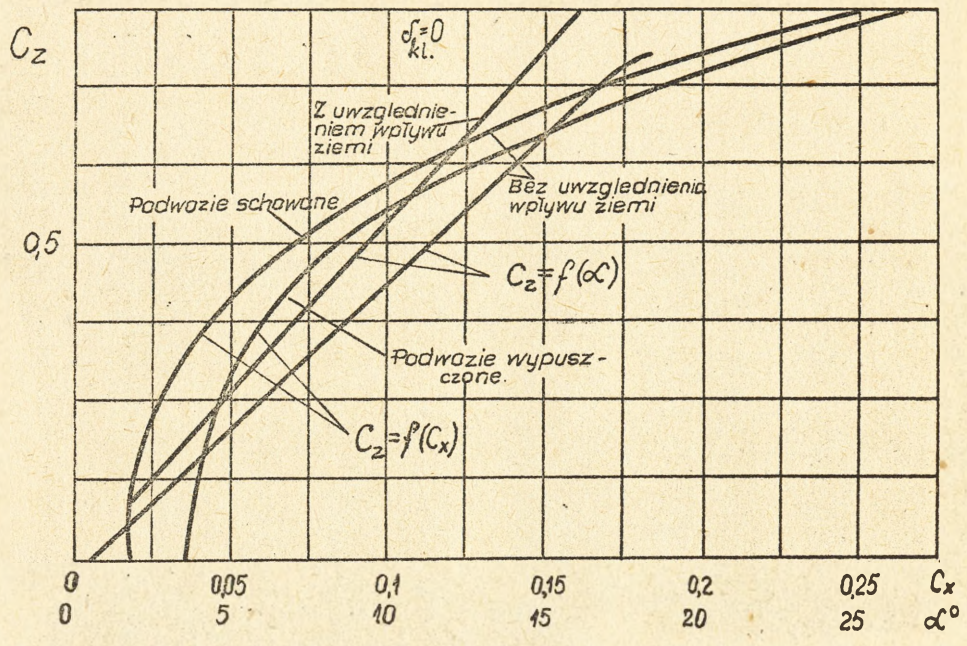
———— samolot z dwiema bombami FAB-250, bez doda wego zbiornika paliwa;

- - - - - samolot z dwiema bombami FAB-250 i podwie- szonym dodatkowym zbiornikiem paliwa.

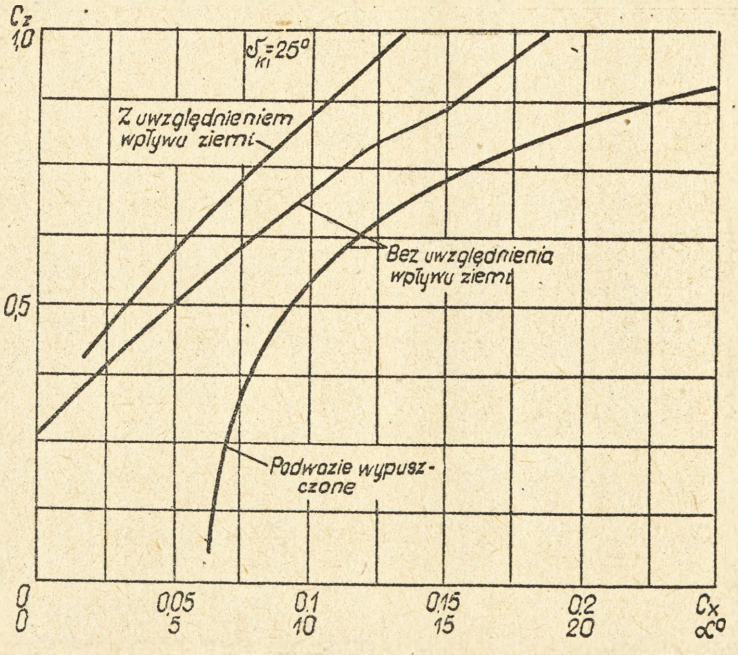



Rys.5.28. Charakterystyka porównawcza prędkości przyrządowej w stosunku do rzeczywistej prędkości lotu samolotu MiG-21U zależnie od wysokości. Służy ona do określania wartości prędkości rzeczywistej w przypadku znajomości prędkości przyrządowej lub odwrotnie.

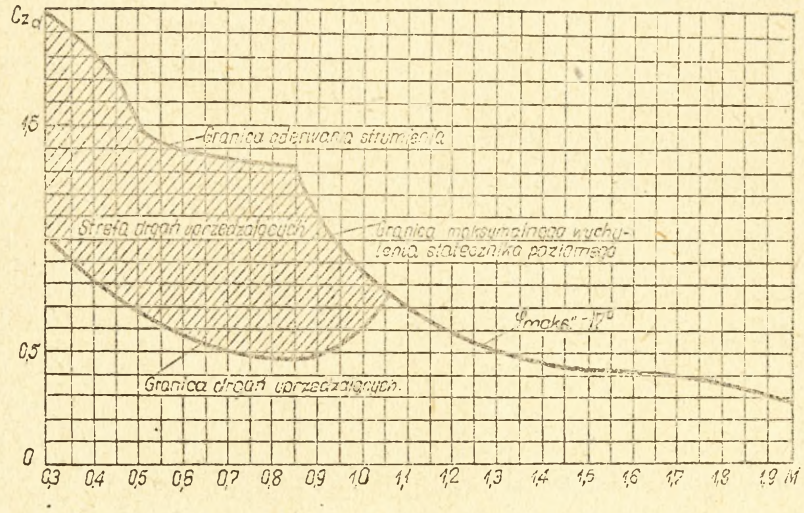
## 5.2.6. WYBRANE CHARAKTERYSTYKI SAMOLOTOW Su-7BKŁ



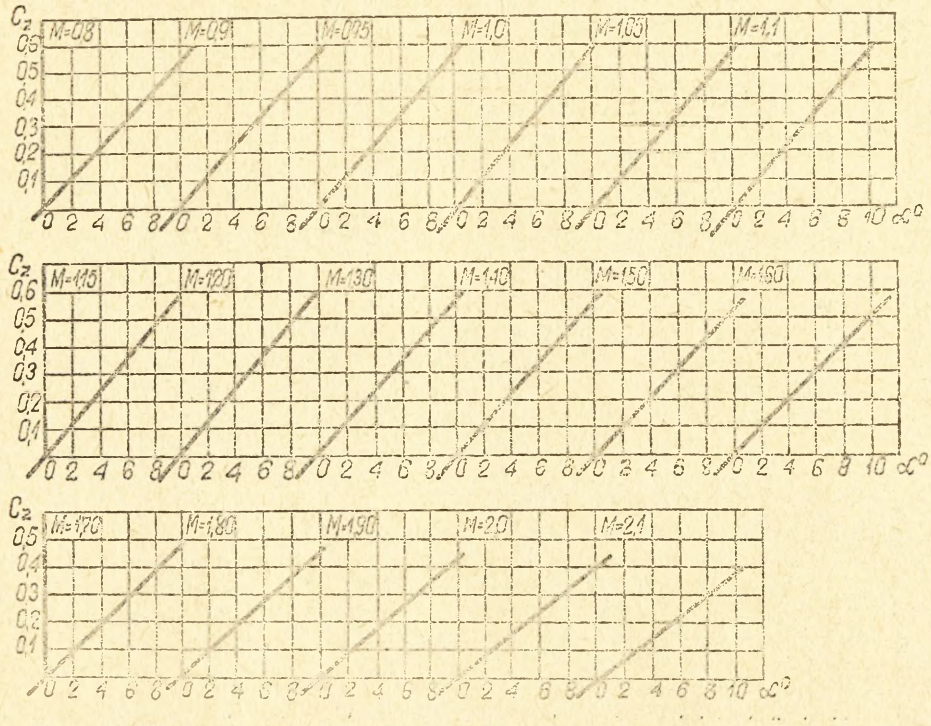

Rys.5.29. Biegunowe i współczynniki siły nośnej $C_z = f/\alpha/$ samolotu Su-7BKŁ podczas startu i lądowania ze schowanymi klapami.



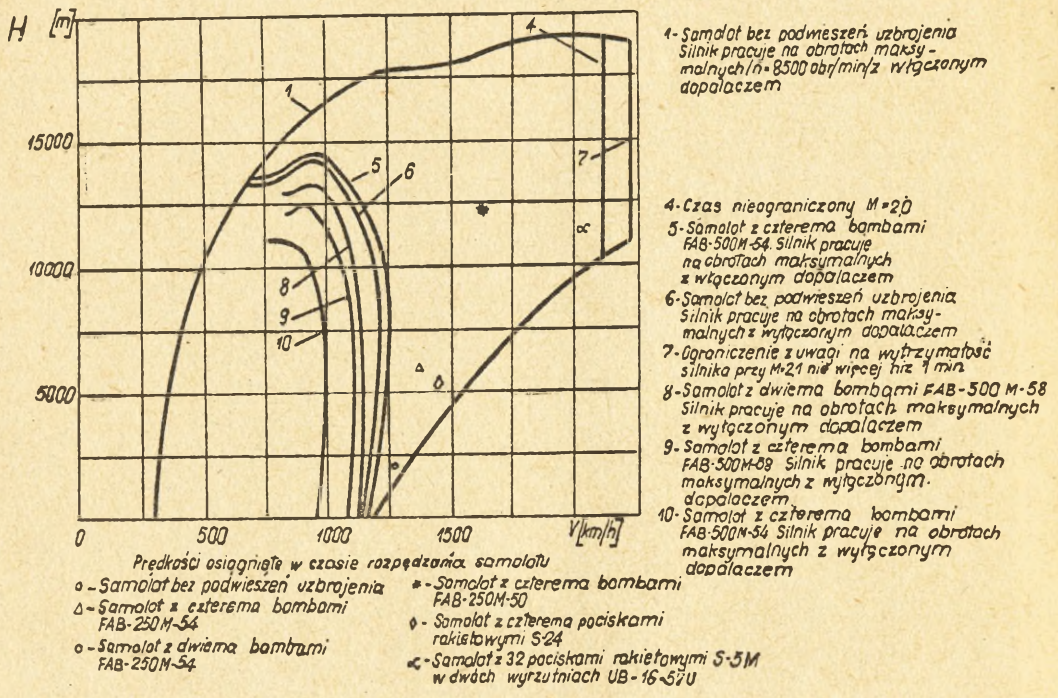

Rys.5.30. Biegunowa i współczynniki siły nośnej $C_z = f/\alpha/$ samolotu Su-7BKŁ podczas startu i lądowania z klapami wychylonymi o kąt 25°.



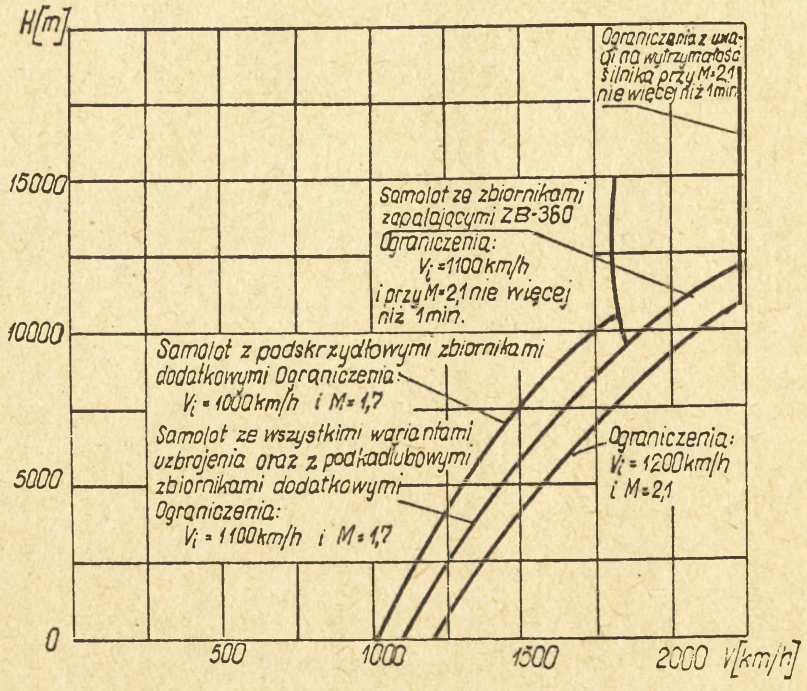

Rys.5.31. Największa eksploatacyjna wartość współczynnika siły nośnej $C_z$ samolotu Su-7BKŁ w zależności od liczby M lotu.



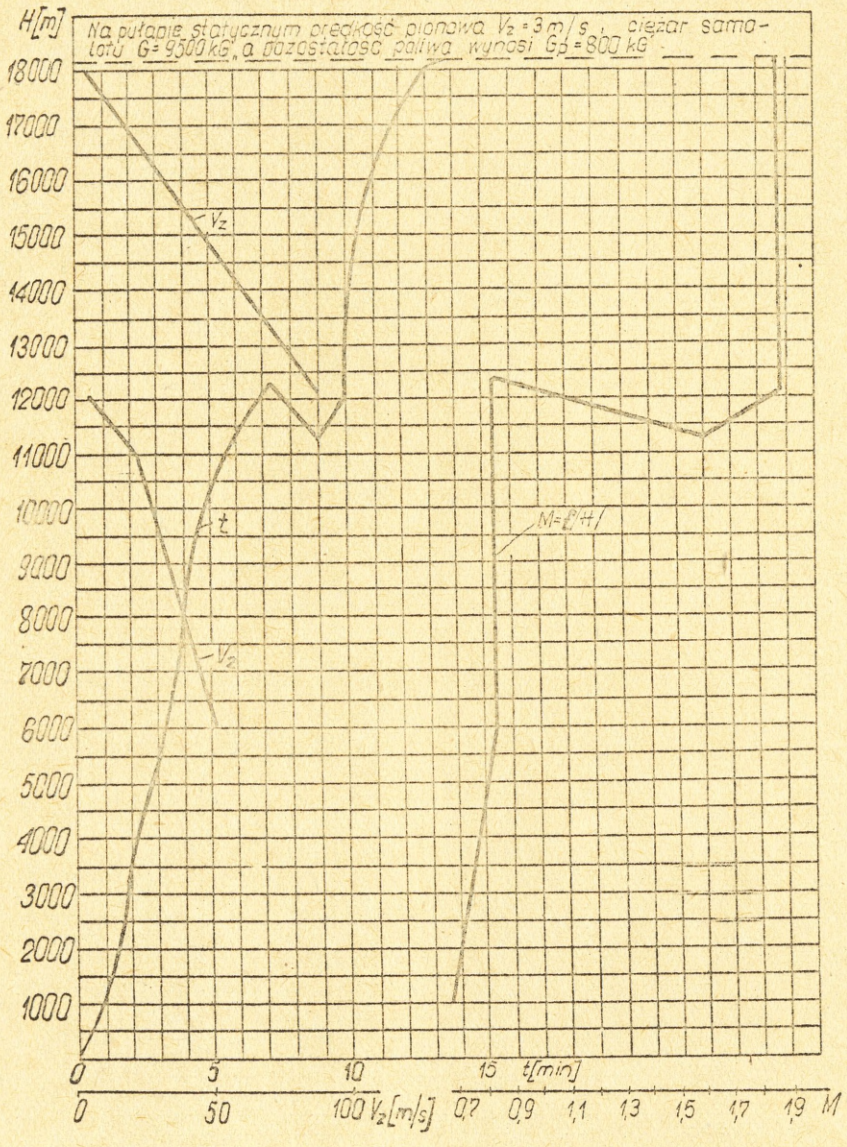

Rys.5.32. Charakterystyka wartości współczynników siły nośnej $C_z$ samolotu Su-7BKŁ w zależności od kątów natarcia / $C_z = f(\alpha)$ / i liczby M lotu.



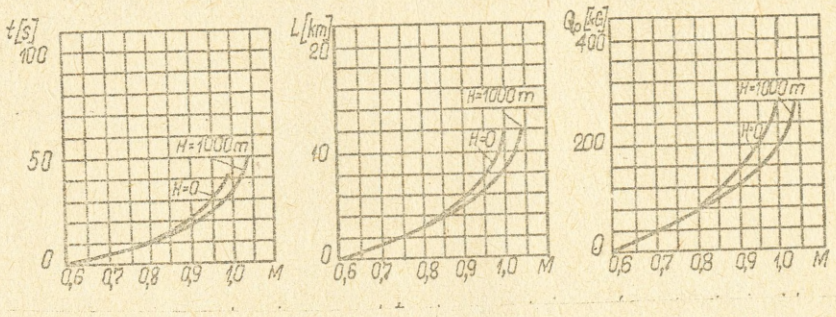

Rys.5.33. Charakterystyka maksymalnych i minimalnych prędkości lotu poziomego samolotu Su-7BKŁ z różnymi wariantami uzbrojenia, zależnie od wysokości lotu.



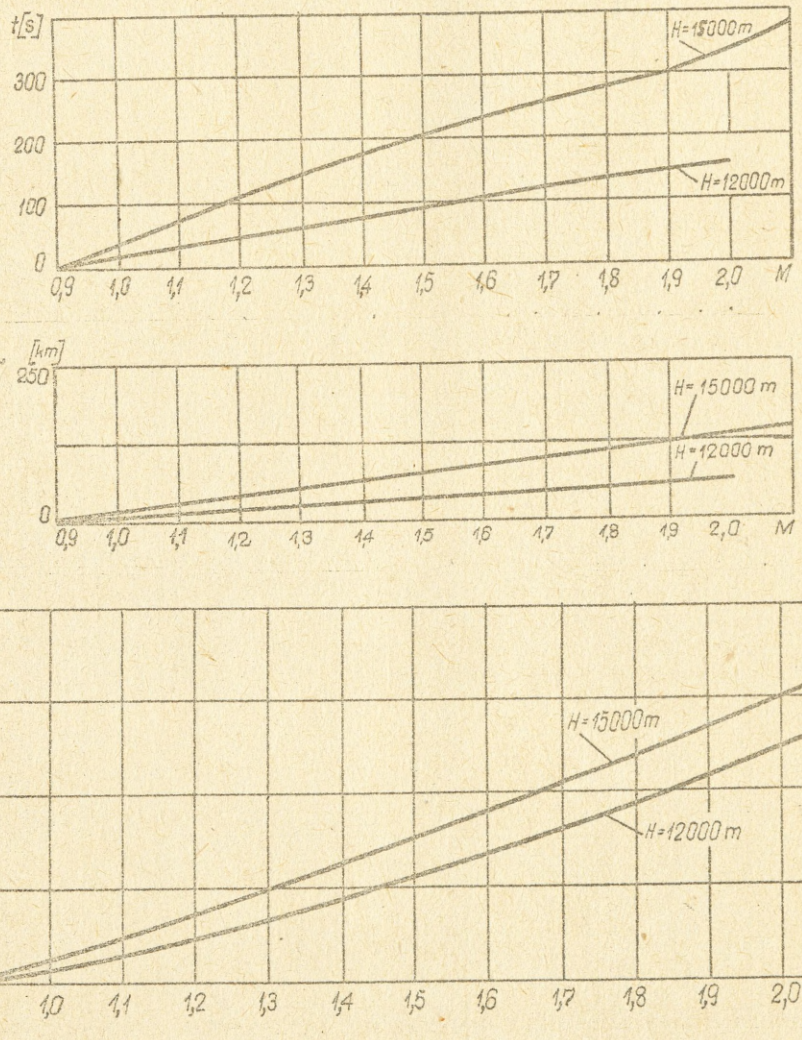

Rys.5.34. Charakterystyka maksymalnie dopuszczalnych prędkości lotu samolotu Su-7BKŁ w zależności od wysokości.



