



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## MODIFIKACE LETOUNU EV-55 V KATEGORII CS/FAR 23 COMMUTER

MODIFICATION OF EV-55 AIRCRAFT IN THE CATEGORY CS/FAR 23 COMMUTER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. JAN GABRLÍK

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2013

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2012/2013

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

student(ka): Bc. Jan Gabrlík

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

### **Modifikace letounu EV-55 v kategorii CS/FAR 23 Commuter**

v anglickém jazyce:

### **Modification of EV-55 aircraft in the category CS/FAR 23 Commuter**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Letoun EV-55 je navržen pro 9 cestujících. V budoucnu je snahou zlepšit jeho ekonomické aspekty v podobě zvýšení počtu cestujících.

Cíle diplomové práce:

Navrhněte prodlouženou verzi letounu EV-55 OUTBACK certifikovanou v kategorii CS/FAR 23 Commuter. Proveďte hmotový rozbor a stanovte návrhové rychlosti. Spočítejte výkony letounu, srovnajte a zhodnoťte změny výkonu letounů a změnu provozních nákladů.

Seznam odborné literatury:

[1] Předpis CS/FAR 23 Commuter

[2] TORENBEEK, E.: Synthesis of subsonic airplane design, Delft university pres, 1976

Vedoucí diplomové práce: prof. Ing. Antonín Píšťek, CSc.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2012/2013.

V Brně, dne

L.S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
Ředitel ústavu

---

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc., dr. h. c.  
Děkan fakulty

## Abstrakt

Diplomová práce se zabývá návrhem prodloužené verze letounu EV-55 podle předpisu CS/FAR-23 kategorie Commuter. Cílem práce je stanovení návrhových hmotností, provedení hmotového rozboru, spočtení a zhodnocení výkonů letounu v porovnání se stávajícím letounem.

## Abstrack

This thesis deal with extended EV-55 version concept according to CS/FAR-23 Commuter category specifications. Thesis objectives are design weights determination, mass analysis, calculation of aeroplane performances and comparison of aeroplane performances with current aeroplane.

## Klíčová slova

EV - 55, Outback, Commuter, hmotový rozbor, modifikace, centráže, výkony

## Keywords

EV-55, Outback, Commuter, mass analysis, modification, c.g. positions, performances

## **Bibliografická citace mé práce:**

GABRLÍK, J. *Modifikace letounu EV-55 v kategorii CS/FAR 23 Commuter*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 57 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc..

## Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Modifikace letounu EV-55 v kategorii CS/FAR 23 Commuter vypracoval samostatně a svědomitě, že jsem uvedl veškeré použité zdroje a to za odborného vedení svého vedoucího diplomové práce.

V Olomouci dne 23.5.2013

.....

Podpis

## Poděkování

Děkuji Prof. Ing. Antonínu Píštěkovi, který převzal vedení mé diplomové práce, zaměstnancům konstrukčního oddělení firmy Evektor za poskytnuté materiály a rady a všem, kteří mě podporovali.