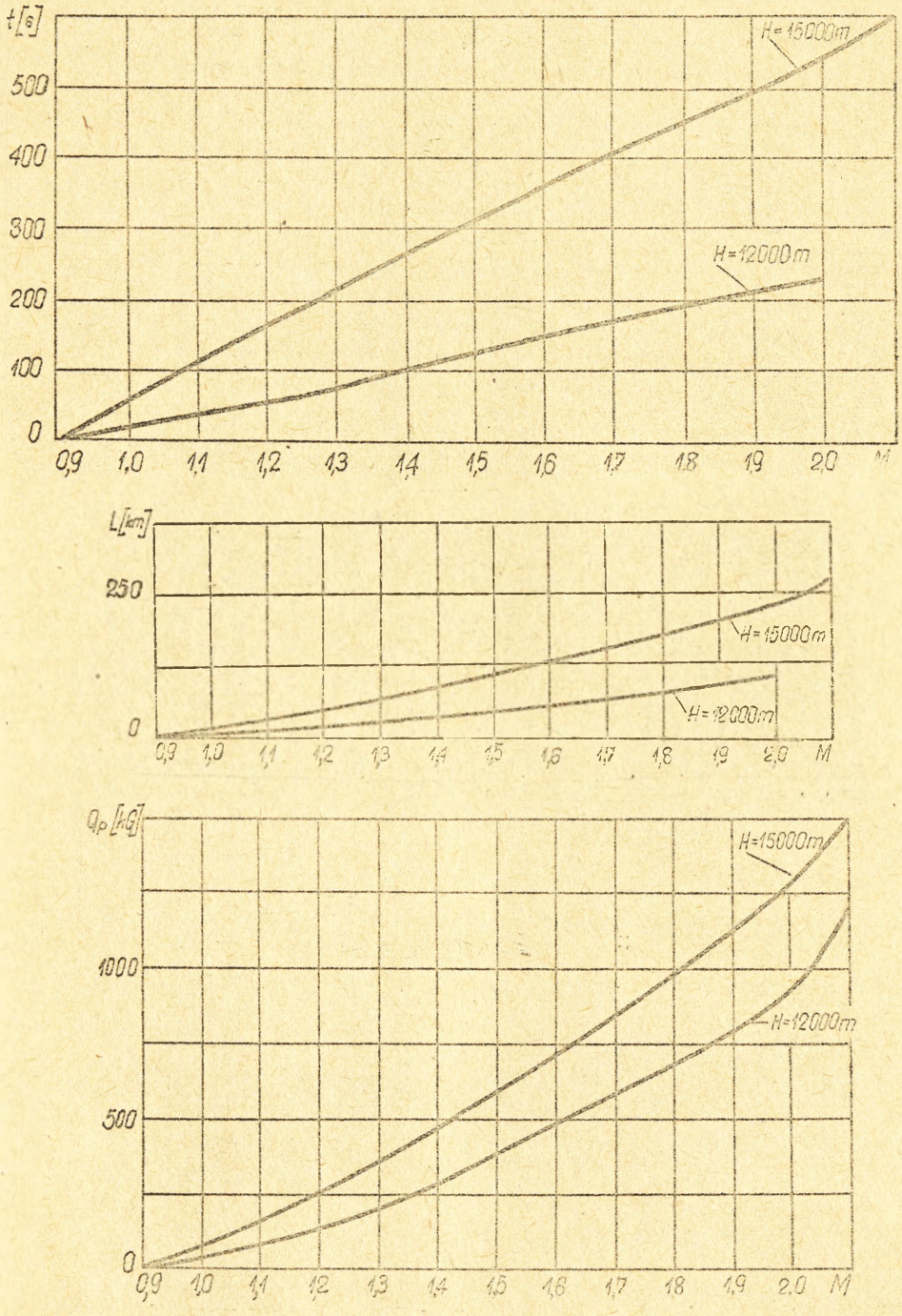

Rys.5.35. Charakterystyka podstawowego programu lotu w celu osiągnięcia pułapu praktycznego wysokości. Po osiągnięciu pułapu według tego programu, na samolocie pozostaje jeszcze 800 kG paliwa.



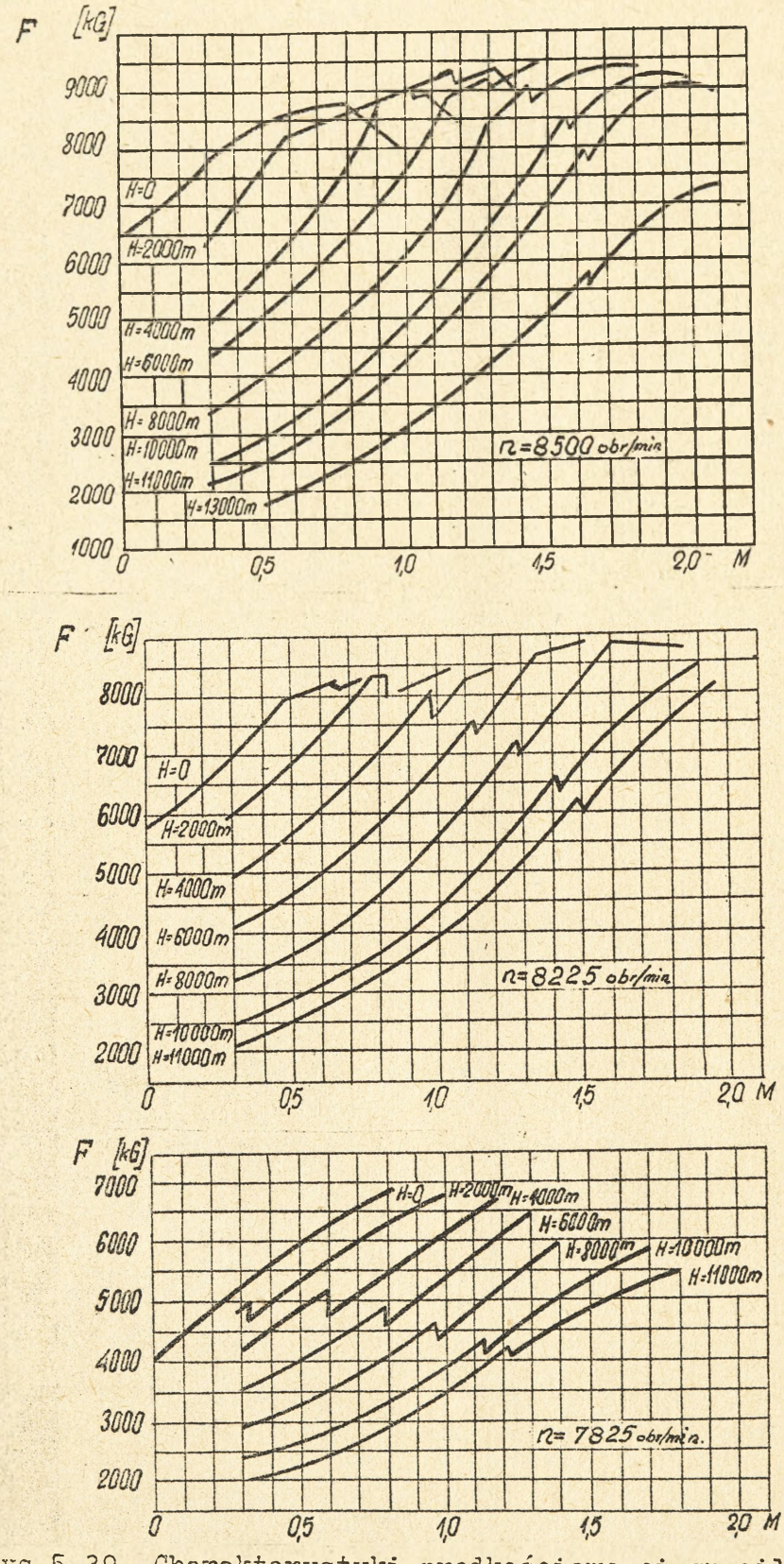

Rys.5.36. Charakterystyka rozpędzania samolotu Su-7BKŁ bez żadnych podwieszeń zewnętrznych /średni ciężar samolotu G=10200 kG/ przy pracy silnika na ZPSPD na wysokości H=0 i H=1000 m /czas, przebyta droga i zużycie paliwa/



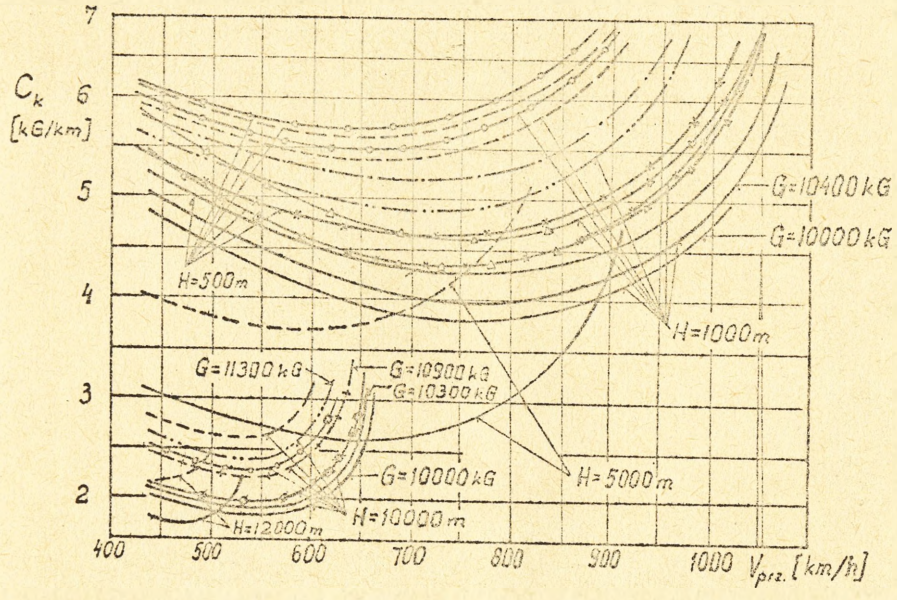

Rys.5.37. Charakterystyka rozpędzania samolotu Su-7BKŁ bez podwieszeń zewnętrznych, przy pracy silnika na ZPSPD na wysokości H=12000 m i H=15000 m. /czas, przebyta droga i zużycie paliwa w funkcji liczby M lotu/.




Rys.5.38. Charakterystyka rozpędzania samolotu Su - 7BL uzbrojonego w dwie wyrzutnie UB-16-57U /z pociskami S-5M lub S-5K/, przy pracy silnika na ZPSPD na wysokości H=12000 m i H=15000 m. /czas, przebyta droga i zużycie paliwa w funkcji liczby M lotu/.




Rys.5.39. Charakterystyki prędkościowe ciągu silnika dla różnych wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ przy czym, silnik pracuje na ZPSD /z włączonym dopalaniem/ na różnych obrotach: $n_{max}$ = 8500 obr/min; n=8225 obr/min oraz n=7825 obr/min.




Rys.5.40. Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa w zależności od przyrządowej prędkości lotu samolotu Su-7BKŁ z różnymi wariantami uzbrojenia na wysokości: H=500 m; H=1000 m; H=5000 m; H=10000 m i H=12000 m.

Warianty zewnętrznych podwieszeń samolotu:

———— bez podwieszeń;

- - - - - 2xFAB-500M-54 i dwa dodatkowe zbiorniki paliwa;

-·-·-·-·- 4xFAB-500M-54

-I-I-I-I- 4xUB-16-57U /64 x S-5M lub S-5K/;

-o-o-o-o- 26 x S-3K;

-·-·-·-·- cztery dodatkowe zbiorniki paliwa;

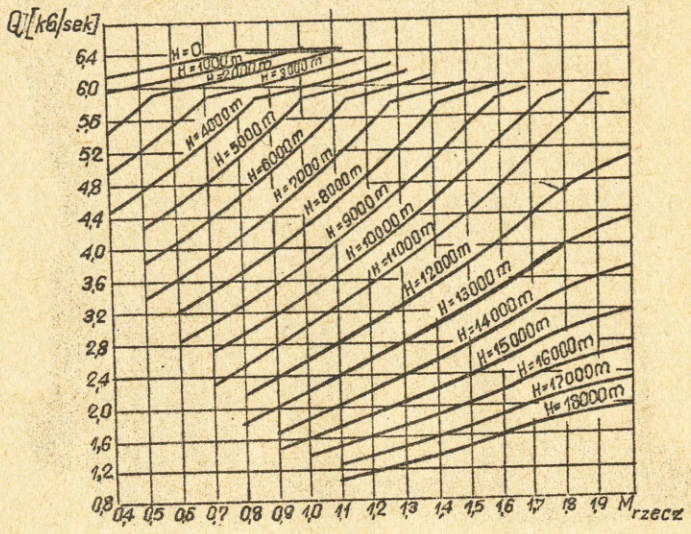
-ϕ-ϕ-ϕ-ϕ- 2 x FAB-500M-59;

-+-+-+-+- 2 x FAB-500M-59 oraz dwa dodatkowe zbiorniki paliwa lub tylko cztery dodatkowe zbiorniki paliwa;

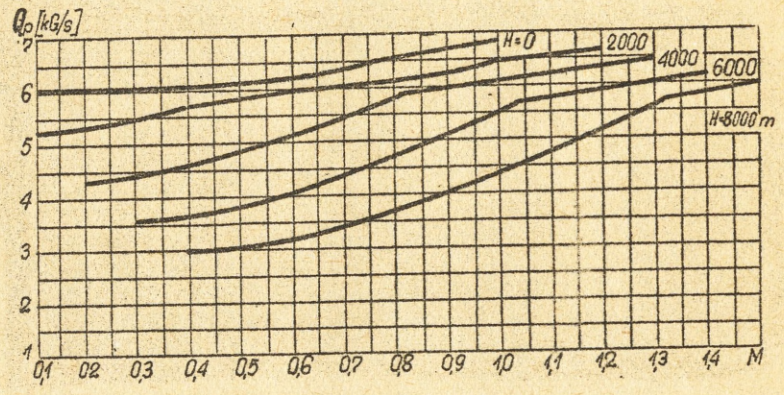
———————— 4 x FAB-500M-59;

-□-□-□-□- 2 x FAB-500M-54

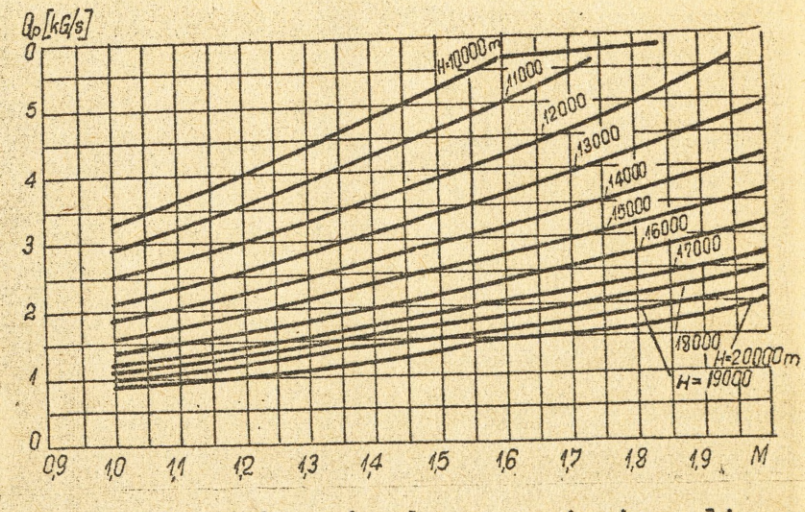
a/




b/

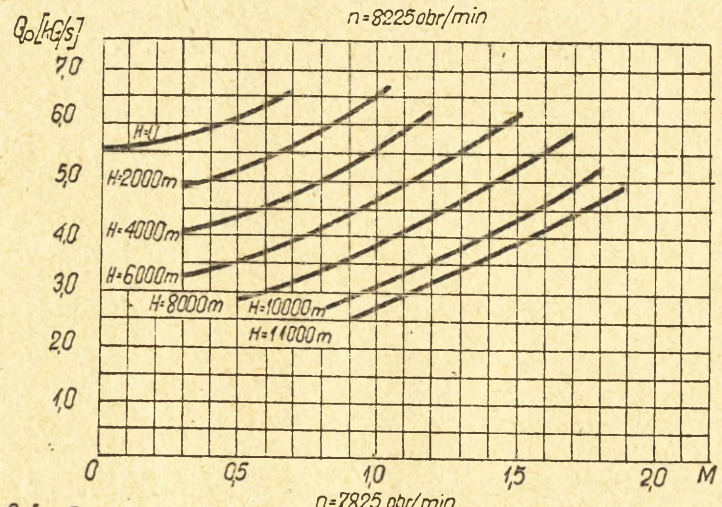



c/

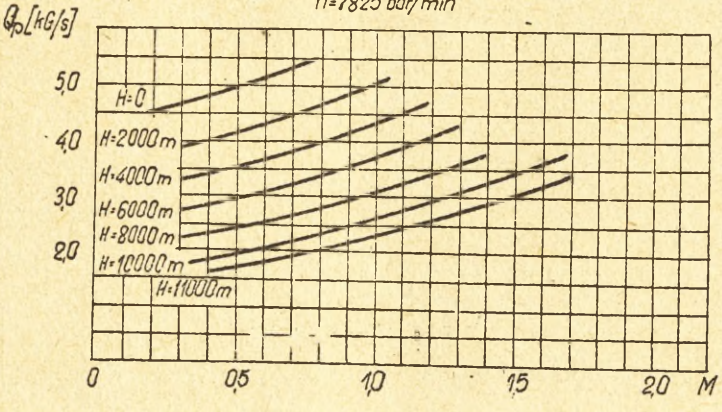



Rys.5.41. Charakterystyki sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ przy pracy silnika na ZPSPD na obrotach n=8500 obr/min, w normalnych warunkach atmosferycznych według atmosfery wzorcowej.
a, b, c - według wyników powtarzanych pomiarów w locie.

a/




b/

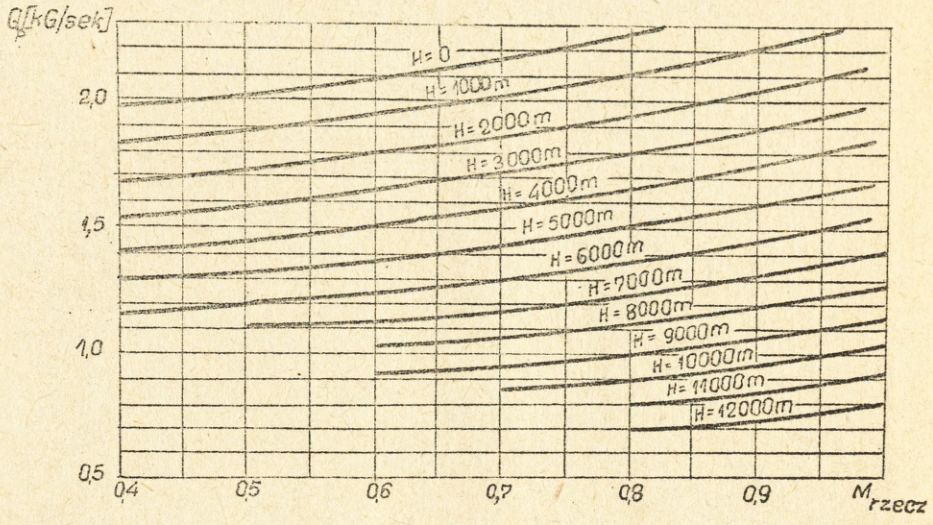



rys.5.42. Charakterystyki sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ przy pracy silnika na ZPSD /z włączonym dopalaniem/ w normalnych warunkach atmosferycznych według atmosfery wzorcowej, na:

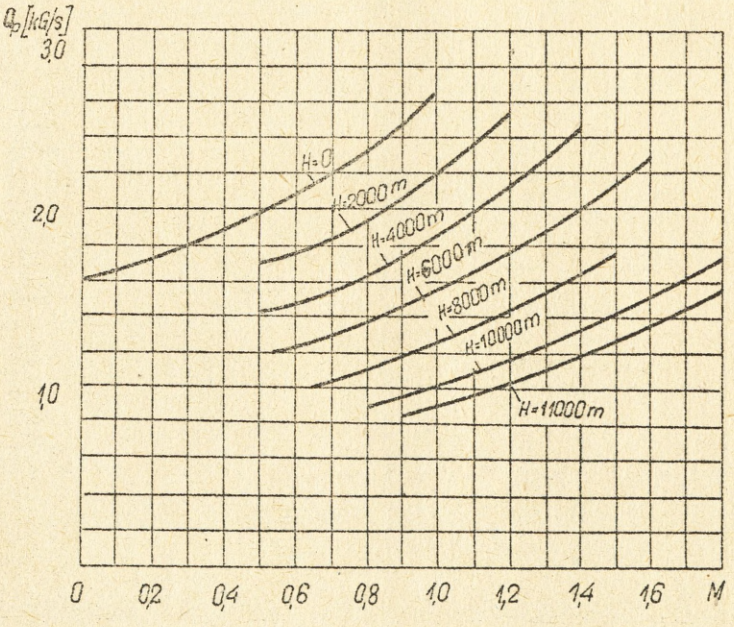
a/ obrotach n=8225 obr/min.;

b/ obrotach n=7825 obr/min.

a/

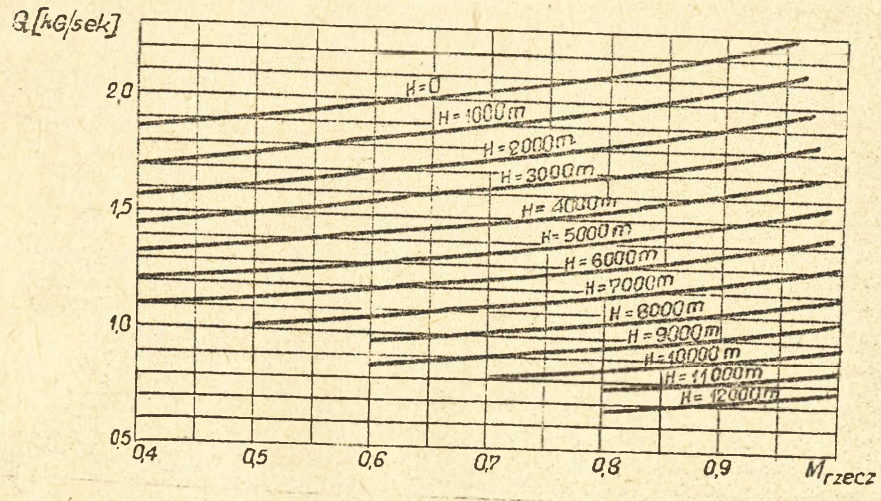



b/



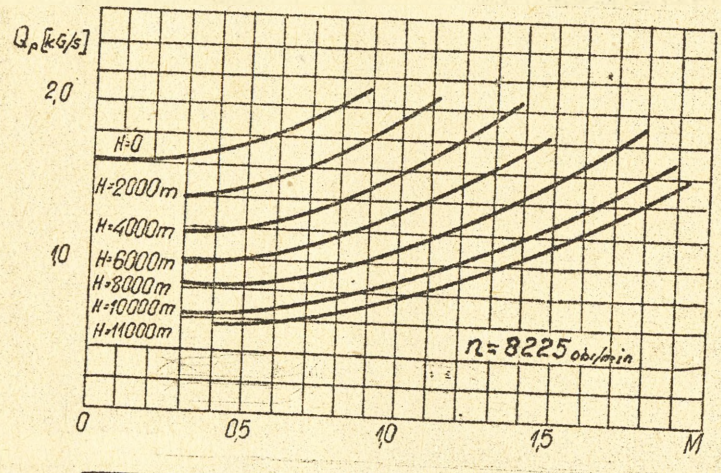

Rys.5.43. Charakterystyki sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ przy pracy silnika na SPSM /z wyłączonym dopalaniem/- na obrotach n=8500obr/min. w normalnych warunkach atmosferycznych według atmosfery wzorcowej.

a, b, - według wyników powtarzanych pomiarów w locie.

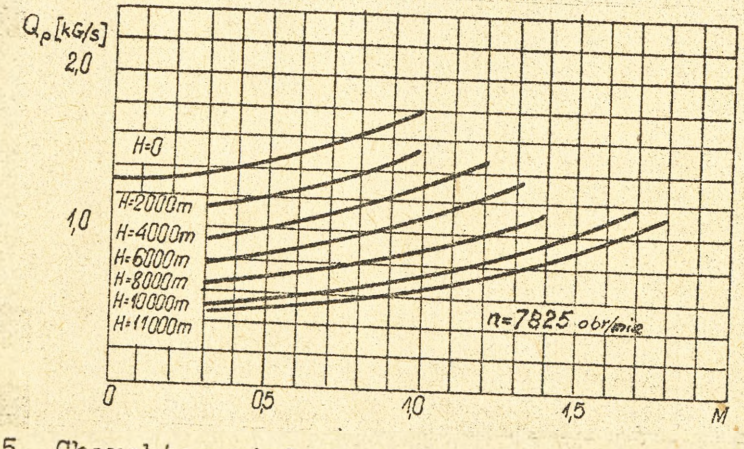



Rys.5.44. Charakterystyki sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ przy pracy silnika na ZPSM - n=8500 obr/min w warunkach temperatury atmosferycznej wyższej o 10°C od temperatury normalnej w/g atmosfery wzorcowej.

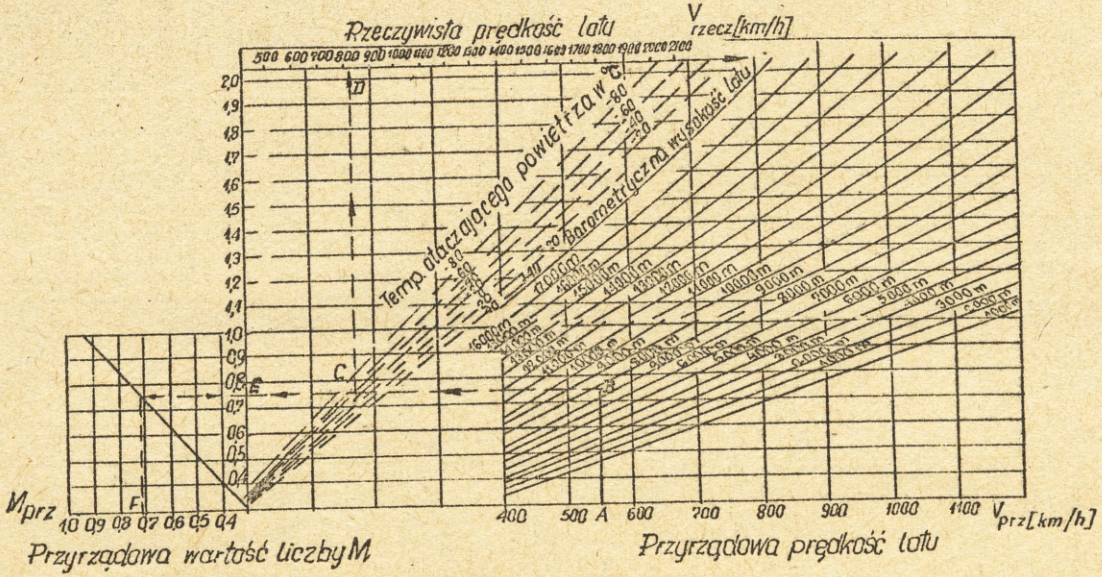
a/



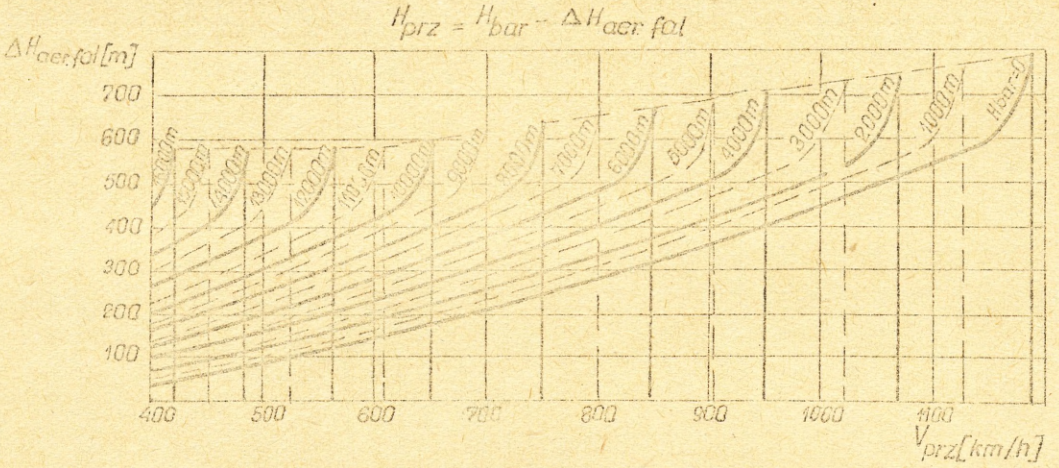

b/




Rys.5.45. Charakterystyki sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ w normalnych warunkach atmosferycznych przy pracy silnika z wyłączonym dopalaniem na obrotach: a/ n=8225 obr/min i b/ n=7825 obr/min.




Rys.5.46. Nomogram do przeliczania przyrządowej prędkości lotu na wartości odpowiadającej jej liczby M i prędkości rzeczywistej lotu, z uwzględnieniem poprawek aerodynamicznych i falowych oraz temperatury atmosferycznej w zależności od wysokości lotu samolotu Su-7BKŁ.




Rys.5.47. Wykres sumarycznych poprawek aerodynamicznych i falowych do wysokości lotu samolotu Su-7BKL w zależności od prędkości przyrządowej i wysokości barometrycznej.

5.2.6.1. WARIANTY PODWIESZEŃ ZEWNĘTRZNYCH /UZBROJENIA/ SAMOLOTÓW Su-7BM i Su-7BKŁ WEDŁUG USTALONYCH UMOWNIE GRUP CIĘŻAROWYCH

Tabela nr 53

| Grupa obciążenia | Wariant obciążenia zewnętrznego /uzbrojenia/ |
|---|---|
| "a" | Samolot bez podwieszeń - belki nośne zdjęte |
| | Samolot bez podwieszeń lecz z belkami nośnymi. |
| "b" | Dwa dodatkowe zbiorniki paliwa po 600 l. |
| | Dwa dodatkowe zbiorniki paliwa po 950 l. |
| | Cztery wyrzutnie UB-16-57U z pociskami S-5 |
| | Cztery pociski rakietowe S-24 |
| | Cztery bomby FAB-250M-62 |
| "c" | Dwa dod. zbiorniki paliwa po 600 l. i 2xUB-16-57U |
| | Dwa dod. zb.pal. po 950 l. i 2 x UB-16-57U z S-5M |
| | Dwa dod. zb.pal. po 600 l. i 2 x FAB-250M-62 |
| | Dwa dod. zb. pal. po 950 l. i 2 x FAB-250M-62 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 600 l. i 2 x S-24 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 950 l. i 2 x S-24 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 600 l. i 2 x FAB-250M-54 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 950 l. i 2 x FAB-250M-54 |
| "d" | Cztery dod. zb. pal. po 600 l. |
| | Dwa dod. zb. pal. po 600 l i dwa dod.zb. po 950 l. |
| | Dwa dod.zb.pal. po 600 l. i 2 x FAB-500M-62 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 950 l. i 2 x FAB-500M-62 |
| | Cztery bomby FAB-250M-54 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 600 l. i 2 x APU-14U z S-3K |
| | Dwa dod.zb.pal. po 950 l. i 2 x APU-14U z S-3K |
| | Cztery bomby FAB-500M-62 |
| "e" | Dwa dod.zb.pal. po 600 l. i 2 x FAB-500M-54 |
| | Dwa dod.zb.pal. po 950 l. i 2 x FAB-500M54 |
| | Cztery bomby FAB-500M-54 |

## 5.2.7. ZASIĘG I DŁUGOTRWAŁOŚĆ LOTU SAMOLOTÓW Su-7BKŁ

Wykonane obliczenia zasięgu i długotrwałości lotu samolotów Su-7BKŁ podano w formie wykresów "Praktycznych zasięgów i długotrwałości lotu", w które wlicza się drogi przebyte podczas wznoszenia i zniżania z wysokości przelotowej po nakazanej trasie.

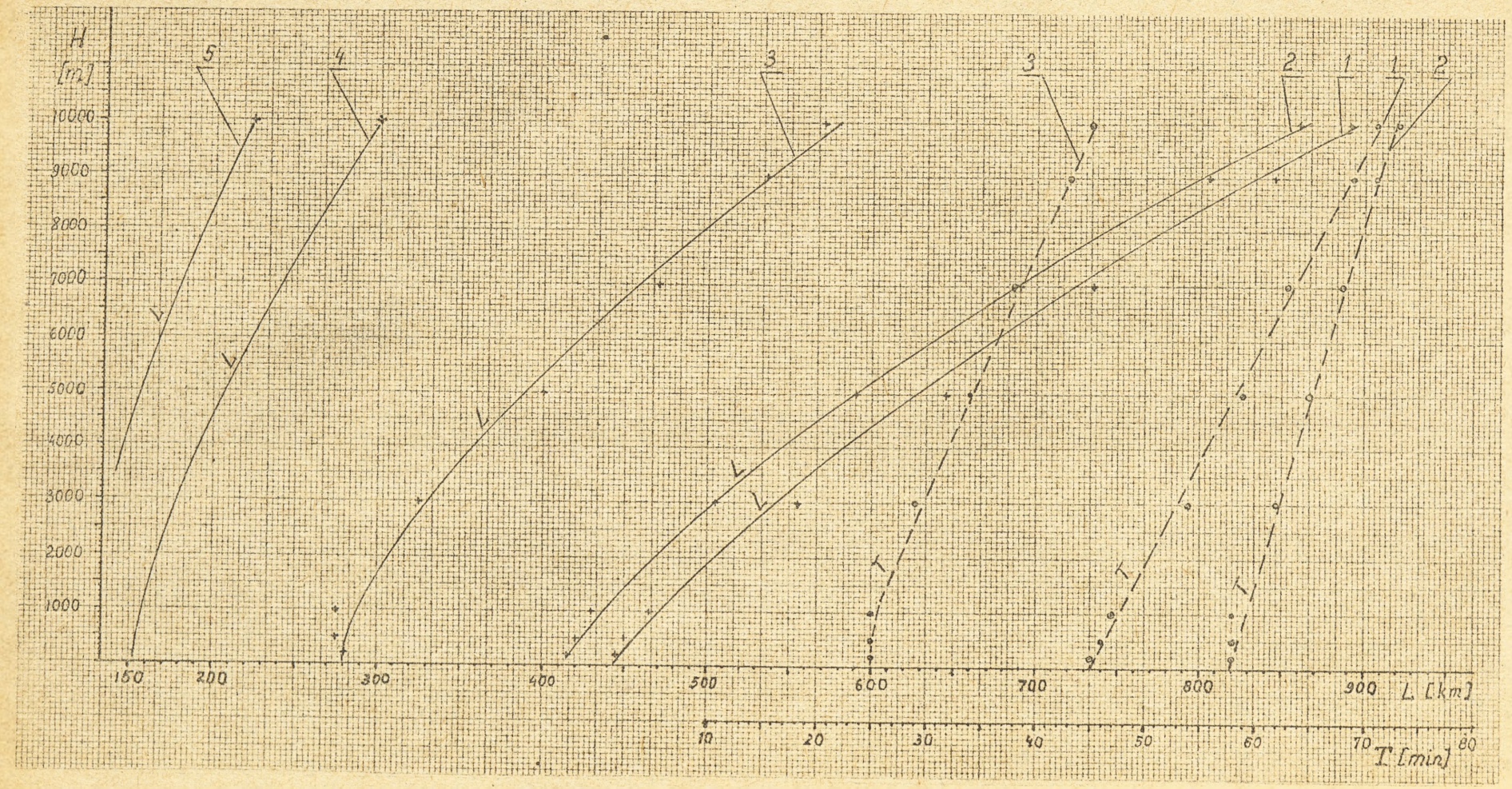
W obliczeniach uwzględnione zostały podane niżej dane techniczne i założenia uzupełniające :

1. Pojemność zbiorników instalacji paliwowej /w litrach/ :
   - instalacji głównej - 3930 z tym, że eksploatacyjna wynosi 3900 l;
   - instalacji zbiorników dodatkowych wynosi: 2 lub 4 zb.dod. po 600 l, albo 2 zb.dod. po 950 l albo też 4 zbiorniki dodatk. z których 2 po 950 l oraz 2 po 600 l paliwa.
2. W zbiornikach instalacji głównej zawsze pozostaje jako niewyczerpywalne /"martwe"/ około 65 l paliwa /około 50 kG/, a w czterech dodatkowych zbiornikach paliwa podobnie - 25 l /około 20 kG/,
3. Na tolerancję techniczną regulacji silników /dopuszczalne zwiększenie zużycia paliwa/ ustalona norma wynosi 7% pojemności instalacji głównej czyli 275 l paliwa.
4. Wagowo, obliczeniowy zapas paliwa, zależnie od jego ciężaru właściwego, w zbiornikach instalacji paliwowej samolotu Su-7BKŁ wynosi :

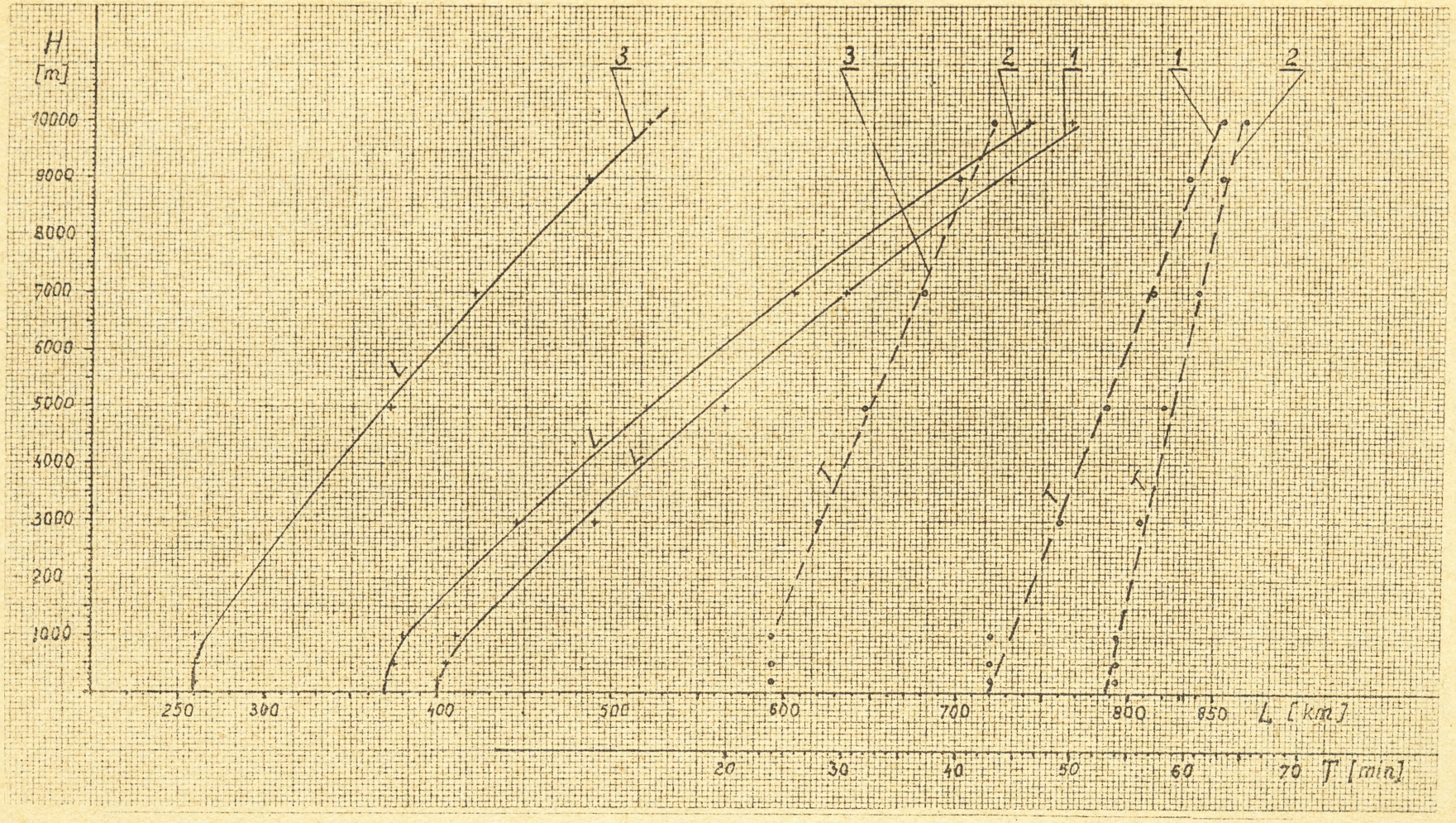
Tabela 54

| Całkowite napełnienie instalacji: | Obliczeniowy zapas paliwa w kG dla ciężaru właściwego w kG/l | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 0,755 | 0,775 | 0,800 | 0,830 |
| głównej /bez zb.dod./ | 2690 | 2760 | 2850 | 2950 |
| głównej + 2 zb.dod. po 600 l | 3590 | 3680 | 3800 | 3940 |
| głównej + 2 zb.dod. po 950 l | 4120 | 4220 | 4360 | 4520 |
| głównej + 4 zb.dod. po 600 l | 4490 | 4600 | 4750 | 4930 |
| głównej + 4 zb.dod. przy czym 2 z nich po 600 l i 2 po 950 | 5020 | 5140 | 5310 | 5510 |

5. Obliczenia, wg których są sporządzone wykresy L i T, wykonane zostały dla ciężaru właściwego paliwa $C_w$= 0,775 kG/l.
6. Do obliczeń L i T zakładano, że warunki atmosferyczne są zgodne z warunkami atmosfery standardowej /wzorcowej/, bez wiatru.
7. W obliczeniach L i T uwzględnione zostały:
   - zużycie paliwa na ziemi /uruchomienie i próba silnika oraz kołowanie na start/ w ogólnej ilości Qp.z.=160 kG;
   - zużycie paliwa na lądowanie /łącznie z "kręgiem"/ w czasie 10 min, w ogólnej ilości Qp.ląd. = 500 kG.
8. W obliczeniach L i T nie uwzględniono nawigacyjnego zapasu paliwa /Qp.naw. = 0/
9. Maksymalny taktyczny promień działania samolotów Su-7BKŁ jest równy w przybliżeniu połowie podanych na wykresach zasięgów lotu.

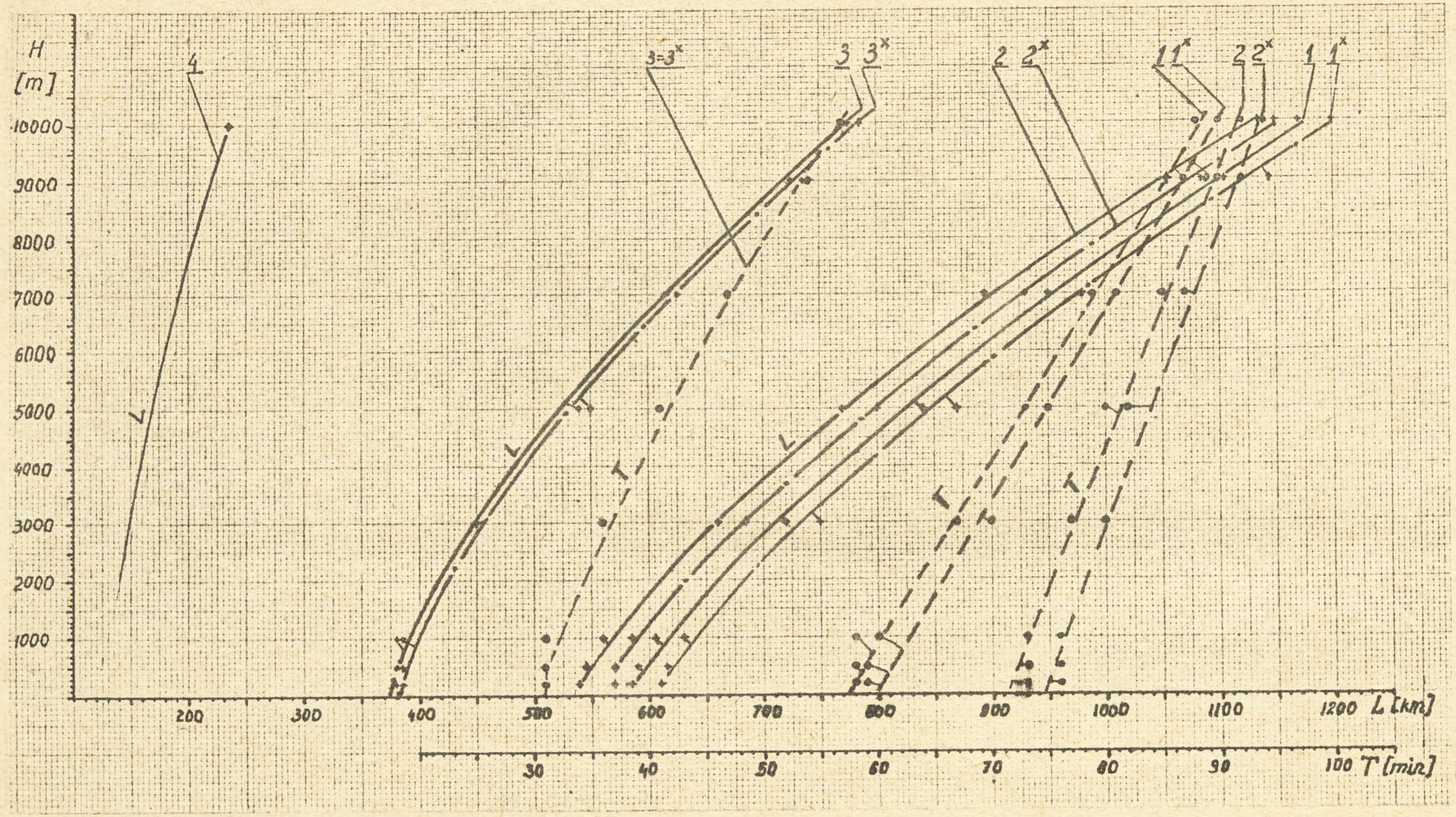



Rys.5.48. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ bez podwieszeń /grupa "a"/ $Q_{p.obl.}$=2760 kG, $C_w$ = 0,775 kG/l.
1- L i T dla warunków $L_{max}$; 2- L i T dla warunków $T_{max}$;



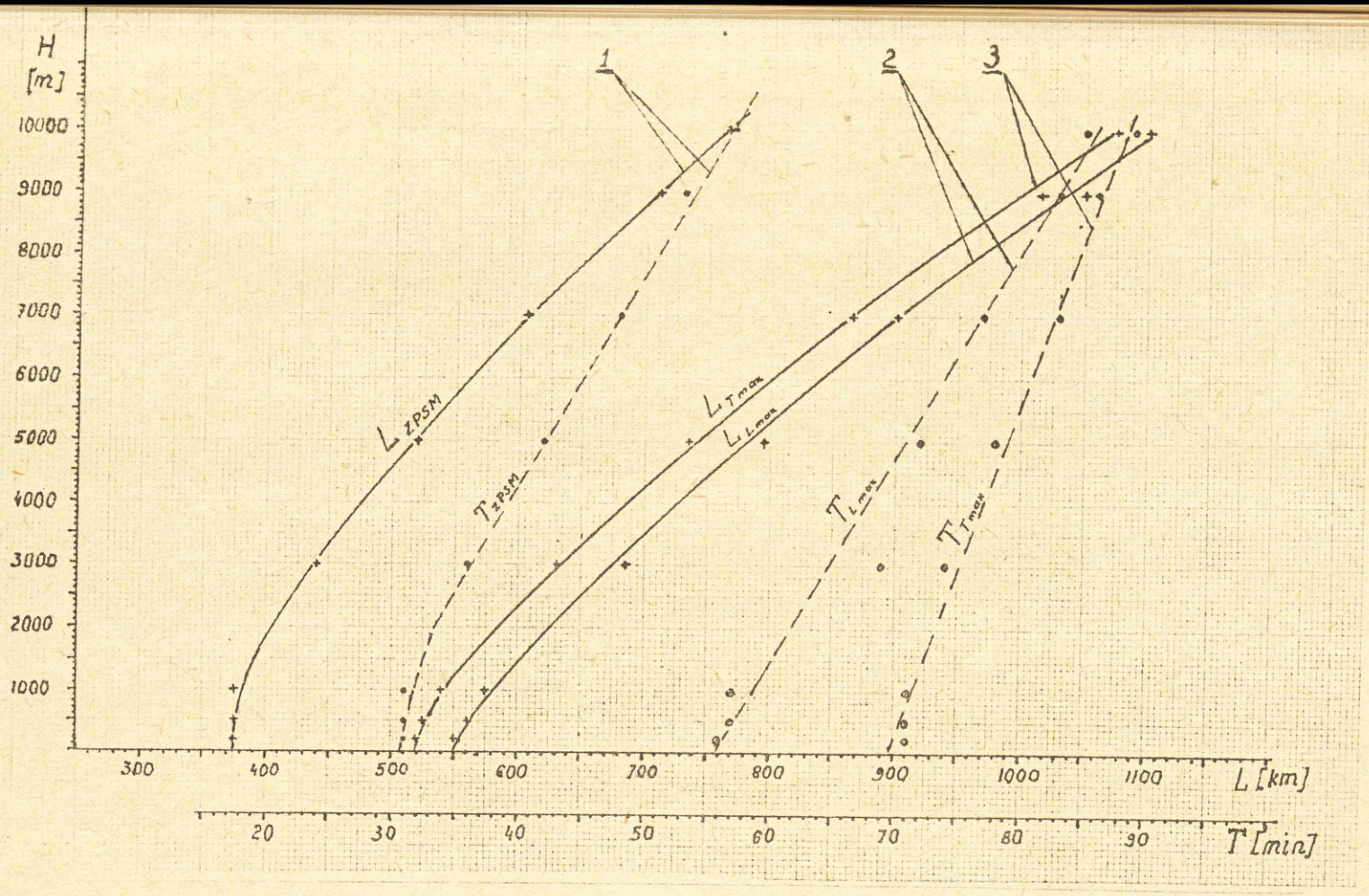

Rys.5.49. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z podwieszeniem: 4 x FAB-250M-62 lub 4 x S-24 albo 4 x UB-16-57U /gr."b"/.

1- L i T dla warunków L max; 2- L i T dla warunków T max;
3- L i T dla warunków ZPSM.
Podwieszenia są zrzucane po przebyciu przez samolot połowy lotu.

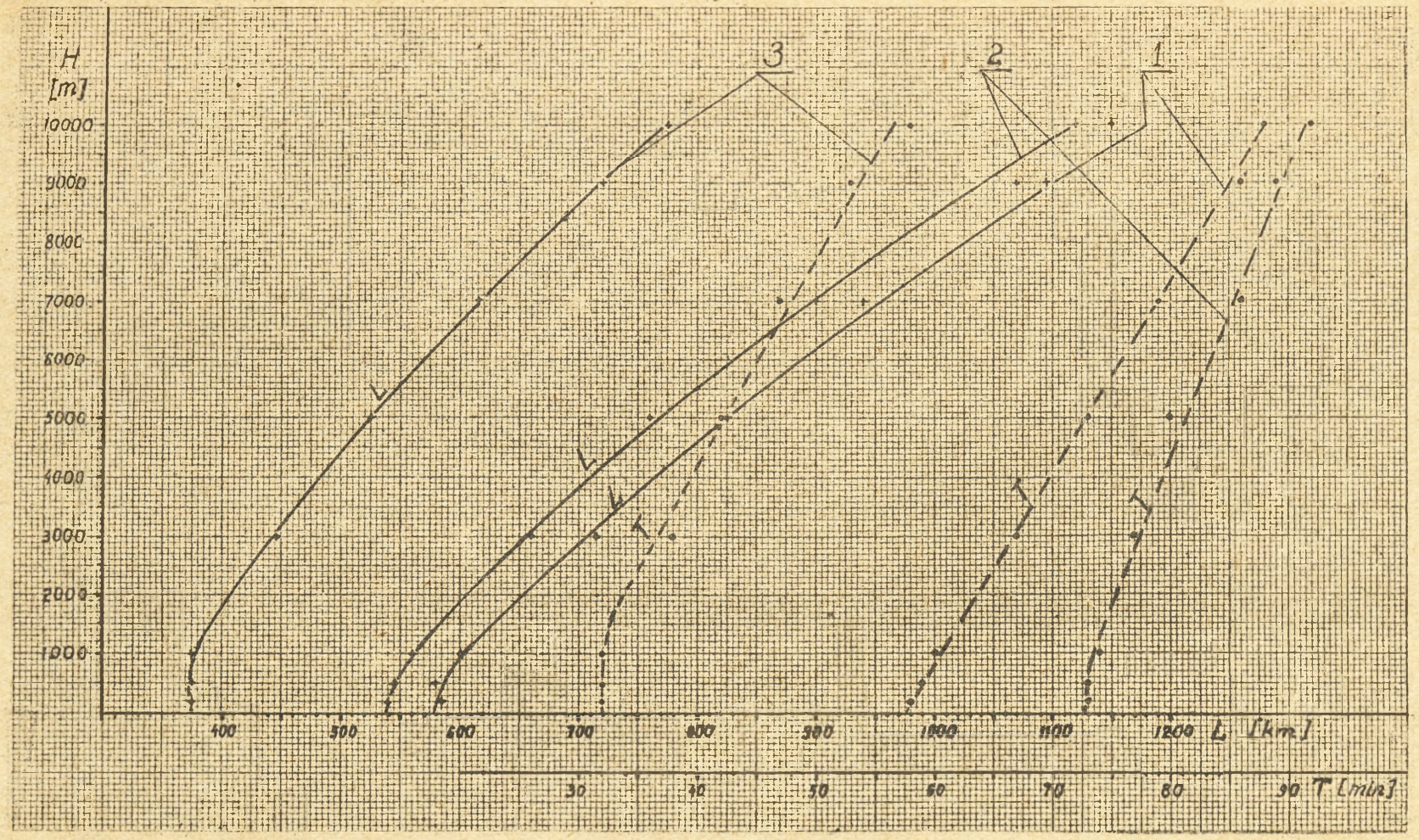



Rys.5.50. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dod.zbiorn.paliwa po 600 l, Qp.obl.=3680 kG, Cw = 0,775 kG/l.

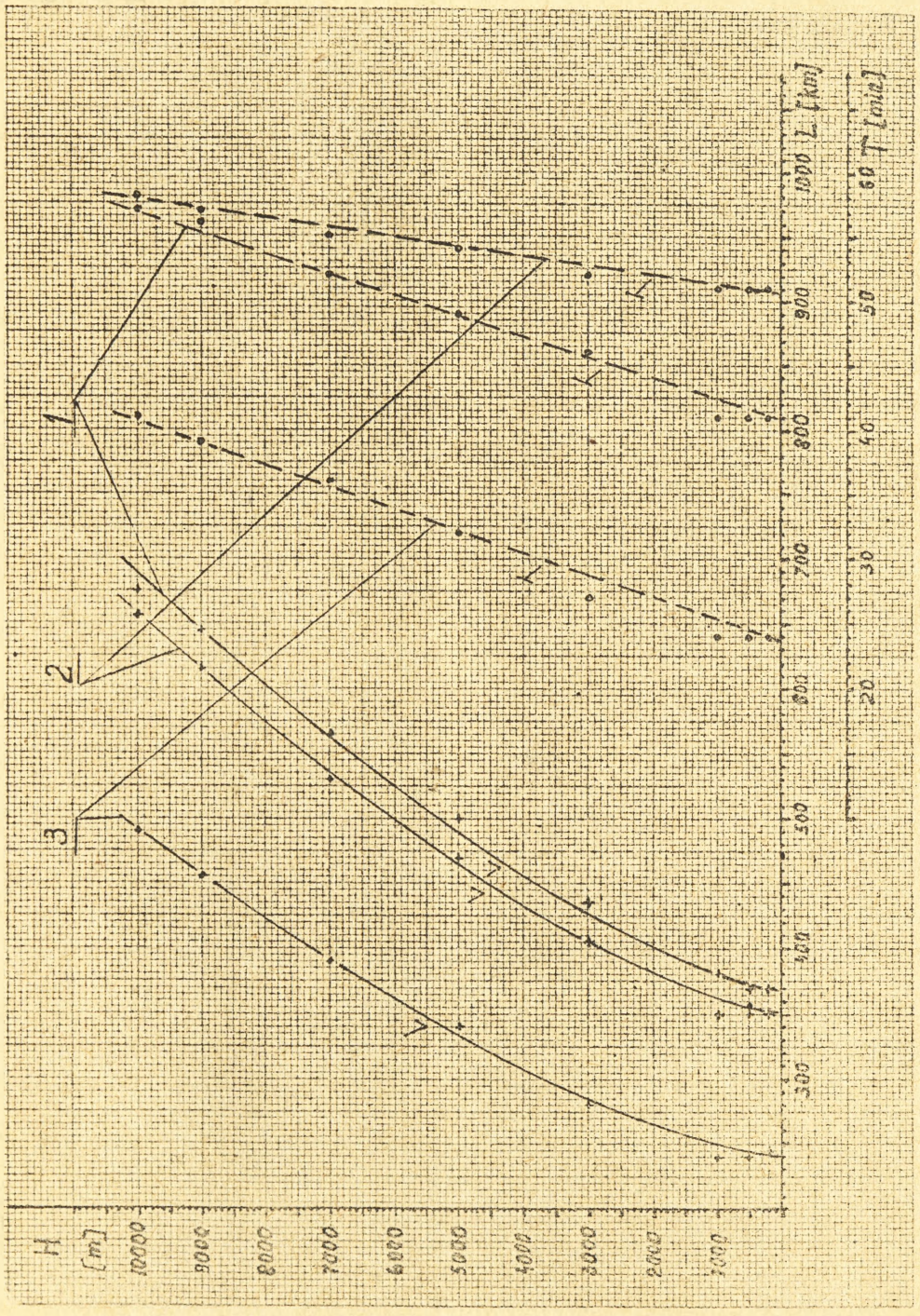
1- L i T dla warunków Lmax; 2- L i T dla warunków T max; 3- L i T dla warunków ZPSM; 4- L dla warunków ZPSPD; $1^x$, $2^x$, $3^x$ - L dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM w przypadku zrzucenia zbiorników dodatkowych po wyczerpaniu się z nich paliwa.




Rys.5.51. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l, Qp.obl.=3680 kG, a ponadto z podwieszonym uzbrojeniem: 2 x FAB-250M-54 lub 2 x S-24, lub 2 x FAB-250M-62, albo 2 x UB-16-57U /grupa "c"/. Zbiorników dodatkowych nie zrzuca się po wyczerpaniu z nich paliwa, a uzbrojenie podwieszane jest zrzucane w połowie drogi lotu.
1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM.




Rys.5.52. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l, Qp.obl.=3680 kG, a ponadto z podwieszonym uzbrojeniem: 2 x FAB-250M-54, lub 2 x S-24, lub 2 x FAB-250M-62, albo 2 x UB-16-57U /grupa "c"/ w przypadku zrzucania dod.zbiorników pa wyczerpaniu z nich paliwa, a uzbrojenia w połowie drogi lotu.
1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM



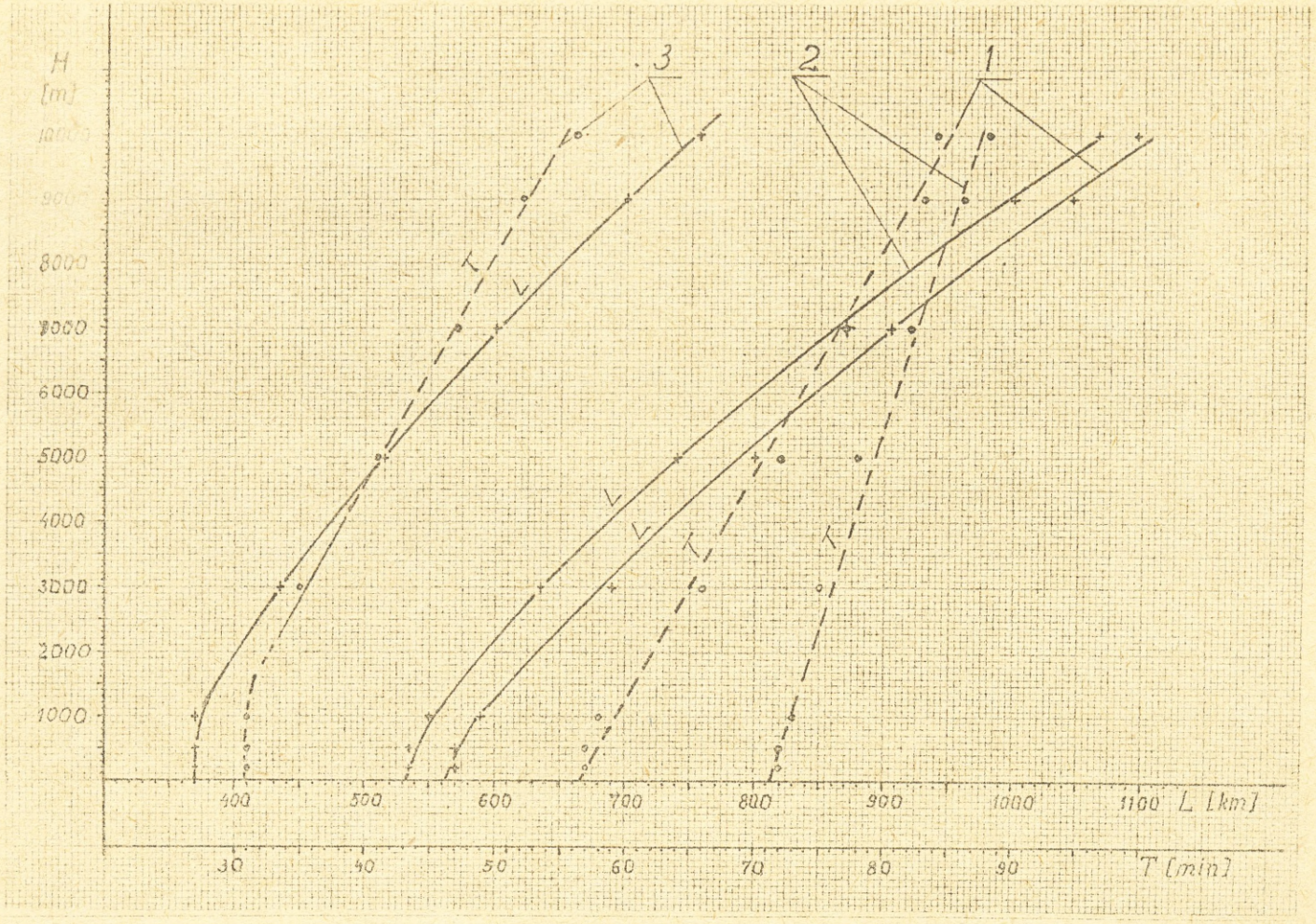

Rys. 5.53. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z podwieszonymi czterema bombami FAB-500M-62 lub FAB-250M-54 zrzucanymi w pożowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM.



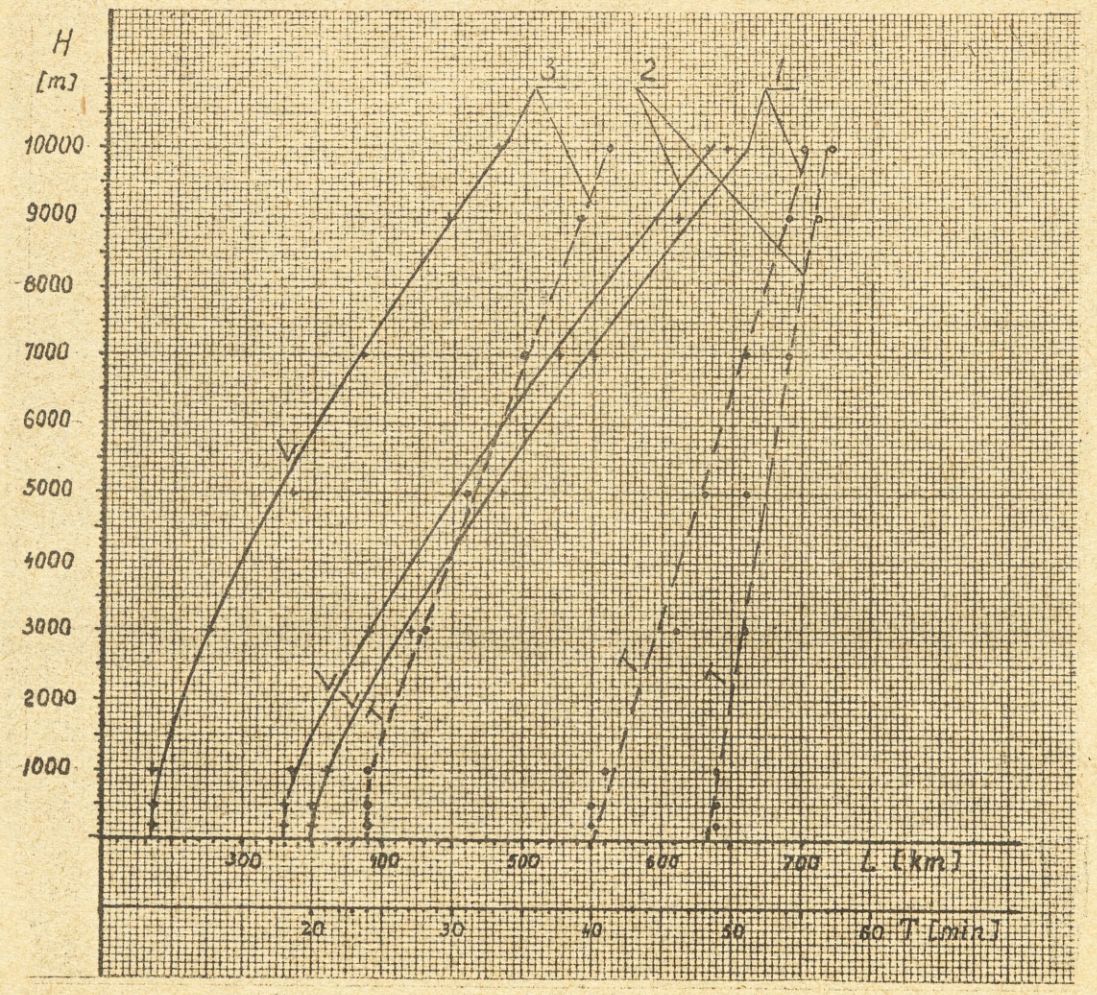

Rys.5.54. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-62 lub dwoma pociskami S-3K na wyrzutniach APU-14U.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM, przy

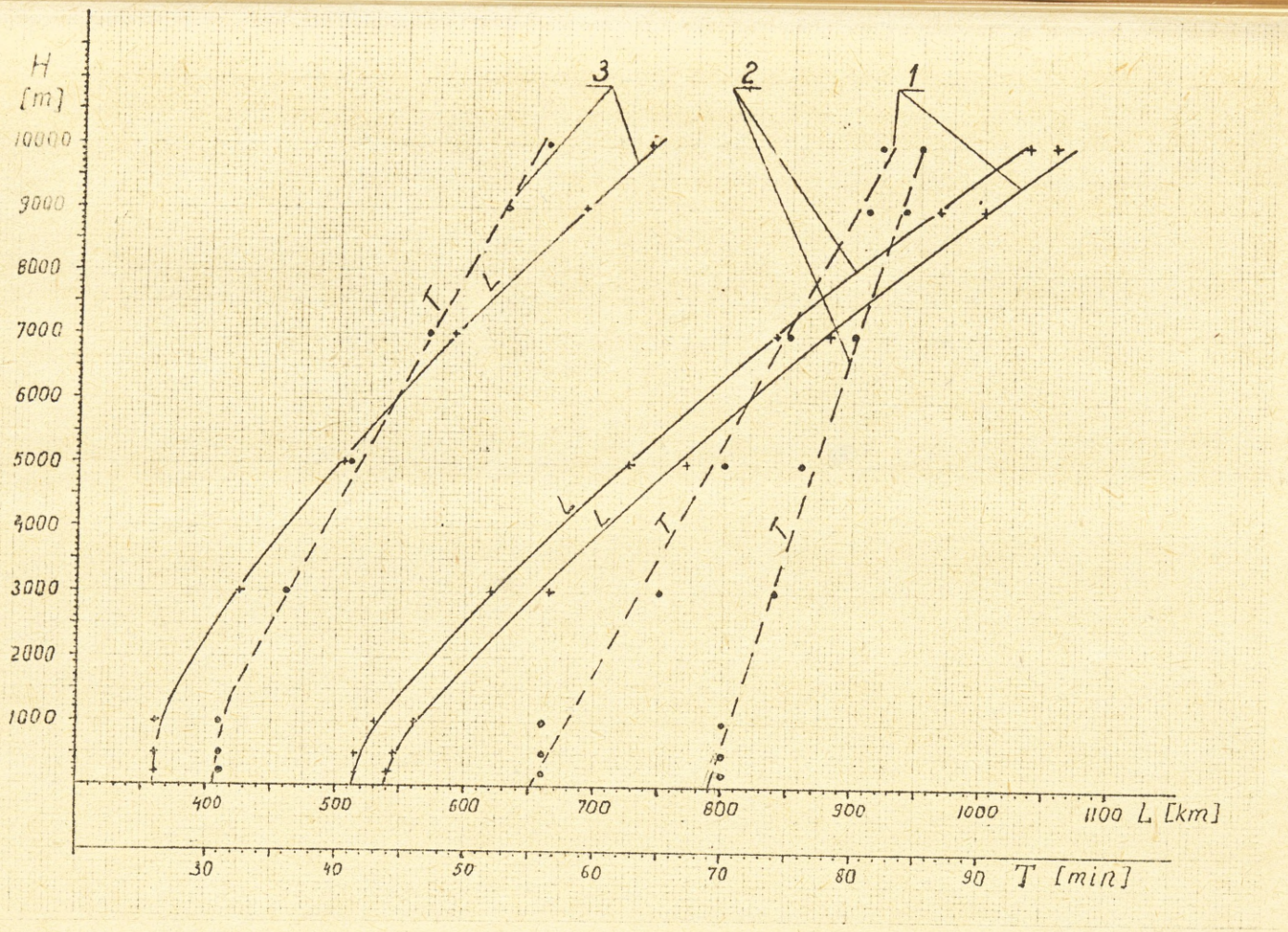



Rys.5.55. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-62 lub wdoma pociskami S-3K na wyrzutniach APU-14U.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM przy czym, zbiornika dodatkowe zrzuca się po wyczerpaniu paliwa.

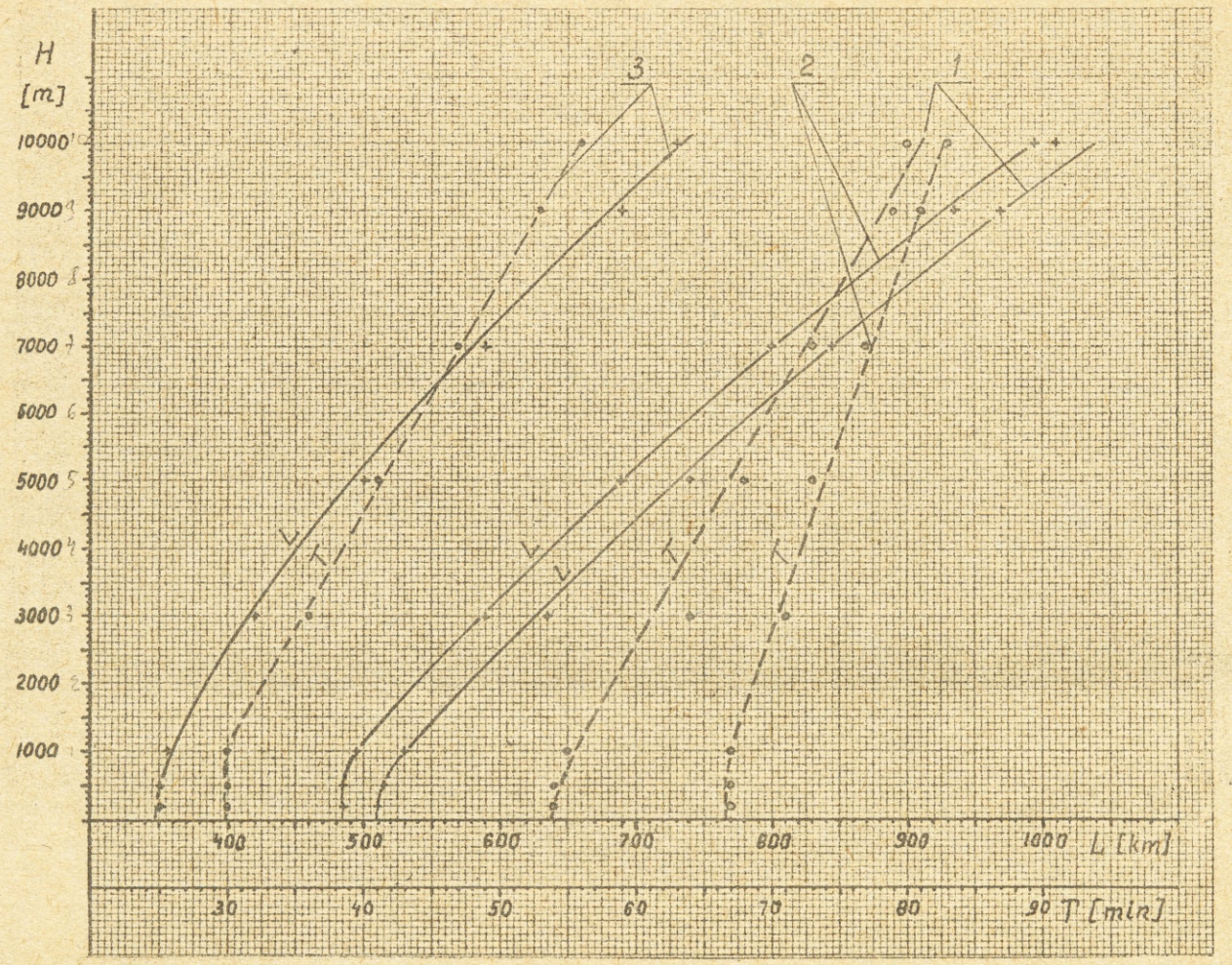



Rys.5.56. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z czterema bombami FAB-500M-54 /grupa "e"/ zrzucanymi w połowie drogi.
1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM.



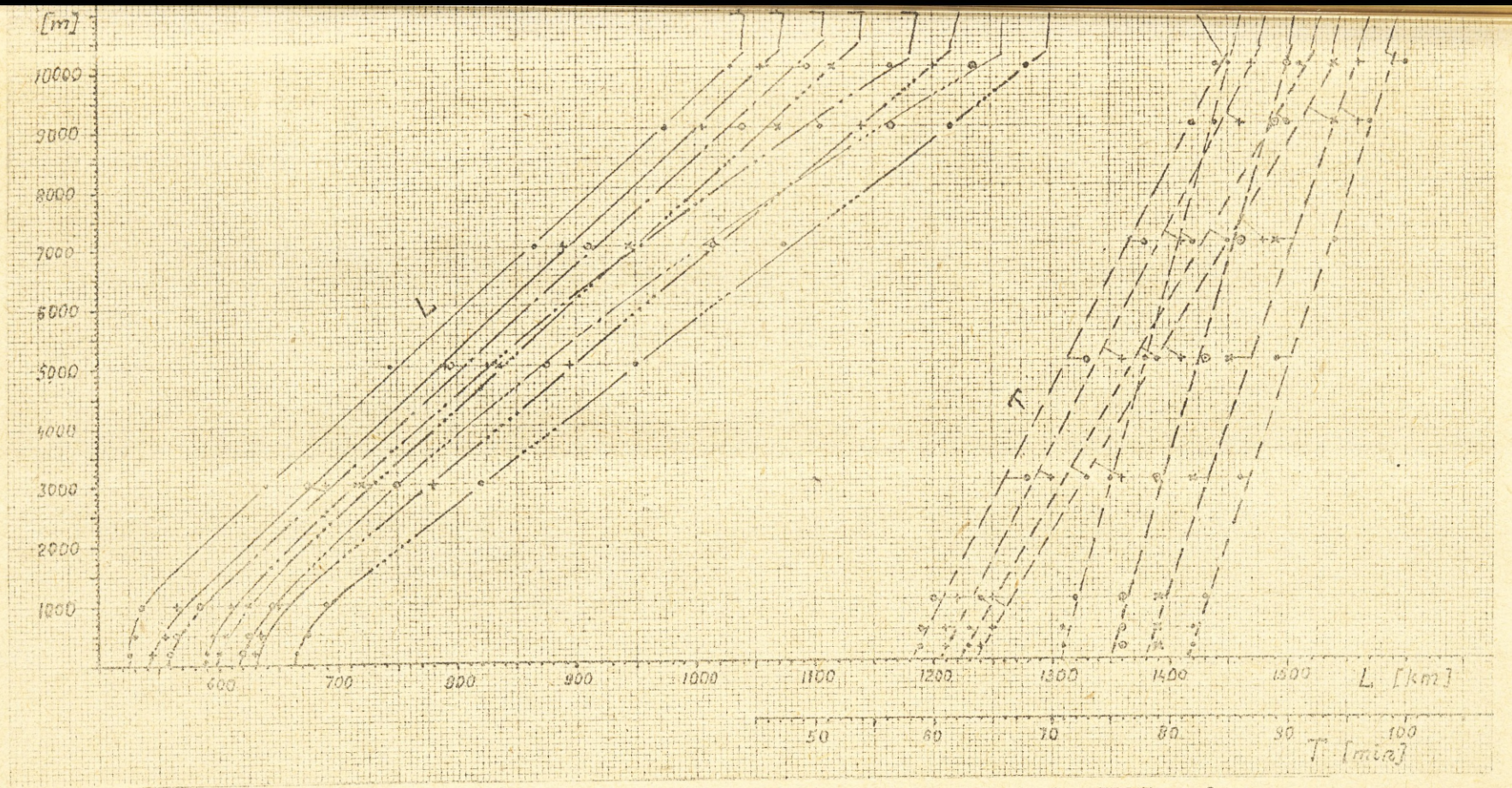

Rys.5.57. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-54 /grupa "e"/. Zbiorniki dodatkowe zrzucane są po wyczerpaniu z nich paliwa, a bomby w połowie drogi lotu.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM.




Rys.5.58. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma dodatkowymi zbiornikami paliwa po 600 l i dwiema bombami typu FAB-500M-54, zrzucanymi w połowie drogi lotu podczas gdy, zbiorników podwieszanych nie zrzuca się po wyczerpaniu paliwa.

1-2-3- L i T dla warunków odpowiednio: L max, T max i ZPSM.




Rys.5.59. Praktyczny zasięg i długotrwałość lotu samolotu Su-7BKŁ z dwoma zbiornikami paliwa po 950 l i różnymi wariantami uzbrojenia w przypadku, gdy nie jest zrzucane w locie /powrót z zadania lub przelot na inne lotnisko z podwieszonym uzbrojeniem/ :

1 i $1^x$ - 2x zb.dod.paliwa po 950 l dla warunków odpowiednio L max i T max;
2 i $2^x$ - 2x zb.d.p. po 950 l oraz 2x FAB-250M-54 lub 2x FAB-250M-62 lub 2x S-24 lub 2x UB-16-57U dla warunków odpowiednio L max i T max;
3 i $3^x$ - 2x zb.d.p. po 950 l oraz 2x FAB-500M-62 lub 2x S-3K na wyrzutniach APU-14U, odpowiednio dla warunków L max i T max;
4 i $4^x$ - 2x zb.d.p. po 950 l oraz 2x FAB-500M-54 odpowiednio dla warunków L max i T max.

Rys.5.60. Charakterystyka porównawcza praktycznych zasięgów lotu samolotu Su-7BKŁ z różnymi wariantami podwieszeń uzbrojenia /zbiorników dodatkowych paliwa/ w warunkach atmosfery standardowej, na zakresie odpowiadającym maksymalnemu zasięgowi lotu, a ponadto dla porównania jeden przypadek lotu na zakresie ZPSM oraz na zakresie SPSPD; warianty podwieszeń :

1- 4xFAB-500M-54 zrzucane w połowie drogi lotu;

2- 4xFAB-500M-62 lub 4xFAB-250M-54 zrzucane w połowie drogi lotu;

3- jak wyżej tylko, że na zakresie ZPSM;

4- jak wyżej tylko, że na zakresie ZPSPD;

5- 4xFAB-250M-62 lub 4xS-24 lub 4xUB-16-57U zrzucane w połowie drogi lotu;

6- samolot nie ma żadnych podwieszeń lub ma tylko belki nośne bez obciążenia użytkowego /uzbrojenia lub zbiorników .p./;

7- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-500M-54 zrzucane w połowie drogi lotu;

8- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-500M-62 lub 2x S-3K na wyrzutniach APU-14U, zrzucane /odpalane/ w połowie drogi lotu;

9- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-500M-54 zrzucane w połowie drogi lotu;

10- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-250M-54 lub 2x FAB-250M-62 zrzucane, albo 2x S-24 lub UB-16-57U z pociskami S-5M - odpalane w połowie drogi lotu;

11- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-500M-62 lub 2x S-3K na wyrzutniach APU-14U, zrzucane /odpalane/ w połowie drogi lotu;

12- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-250M-54 lub 2x FAB-250M-62 zrzucane, albo 2x UB-16-57U /z S-5M/ lub 2x S-24 odpalane w połowie drogi lotu;

13- 2x zb.dod.paliwa po 950 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/ oraz 2x FAB-500M-62 lub 2x S-3K w przypadku, gdy nie zostają zrzucone w locie /przelot lub powrót z uzbrojeniem podwieszonym/;

14- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/;

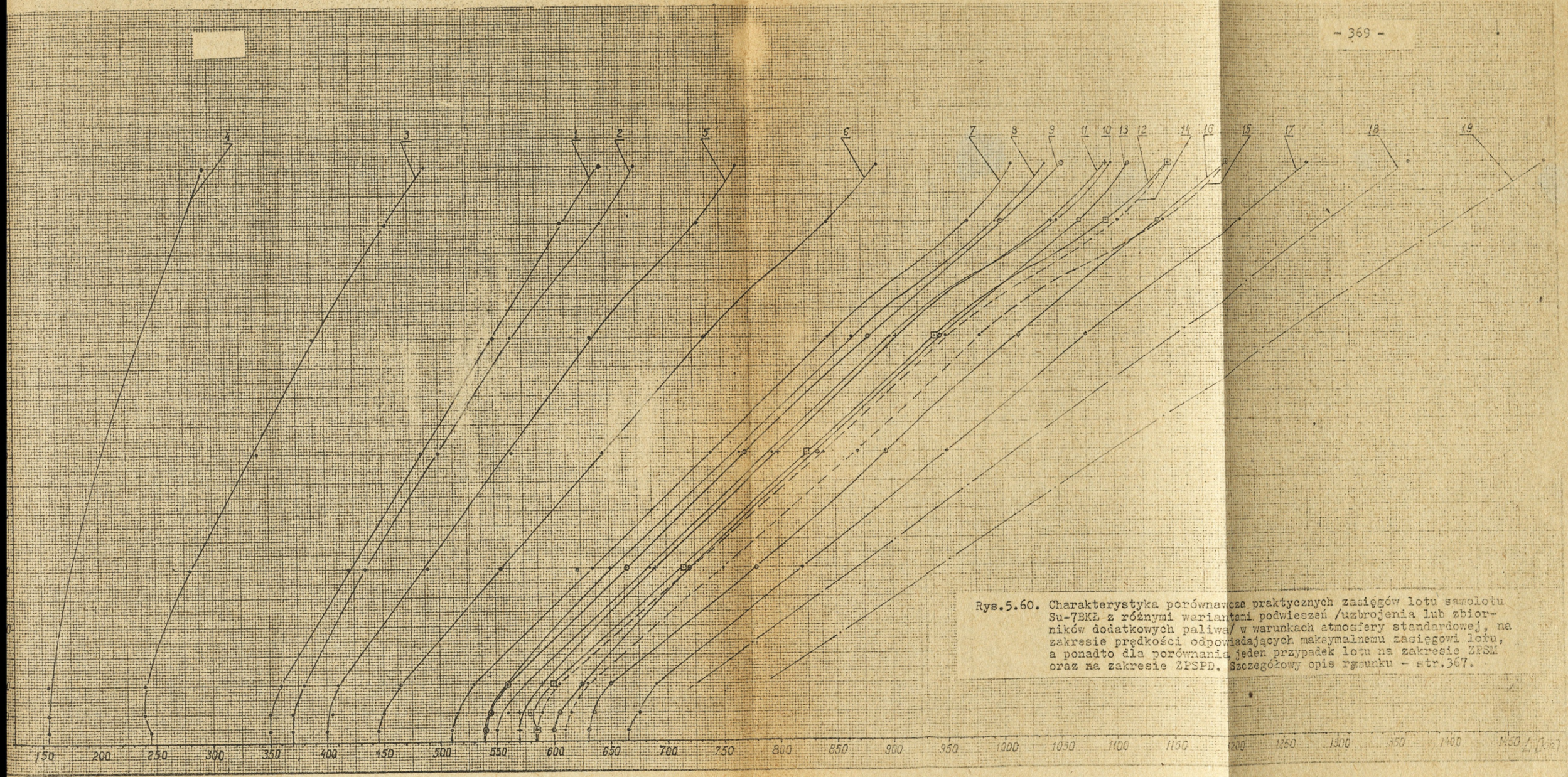
15- 2x zb.dod.paliwa po 600 l /zrzucane w locie po wyczerpaniu paliwa/

16- 2x zb.dod.paliwa po 950 l oraz 2x FAB-250M-54 lub 2x FAB-250M-62 lub 2x UB-16-57U lub 2x S-24 w przypadku, gdy w locie nie są zrzucane /powrót lub przelot z podwieszonym uzbrojeniem/;

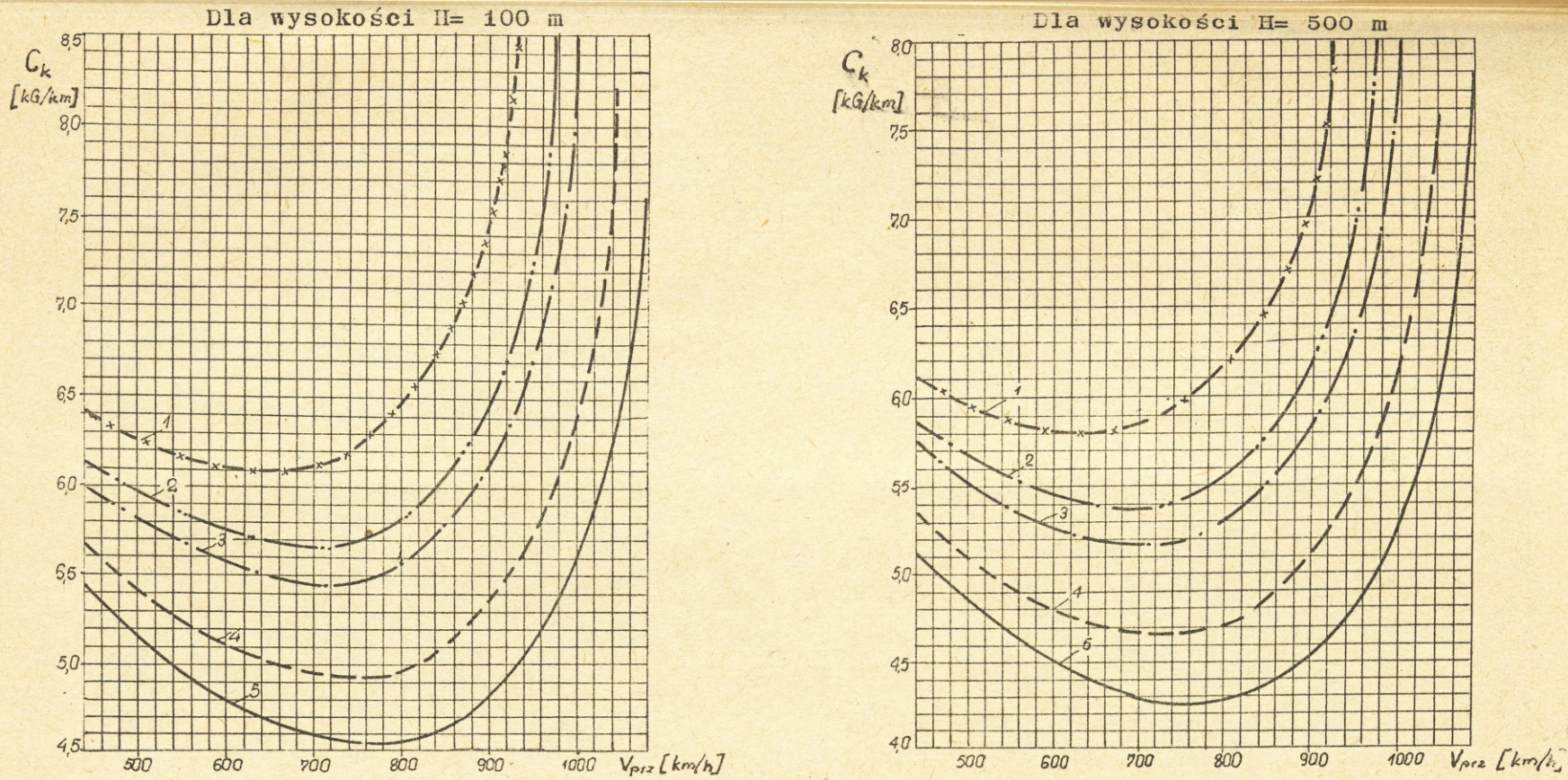
17- 2x zb.dod.paliwa po 950 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/;

18- 4x zb.dod.paliwa po 600 l /nie zrzucane po wyczerpaniu paliwa/;

19- 4x zb.dod.paliwa po 600 l /zrzucane po wyczerpaniu paliwa/.

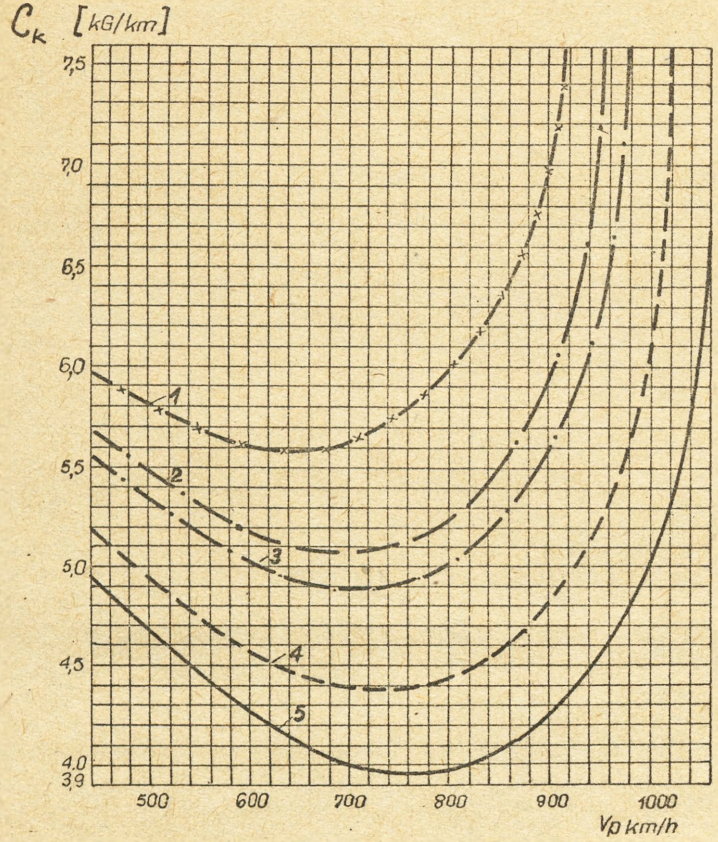



Rys.5.60. Charakterystyka porównawcza praktycznych zasięgów lotu samolotu Su-7BKŁ z różnymi wariantami podwieszeń /uzbrojenia lub zbiorników dodatkowych paliwa/ w warunkach atmosfery standardowej, na zakresie prędkości odpowiadających maksymalnemu zasięgowi lotu, a ponadto dla porównania jeden przypadek lotu na zakresie ZPSM oraz na zakresie ZPSPD. Szczegółowy opis rysunku - str.367.

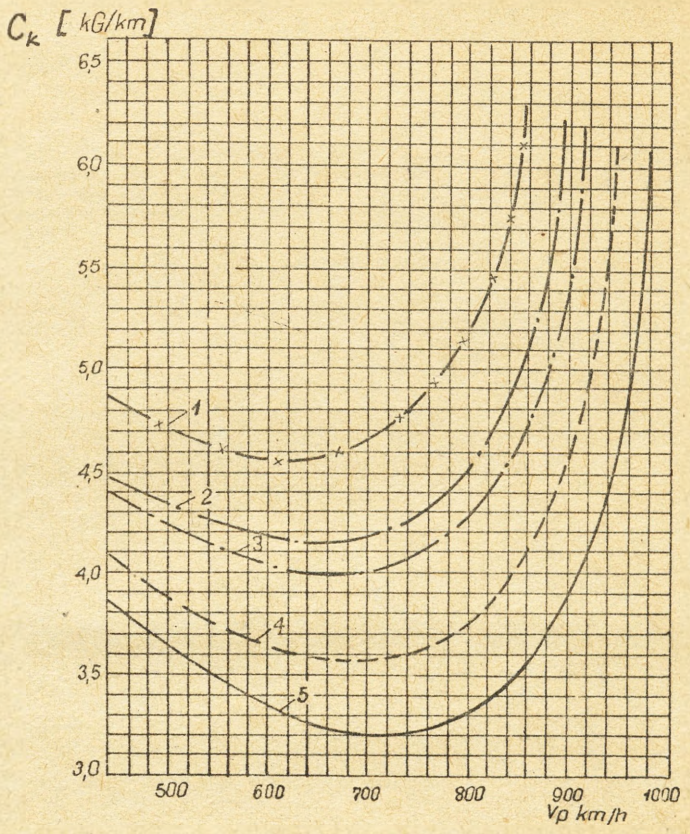



Rys.5.61. Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa w zależności od przyrządowej prędkości lotu samolotu Su-7BM na wysokości H=100 m i H=500 m, z różnymi wariantami uzbrojenia według ustalonych grup /patrz podrozdz.5.2.7./ : 1- grupa "e"; 2- grupa "d"; 3- grupa "c"; 4- grupa "b"; 5- grupa "a".

Dla wysokości H= 1000 m

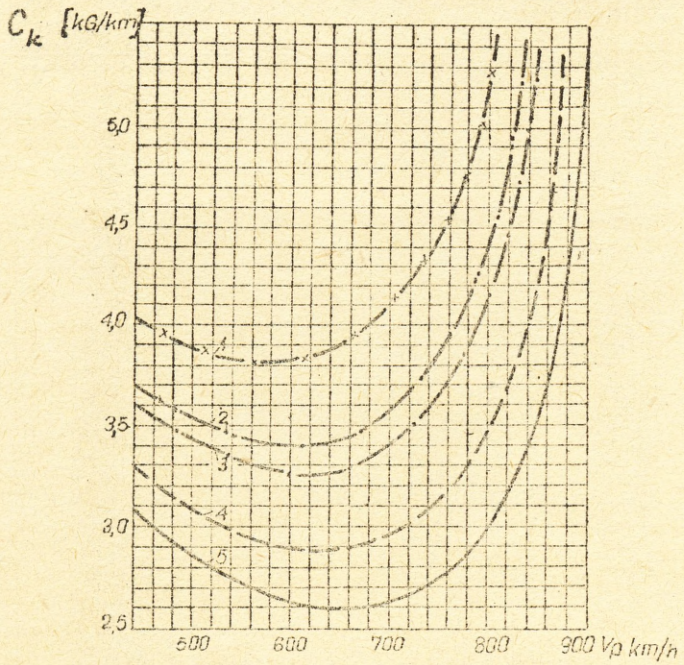



Dla wysokości H= 3000 m

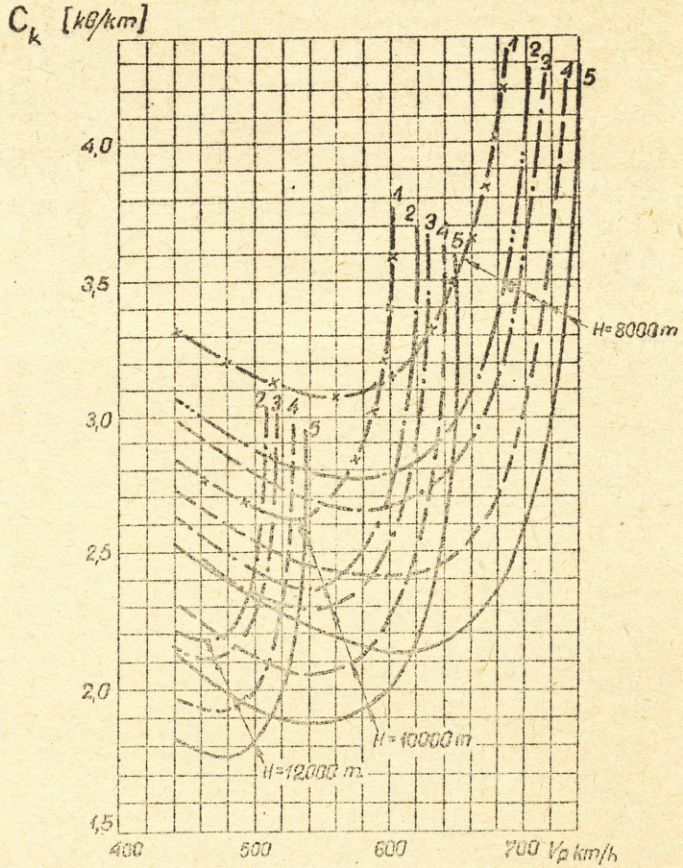



Rys.5.62. Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa w zależności od przyrządowej prędkości lotu samolotu Su-7BM na wysokości H=1000 m i H=3000 m, z różnymi wariantami uzbrojenia według ustalonych grup /patrz podrozdz.5.2.7./ : 1- grupa "e"; 2- grupa "d"; 3- grupa "c"; 4- grupa "b"; 5- grupa "a".

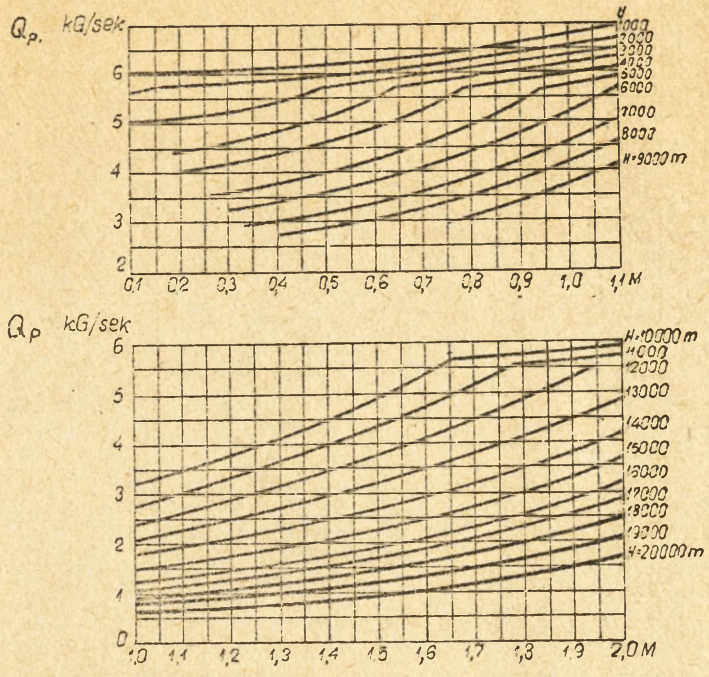
Dla wysokości H= 5000 m



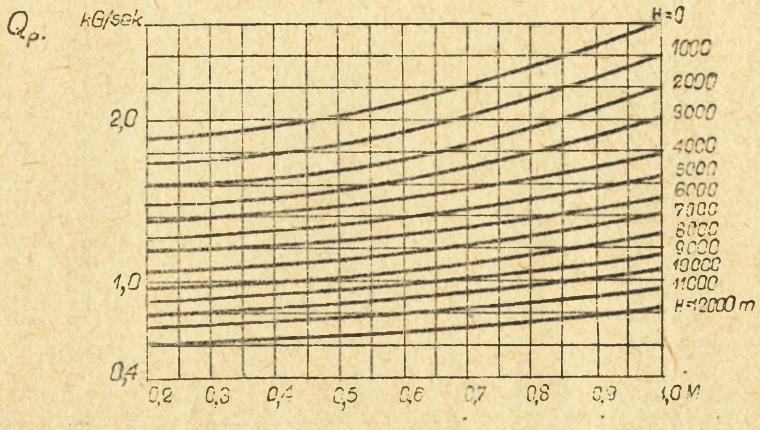

Dla wysokości H=8000, 10000, 12000 m



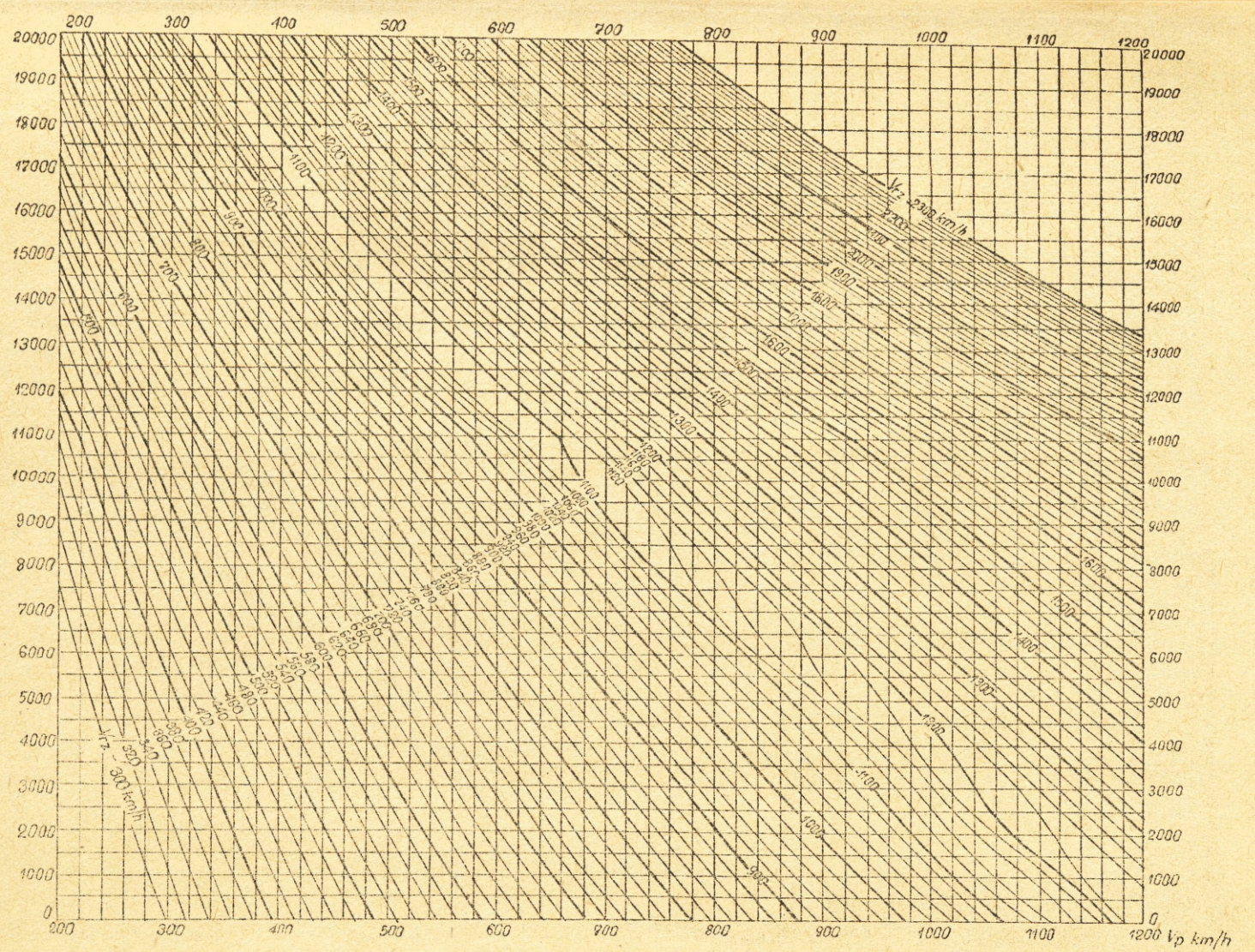

Rys.5.63. Charakterystyki kilometrowego zużycia paliwa w zależności od przyrządowej prędkości lotu samolotu S8-7BM na wysokości H=5000 m, H=8000 m, H=10000 m H=12000 m, z różnymi wariantami uzbrojenia według ustalonych grup /patrz podrozdział 5.2.7./ :
1- grupa "e"; 2- grupa "d"; 3- grupa "c"; 4- grupa "b"; 5- grupa "a".



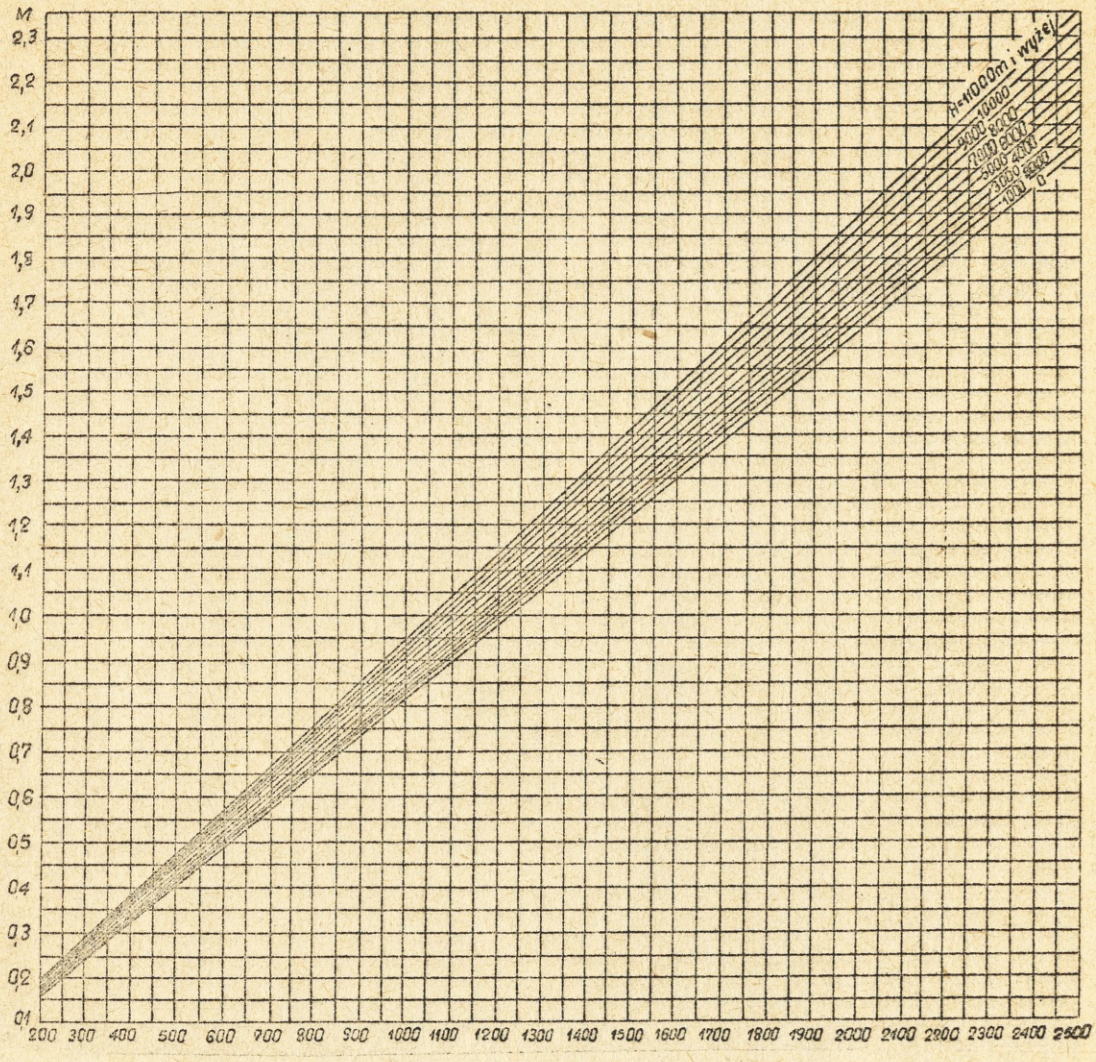

Rys.5.64. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BM przy pracy silnika na ZPSPD.




Rys.5.65. Charakterystyka sekundowego zużycia paliwa w funkcji liczby M /prędkości/ i wysokości lotu samolotu Su-7BM przy pracy silnika na ZPSM




Rys.5.66. Wykres przeliczeniowy prędkości przyrządowej na rzeczywistą prędkość lotu samolotu Su-7BM dla różnych wysokości.




Rys.5.67. Wykres przeliczeniowy prędkości rzeczywistej na liczbę M lotu samolotu Su-7BM dla różnych wysokości.

## 5.3. SAMOLOTY ROZPOZNAWCZE I BOMBOWE

Tabela 55

| Lp. | Nazwa danych | Typ | MiG-21R | Lim-5R | SBLim-2Art. | SBLim-1Art. | TS-11Art. | Ił - 28 | Ił - 28R |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
| 1. | Załoga | | 1 | 1 | 2 | 2 | 2 | 3 | 3 |
| 2. | Dopuszczalna liczba M | | | | | | | | |
| 3. | Prędkość maks./km/h/ | z dopal. | 2175 | 1150 | - | - | - | - | - |
| | | bez dopalania | 1200 | 1030 | 1070 | 1020 | 740 | 900 | 876 |
| 4. | Maks.dop.prędkość "Vp"/km/h/ z dodatkowymi zbiornikami/podwieszeniami/ | | 1000 | | | | | 840 | 750 |
| 5. | Prędkość przelotowa /km/h/ | | | | | 600 | 450 | 500 - 600 | 460 - 480 |
| 6. | Pionowa prędkość wznoszenia/m/s/ | z dopal. | 142 | 85 | | | | | |
| | | bez dopalania | 50 | 47 | 46 | 40 | 13,4 | 12,5 | 12,5 |
| 7. | Pułap /m/ | statyczny | 16500 | 15850 | 15500 | 15500 | 11870 | 12500 | 12300 |
| | | dynamiczny | | | - | - | - | - | - |
| 8. | Czas osiąg.pułapu/min/ | z dopal. | | | | | | | |
| | | bez dopal. | 111-14 | | | | | 40,7 | 42,0 |
| 9. | Zasięg /km/ | Bez dodat.zbiornik. | | | | | | 2475 H=10000 | - |
| | | ze zbiornik.dodatkow. | | | | | | - | 3040 H=10000 |
| 10. | Długotrwałość lotu /godz.-minuty/ | bez dod.zbiorn. | | | | | | 3,45/V=320/ H=10000 | - |
| | | ze zb.dodatkow. | | | | | | - | 4,46/$V_p$=320 H=10000 |
| 11. | Ciężar pustego samolotu /KG/ | | | | | 3692 | 2195 | 12890 | 13510 |
| 12. | ciężar startowy/KG/ | maksymalny | 9050 | | | 4870 | 3615 | 23200 | 22580 |
| | | normalny | 8110 | | | | | 18400 | 19500 |
| 13. | Wymiary | rozpiętość | 7,15 | 9,6 | 10,08 | 10,08 | 10,06 | 21,45 | 22,65 |
| | | długość | 14,10 | 11,26 | 10,10 | 10,10 | 11,15 | 17,65 | 17,65 |
| | | wysokość | 4,10 | 3,8 | 3,70 | 3,70 | 3,5 | 6,2 | 6,55 |
| 14. | Rozstawienie głównych kół podwozia/m/ | | 2,69 | 3,848 | 3,81 | 3,81 | 3,42 | 7,4 | 7,44 |
| 15. | Baza podwozia /m/ | | 4,81 | 3,368 | 3,157 | 3,157 | 3,84 | 6,677 | 6,685 |
| 16. | Wymiar kół głównych | | 800 x 200 | 660 x 160 | 660 x 160 | 660 x 160 | 600 x 180 | 1150 x 355 | 1260 x 390 |
| 17. | Wymiar koła przedniego | | 500 x 180 | 480 x 200 | 480 x 200 | 480 x 200 | 400 x 150 | 2x600x180 | 2x600x180 |
| 18. | Powierzchnia skrzydeł /$m^2$/ | | 23 | 22,6 | 20,6 | 20,6 | 17,5 | 60,8 | 60,8 |
| 19. | Skos skrzydła /stopnie/ | | 57 | 45 | 35 | 35 | - | - | - |

| 1 | 2 | | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 20. | Powierzchnia usterzenia poziom./$m^2$/ | | 3,24 | 3,1 | 3,0 | 3,0 | 2,54 | 10,82 | 10,82 |
| 21. | Pow.ustrzenia pionowego /$m^2$/ | | 5,32 | 4,26 | 4,0 | 4,0 | | 7,8 | 7,8 |
| 22. | Skos statecznika poziom./stopnie/ | | 55 | 45 | 40 | 40 | | 30 | 30 |
| 23. | Skos statecznika pionow./stopnie/ | | $61^{o}27'$ | $55^{o}41'$ | 56 | 56 | | 41 | 41 |
| 24. | Kąt wychylenia lotek/stopnie/ | do góry | 20 | 18 | 15 | 15 | 10 | 20 | 20 |
| | | do dołu | 20 | 18 | 15 | 15 | 10 | 15 | 15 |
| 25. | Kąt wychylenia klap/stopnie/ | start | 24 | 20 | 20 | 20 | 15 | 20 | 20 |
| | | lądowanie | 24 | 60 | 55 | 55 | 43 | 50 | 50 |
| 26. | Kąt wychylenia steru wysokości /stopnie/ | do góry | $16^{o}30'$ | 32 | 32 | 32 | 15 | 32 | 32 |
| | | do dołu | $7^{o}30'$ | 16 | 16 | 16 | 10 | $12^{o}30'$ | $12^{o}30'$ |
| 27. | Kąt wychyl.steru kierunku-prawo, lewo /stopnie/ | | 25 | 25 | 20 | 20 | 30 | 25 | 25 |
| 28. | Wznios skrzydeł /stopnie/ | | -2 | -3 | -2 | -2 | | $0^{o}23'$ | $0^{o}23'$ |
| 29. | Rodzaj paliwa | | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 | P-2 PS-2 |
| 30. | Pojemność zbiorników paliwa /l/ | głównych | 2730 | 1390 | 1390 | 970 | 1180 | 8000 | 6900 |
| | | podwieszonych | 3x490 | 2x400 | 2x260 | 2x390 | - | - | 2x950 1x770 |
| 31. | Wyważenie w % SCA | | | | | | | 17,9-26,05 | |
| 32. | Silnik | ilość | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 2 | 2 |
| | | typ | R-11F2s-300 | Lis-5 | Lis-2 | Lis-1FA | HO-10 SO-10 | WK-1A | WK-1A |
| 33. | Maks.obroty silnika /obr/min/ | | | | | | | 11560 | 11560 |
| 34. | Ciąg silnika/kG/ oraz jednostkowe zużycie paliwa /kG/kG.h/naH=0 | maks.zdopal. | 1x6200 | 1x3380 | - | - | - | - | - |
| | | j.zużycie | | | | | | - | - |
| | | maks.bez dopal. | 1x | 1x2600 | 1x2700 | 1x2270 | 1x800 | 2x2700 | 2x2700 |
| | | j.zużycie nominalny | | 1x2300 | 1x2400 | 1x2040 | | 2x2400 | 2x2400 |
| | | j.zużycie | | | | | | | |
| 35. | Rodzaj oleju | | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 | MK-8 |
| 36. | Pojemność instal.olejowej/l/ | | | | | | | 2x7,2 | 2x7,2 |
| 37. | Prędkość oderwania /km/h/ | | | | | | | 220 | 230 |
| 38. | Prędkość lądowania/km/h/ | | | | | | | 185 | 190 |
| 39. | Długość rozbiegu /m/ | | 460-1400 | | | | | 965-1610 | 1115-1500 |
| 40. | Długość startu /m/ | | 200-2250 | | | | | 2090-3955 | 2075-3250 |
| 41. | Dł.dobiegu z wychyl.klapami/m/ | | 500-1100 | | | | | 920 | 925 |
| 42. | Dł.lądowania/m/ z H=25m | | | | | | | 1860 | 1800 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 42. | Rodzaj miesz.w instal.hydraulicz. | AMG - 10 | AMG-10 | AMG - 10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG-10 | AMG - 10 |
| 44. | Ciśnienie oleju /kG/cm²/ na obrotach nominalnych | 4-4,5 | 3,5 | 3,5 | 3,5 | | 3,5 | 3,5 |
| 45. | Ciśnienie paliwa za pompą/kG/cm²/ na obr.nominalnych | 7,2 | 46 ± 5 | 46±5 | 46 ± 5 | | 46 ± 5 | 46 ± 5 |
| 46. | Typ pomp hydraulicznych | | 623A | 623A | 623 | | GPN-1 | GPN-1 |
| 47. | Typ pomp paliwowych | | PN-9MA<br>PN-14A | PN-2TK<br>PN-3TK | PN-2T<br>PN-3T | | PN-2TK<br>PN-3TK | PN-2TK<br>PN-3TK |
| 48. | Ciśnienie w kołach /kG/cm²/ głównych | | 7,5 | 7,5 | 7,5 | | 7-8 | |
| | przednich | | 3,2 | 3,2 | 3,2 | | 4,5 | |
| 49. | Wymagane ciśnienie powietrza w głównej instalacji /kG/cm²/ | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 | 130-150 |
| 50. | Typ urządzeń łączności radiowej | | | | | | RSIU-3M<br>SPU-5<br>RSB-5 | RSIU-5<br>SPU-5<br>RSB-5 |
| | Zasięg radiostacji/km/ przy H=10000m | | | | | | C 350<br>Cały zasięg lotu | 350<br>Cały zasięg lotu |
| | Zakres fal /m/ | | | | | | 3-2 | 3-2 |
| | Liczba kanałów | | | | | | 4 | 4 |
| 51. | Typ urządzeń USL i aparatura wchodząca w jego skład | | | | | | USL-48<br>USL-50 | USL-48<br>USL-50 |
| | | | | | | | MRP-48<br>RW-2<br>ARK-5<br>KRP-F<br>GRP-2<br>SD-1 | MRP-48<br>RW-2<br>ARK-5<br>KRP-F<br>GRP-2<br>SD-1 |
| | Zasięg działania odpowiednio/km/ | | | | | | 12000m/H/<br>200<br>70<br>70<br>150 | 12000m/H/<br>200<br>70<br>70<br>150 |
| | Zakres fal /m/ | | | | | | 4<br>0,675<br>2000-230<br>2,76-2,72<br>0,92-0,898<br>0,335-0,325 | 4<br>0,675<br>2000-230<br>2,75-2,72<br>0,92-0,898<br>0,335-0,325 |
| 52. | Typ urządzenia rozpoznania przynależności | SRZO-2,SRS-6<br>SRS-7M,SOD-57M | | SRO-2 | SRO-2 | | SRO-2 | SRZO-2 |
| | Zasięg działania /km/ przy H lotu 10000 m | 40/170 | | 170 | 170 | | 170 | 40/170 |
| 53. | Typ urządzenia ostrzegawczego | Syrena-3 | Syrena-2 | Syrena-2 | Syrena-2 | | Syrena-2 | Syrena-2 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 54. | Typ urządzeń radiolokacyjnych | RP-21<br>ARL-3<br>/Lazur/ | | | | | PSBN-M<br>RYM-s<br>RW-10 | PSNB-M<br>± fotoprzystawka<br>RW-10 |
| | Zasięg działania /km/ | | | | | | 200<br>15 | 200<br>15 |
| 55. | Typ prądnicy | | | | | | GSR-9000 | GSR-9000 |
| 56. | Typ akumulatora | | | | | | 12A - 30- | 12A - 30 |
| 57. | Typ rozrusznika | | | | | | ST-2-48 | ST-2-48 |
| 58. | Rodzaj stanowiska montażowego aparatu fotograficznego | | | | | | 1 stanowisko planowe<br>1 stanowisko perspektyw. | 3 stanowiska planowe<br>1 stanowisko perspektyw. |
| 59. | Typ aparatu fotograficznego | 6xAFA-39 i<br>1xASZCZAFA-5M | | | | | AFABA-21<br>AFABA-40<br>AFA-33/50<br>AFA-33/75<br>NAFA-35/50 | AFABA-21<br>AFABA-40<br>AFA-33/50<br>AFA-33/75<br>NAFA-35/50<br>AFA-35/100<br>FARL-1 |
| 60. | Urządzenie tlenowe pokładowe | | | | | | KP-18 | KP-18 |
| | Urządzenie tlenowe-spadochronowe | | | | | | KP-23 | KP-23 |
| | Zapas tlenu /min/ | | | | | | 192 lub 240 | 240 |
| | Zużycie tlenu /l/min/ | | | | | | 5 | 5 |
| 61. | Typ celownika bombardierskiego | | | | | | OPB-5s<br>/OPB-6sr/ | OPB-5s<br>NKPB - 7 |
| | Typ celownika strzeleckiego | PKI | | ASP-3nm | ASP-3nm | ASP-3nm | ASP-3p<br>PKI/pilot/ | ASP-3p<br>PKI/pilot/ |
| 62. | Typ bombotrzymaczy | D3-57D | | | | | BD-4/1szt/<br>KD-3/4szt/<br>po 3 zamki<br>Der-3-48 | DR-2-47<br>5 szt<br>KD-2/2szt/ |
| 63. | Uzbrojenie rakietowe: ilość i typ PRN | 32xS-5m/k/ | | | | | - | - |
| | ilość i typ wyrzutni | 2xUB-1657UM | | | | | | |
| | ilość i typ PRK | 2xR-3S | | | | | - | - |
| | ilość i typ wyrzutni | 2xAPU-3S;<br>2xRS-2-US<br>2xAPU-7 | | | | | | |
| | artyleryjskie: ilość i typ | - | | | NS-23 | | 4xNR-23 | 3xNR-23 |
| | ilość amunicji | | | | | | 2x100/pilot/<br>2x225/r.tel./ | 1x100/pilot/<br>2x225/r.tel./ |
| | szybkostrzelność | - | | | | | 600 - 950 | 800 - 950 |
| | bombardierskie:<br>- maks.udźwig bomb/kG/ | 2x50-500<br>lub<br>2xZB-500 | | | | | 300 | 900 |
| 64. | Ilość punktów podwieszeń | 4 | | | | | 13 | 6 |

5.4. Samoloty transportowo-łącznikowe i śmigłowce

Tabela 56

| Lp. | Typ samolotu /śmigłowca/ Dane taktyczno-techniczne | Ił-62 | Tu-114 | Tu-104 | Ił-18D | Ił-14 | AN-10 | AN-12 | Tu-134 | T-124 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| 1. | Prędkość maksymalna /km/h/ | | | | 660 | 450 | | 610 | | |
| 2. | Maks.prędkość przelotowa /km/h/ | 850-870 | 750 | 750-800 | 650-655 | 280-350 | 600-560 | 580 | 780-850 | 750-800 |
| 3. | Maks.przyrządowa prędkość lotu poziomego /Km/h/ | 600 | 565 | - | 510 | 410_415 | 520 | 520 | 600 | 600 |
| 4. | Minim.przyrządpwa prędkość lotu poziomego /km/h/ | 350 | 355-470 | 280-365 | 325 | 175 | 320 | 340 | 500 | 600 |
| 5. | Prędkość wznoszenia /km/h/ | 580 | 460-510 | 600 | 230-235 | 215-230 | 340-360 | 370 | 470 | 450-500 |
| 6. | Prędkość oderwania /km/h/ | 300 | 300 | 295-305 | 235 | 140-150 | 220 | 220 | 258 | 260 |
| 7. | Prędkość lądowania /km/h/ | 220-240 | 250-270 | 225-250 | 250 | 135-140 | 190-200 | 220 | 225 | 210-230 |
| 8. | Prędkość pionowego wznoszenia przy ziemi /m/s/ | 16,8 | 11,6 | 13, | 7-7,2 | 5,0-5,5 | 10,3 | 10,3 | 8,5-10,5 | 8,5-10,5 |
| 9. | Prędkość pionowego opadania /śmigłowców/ /m/s/ | | | | | - | | | | |
| 10. | Średnia prędkość podróżna /km/h/ | 800-820 | 730 | 750 | 575 | 300 | 550 | 550 | 700 | 670 |
| 11. | Pułap praktyczny /dla śmigłowców dynamiczny/ /m/ | 12000 | 12000 | 11900 | 9200 | 6300 | 10000 | 10000 | 11800 | 11800 |
| 12. | Zasięg praktyczny /km/ | 8500-10000 | 8000-95000 | 2900 | 4800-6500 | 1900-2100 | 2500 | 2600 | 2900 | 2200 |
| 13. | Ciężar startowy /KG/ | 160000 | 173500 | 76000 | 64000 | 17500 | 56000 | 56000 | 44000 | 38000 |
| 14. | Ciężar maks.przy lądowaniu /kG/ | 102000 | 135000 | 61000 | 52600 | 17250 | 52000 | 52000 | 40000 | 35000 |
| 15. | Ciężar konstrukcji /kG/ | 67900 | 94500 | 43320 | 33760 | 12700 | 32500 | 33390 | 27000 | 23000 |
| 16. | Ciężar użyteczny /kG/ | 23000 | 22500 | 12000 | 13500 | 3400 | 14000 | 14500 | 5700 | 6000 |
| 17. | Ilość pasażerów | 125-185 | 170-200 | 100-115 | 90-100 | 24-36 | 100-115 | - | 72 | 44-56 |
| 18. | Paliwo | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | B-95/130 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1 |
| 19. | Ilość paliwa /KG/ | 82500 | 68050 | 26500 | 23000 | 25000 | 11050 | 11050 | 13200 | 10300 |
| 20. | Ilość i typ silników | 4xNK-8 | 4xNK-12M | 2xRD-3M-500 | 4xAJ-20K | 2xAM-21 | 4xAJ-20K | 4xAJ-20K | 2xD - 30 | 2xD - 30 |
| 21. | Moc /ciąg/ silnika /KN/; /kG/ | | | | 4000 | 1900 | | 4000 | | |
| 22. | Średnie godzinowe zużycie paliwa /kG/h/ | | | | | 410 | | | | |

| AN-22 | AN-24 | AN-26 | Jak 40 | Li-2 | AN-2 | Jak-12 | Mi-6 | Mi-8 | Mi-4 | Mi-1 SM-1 | Mi-2 | K-26 | Ka-16 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 23 | 24 | 25 |
| 750 | 560 | | | | 250 | 245 | | | 185 | 170 | 210 | | |
| | 450-475 | | 550 | 250 | 180-210 | 170 | 160-250 | 180-200 | 150 H=500 m | 130 | 205 | 140 | 120 |
| | 490 | | 450 | 324 | 256 | | 120-165 H=4500 m | 120 | 100 H=5500 m | 150 H=3000 m | 90 H=4000 m | 170 | 170 |
| | 240 | | 200 | 1500 | 100 | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 300 | | 310 | 185 | 140 | | 140 | 120 | 100 | 80-90 | 75-100 | 85 | 80 |
| | 170-180 | | 175 | 110-120 | 80-90 | | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| | 170 | | 160 | 110-115 | 90 | | - | - | - | - | - | - | - |
| | 7,1-7,5 | | 9,2 | 4,4 | 3,1-3,6 | | 6 | 5,1 | 3,5-6,4 | 3,4 | 3,9 | 6,0 | 4,3 |
| | | | | - | - | | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | - | 3 |
| | 375 | | 445 | 240 | 180 | | 175 | 175 | 140 | 125 | 125 | - | 125 |
| 10000 | 8900 | | 11000 | 5500 | 4500 | 4160 | 4500 | 4000-4500 | 5500 | 3000 | 4000 | 3100 | 3000 |
| 5000-11000 | 2000-2500z.b | | 510 | 2240 | 1200 | 1050 | 810 | 350-640 | 350-650 | 255-422 | 200-597 | 309-411 | 400-750 |
| 250000 | 21000 | | 13700 | 11500 | 5250 | 1588 | 42500 | 12000 | 2350 | 2470 | 3550 | 3250 | 1480 |
| 116000 | 21000 | | 13250 | 11500 | 5250 | | 42500 | 12000 | 2350 | 2470 | 3550 | - | 1480 |
| | 13905 | | 9250 | 2700 | 3400 | | 27200 | 7500 | 5495 | 1911 | 2350 | 2022 | 1060 |
| 80000 | 5000 | | 2280 | 2800 | 1500 | 525 | 12000 | 4000 | 1525 | 380 | 700 | 1035 | 245 |
| 600-700 | 48450 | | 2427 | 24 | 12 | | | 28 | 10-16 | 3 | 7-8 | 6-7 | 3 |
| TS-1;T-1 | TS-1;T-1 | | | B-91/115 | B-91/115 | TS-1;T-1 | TS-1;T-1-2; | TS-1;T-2; | - | SB-78 | TS-1;T-2 | SB-78 | SB-76 |
| | 4100 | | 3060 | 3110 | 1200 | 215 | 6315b.z 13295z.z | 710 b.z. 1450z.z | 3756.z 7356.z | 1756.z 1956.z | 4656.z 8356.z | 4456.z 7106.z | 1306.z 2356.z |
| 4x | 2xAJ-24 | | 3xAM-25 | 2xASz-62JR | 1xASz-62JR | 1xAJ-14R | 2xD-25W | 2xMW2-U7 | 1xASz-62W | 1xAJ-26W | 2xOTD-350 | 2xMW26 | 1xAJ WP |
| 15000 | 2250 | | | 1000 | 1000 | 260 | 5500 | 1500 | 1700 | 575 | 400 | 325 | 280 |
| | | | | 227 | 118 | | - | 500 | 225 | 75 | 230 | 93 | 55 |

5.5. Dane taktyczno-techniczne samolotów państw zachodnich

Tabela 57

| Oznaczenia i nazwa samolotu | Charakterystyki lotno-taktyczne: Vmaks. km/h | Pułap prakt. w km | Zasięg działan. w km | Promień działan. w km | Strzel. liczba x kaliber w mm | Rakiet. liczba x kal. mm liczba typ pocisk. /rakiety/ | Maks. Udźwig bomb. maks.kalib. bomb w kg | Broń jądrowa ilość x moc w KT w MT | Urządzenia: Zakłócające | Urządzenia: Rozpoznawcze |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| **S A M O L O T Y  B O M B O W E** | | | | | | | | | | |
| B-52, G,H | 1040 | 17000 | 19000 | 7000 | 4 x 12.7 | 2 x Hound Dog lub 4 x Quail lub 24 SRAM | 27000<br>10000 | 4 x 1,1 MT lub 2 x 2 MT, lub 2 x 24 MT | 9-10 | 7 |
| FB-111 | 2600 | 18300 | 6400 | 2500 | 1x20 Vulcan | 8 SRAM lub 8 SCAD | 17000<br>375 | 1 x 2 MT | 1 | 2 |
| Vulcan B-2 | 1030 | 16800 | 12000 | 4600 | | 1 x Blue Stel | 10000<br>450 | 1 x 20 KT lub 1 x 5 MT | 1 | |
| Mirage IV | 2440 | 22000 | 4800 | 1300 | | | 1600<br>500 | 1 x 60 KT | | |
| Cannberra B8 | 930 | 16700 | 5840 | 2200 | 4 x 20 | 2 x AS-30 lub 74 x NPR | 2700<br>1900 | 1 x 47 KT lub 1 x 300 KT | | |
| Buccaneer | 1450 | 12000 | 3500 | 1600 | 2 x 4 Sidewinder lub Red Top | 4 x Bullpup lub Martel lub AS-30, AS-37 | 3600<br>900 | 1 x 20 KT | | |
| **S A M O L O T Y  M Y Ś L I W S K O - T A K T Y C Z N E** | | | | | | | | | | |
| F-4 C i D | 2550 | 21600 | 4800 | 1600 | | 4 Bullpup lub Shrike | 7200-8200<br>450 | 1 x 0,5; 2; 10; 50; 75 KT | 2-7 | 4-3 |
| F-5 | 1500 | 15250 | 3000 | 1400 | 2 x 20 | 4 x Bullpup | 2900<br>900 | | | |
| F-84F | 1150 | 15000 | 4460 | 1600 | 4 x 20 | 24 x NPR 127 m/m | 1800<br>450 | 1 x 2,5; 9; 28; 47 KT | | |
| F-100D | 1480 | 16500 | 3300 | 920 | 4 x 20 | 2 x Bullpup | 3400<br>450 | 1 x do 300 KT | 2-4 | 1 |
| F-104G | 2330 | 25000 | 3500 | 1225 | 1x20 Vulcan | 2 x Bullpup lub AS-30 | 1800<br>900 | 1 x do 1100 KT | | |
| F-105D | 2340 | 15850 | 4000 | 1650 | 1x20 Vulcan | 2-4 Bullpup | 7800<br>1350 | 1 x do 1100 KT | 6-8 | 3 |
| F-111A | 2640 | 24800 | 6100 | 2100 | 1x20 Vulcan | 8 Bullpup | 17000<br>450 | 2 x ? | 7 | 2 |

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Mirage III | 2300 | 20000 | 2400 | 1000 | 2 x 30 | 1 x 530 lub<br>3 x AS-30 | 1500<br>500 | | | |
| Harrier | 1160 | 12000 | 3700 | 920 | 2 x 30 | 2 x Martel<br>lub 2 Torped. | 3200<br>450 | | | |
| Fiat-G.91 | 1050 | 12200 | 900 | 400 | 2 x 30 | 2 x AS-30 lub<br>12 NPR 70 m/m<br>6 NPR 127 m/m | 700<br>500 | | | 1 |
| S A M O L O T Y  S Z T U R M O W E | | | | | | | | | | |
| A-3 | 1050 | 13700 | 6000 | 2600 | 2 x 20 | | 5800<br>1350 | 1 x do 1850 KT | 3 | |
| A-4 | 1100 | 13700 | 4000 | 1750 | 2 x 20 | 2-5 Bullpup<br>lub Shrike | 3700<br>900 | 1 x 1 MT | 6 | |
| A-5 | 2200 | 21500 | 3700 | 1500 | | 2-4 Bullpup | 6300<br>900 | 2 x 0,5 KT-1,85<br>MT lub 1 x Quail | 1 | |
| A-6 | 1160 | 12700 | 5200 | 2000 | | 4 Bullpup | 8000<br>900 | 2-4 bomby<br>Głębinowe jąd. | 3 | 3 |
| A-7 | 1050 | 16000 | 6600 | 2400 | 2 x 20 | 6 Bullpup lub<br>2 Valleye | 6800<br>900 | | 1 | |
| S A M O L O T Y  R O Z P O Z N A W C Z E | | | | | | | | | | |
| RF-101 | 1900 | 16800 | 4500 | 1800 | 3 x Falcon | 6 aparatów fotograficznych | | | 3 | 1 |
| Hunter FR-10 | 1150 | 16760 | 2960 | 925 | 2 x Firestreak<br>24 NPR 25 m/m<br>8 NPR 60 m/m | 3 aparaty fotograficzne | | | | |
| RC-54 | 440 | 7000 | 6200 | 2500 | | Rozpoznanie i rejes.rozmów w sieciach łączności.Ustalenie parametrów pracy i dyslokacji środków radiol.na głęb.do 300 km | | | | |
| RC-97 | 600 | 10600 | 6890 | 2700 | | | | | | |
| RC-121 | 600 | 8000 | 6400 | 2500 | | - " - | - " - | | | |
| RC-130 | 600 | 10000 | 5390 | 2100 | | - " - | - " - | | | |
| RC-135 | 950 | 15000 | 8000 | 3200 | | - " - | - " - | | | |
| Comot | 1000 | 13000 | 5000 | 2000 | | - " - | - " - | | | |
| Atlantic | 625 | 10500 | 9250 | 3600 | | - " - | - " - | | | |

W niniejszym informatorze znajduje się 57 tabel oraz 154 rysunki i wykresy.

Wszystkie wspomniane wyżej rysunki i wykresy bez wyjaśnień podanych w tekście - są jawne.

OPRACOWALI:

płk mgr inż. Janusz RACZKO

ppłk mgr inż. Adam ZACZEK

Wydrukowano w 150 egz.
Egz. Nr 1-150 - B.Tajna
Wyk. płk Raczko
Nr. Pf-649/Pf-1267/WW
Kor. autor

X 42954