## Obsah

|   |           |
|---|-----------|
| <b>1. Úvod</b> .....  | <b>4</b>  |
| <b>2. Statistické porovnání letounů kategorie commuter</b> .....                | <b>4</b>  |
| <b>3. Změny konstrukce</b> .....  | <b>4</b>  |
| <b>4. Návrhové hmotnosti letounu pro výpočty</b> .....                          | <b>5</b>  |
| 4.1 Maximální vzletová hmotnost $W_{MTO}$ .....                                 | 6         |
| 4.2 Maximální přistávací hmotnost $W_{ML}$ .....                                | 6         |
| 4.3 Standardní prázdná hmotnost $W_{SE}$ .....                                  | 6         |
| 4.4 Maximální hmotnost s nulovým palivem $W_{MZF}$ .....                        | 6         |
| 4.4.1 Typická mise pro letoun certifikovaný dle FAR 23 .....                    | 6         |
| 4.4.2 Návrhové poměry spotřeby paliva pro jednotlivé fáze mise .....            | 7         |
| 4.4.3 Celkový poměr spotřeby paliva .....                                       | 8         |
| 4.4.4 Hmotnost paliva spotřebovaného během mise .....                           | 8         |
| 4.4.5 Hmotnost paliva .....   | 8         |
| 4.4.6 Výpočet maximální hmotnosti s nulovým palivem .....                       | 8         |
| <b>5. Výpočet poláry letounu</b> .....  | <b>9</b>  |
| 5.1 Výpočet Reynoldsova čísla profilů pro $v_{max}$ a $v_{min}$ .....           | 9         |
| 5.1.1 Reynoldsova čísla kořenového profilu .....                                | 9         |
| 5.1.2 Reynoldsova čísla koncového profilu .....                                 | 9         |
| 5.2 Přepočtení profilových polár na výpočtová $Re$ .....                        | 9         |
| 5.3 Určení poláry křídla bez vlivu indukovaného odporu .....                    | 10        |
| 5.4 Výpočet indukovaného odporu .....   | 11        |
| 5.5 Určení škodlivých odporů .....  | 11        |
| 5.5.1 Škodlivé odpory na křídle .....   | 11        |
| 5.5.2 Škodlivý odpor trupu a částí trupu .....                                  | 11        |
| 5.5.3 Škodlivý odpor ocasních ploch .....                                       | 13        |
| 5.5.4 Škodlivý odpor motorových gondol .....                                    | 15        |
| 5.5.5 Škodlivý odpor podvozku .....   | 17        |
| 5.5.6 Škodlivý odpor štěrbin a otvorů .....                                     | 17        |
| 5.6 Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor .....                              | 17        |
| 5.7 Určení maximálního součinitele vztlačku .....                               | 17        |
| <b>6. Výpočet letové obálky letounu</b> .....                                   | <b>18</b> |
| 6.1 Maximální horizontální rychlost $v_H$ .....                                 | 18        |
| 6.2 Pádová rychlost $v_S$ .....   | 18        |
| 6.3 Obálka zatížení .....   | 18        |
| 6.3.1 Návrhová cestovní rychlost $v_C$ .....                                    | 18        |
| 6.3.2 Návrhová rychlost strmého letu $v_D$ .....                                | 19        |
| 6.3.3 Návrhová obratová rychlost $v_A$ .....                                    | 19        |
| 6.3.4 Pádová rychlost „na zádech“ $v_{SG}$ .....                                | 19        |
| 6.3.5 Návrhová obratová rychlost „na zádech“ $v_G$ .....                        | 20        |
| 6.4 Klapková obálka .....   | 20        |
| 6.4.1 Pádová rychlost s vysunutými klapkami $v_{SF}$ – vzletová konfigurace ... | 20        |
| 6.4.2 Maximální rychlost klapkové obálky $v_F$ – vzletová konfigurace .....     | 20        |
| 6.4.3 Pádová rychlost na násobku $n=2$ – vzletová konfigurace .....             | 20        |
| 6.4.4 Pádová rychlost s vysunutými klapkami $v_{SF}$ – přistávací konfigurace   | 20        |
| 6.4.5 Maximální rychlost klapkové obálky $v_F$ – přistávací konfigurace .....   | 21        |
| 6.4.3 Pádová rychlost na násobku $n=2$ – přistávací konfigurace .....           | 21        |



|  |           |
|--|-----------|
| 6.5 Poryvová obálka.....   | 21        |
| 6.5.1 Násobky zatížení při poryvech .....  | 22        |
| 6.5.2 Návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů $v_B$ .....               | 22        |
| 6.6 Letová obálka .....  | 22        |
| <b>7. Hmotnostní rozbor letounu.....</b>   | <b>23</b> |
| 7.1 Odhad hmotnosti hlavních částí letounu .....                                 | 23        |
| 7.1.1 Hmotnost křídla .....  | 23        |
| 7.1.2 Hmotnost ocasních ploch .....  | 23        |
| 7.1.3 Hmotnost trupu .....   | 24        |
| 7.1.4 Hmotnost gondol .....  | 25        |
| 7.1.5 Hmotnost přistávacího zařízení .....                                       | 25        |
| 7.1.6 Hmotnost řízení .....  | 26        |
| 7.1.7 Hmotnost hydraulických a pneumatických systémů .....                       | 26        |
| 7.1.8 Hmotnost elektrického systému .....  | 26        |
| 7.1.9 hmotnost vybavení, avioniky a elektroniky .....                            | 26        |
| 7.2 Určení polohy těžiště letounu .....  | 27        |
| 7.3 Centrážní diagram .....  | 27        |
| 7.3.1 Návrhové centráže .....  | 27        |
| 7.3.2 Hmotnostní konfigurace .....   | 27        |
| 7.3.3 Centrážní diagram .....  | 27        |
| 7.4 Návrhové hmotnosti letounu .....   | 27        |
| <b>8. Výpočet potřebných a využitelných tahů a výkonů .....</b>                  | <b>28</b> |
| 8.1 Součinitel vztlaku $c_L$ .....   | 28        |
| 8.2 Součinitel odporu $c_D$ .....  | 28        |
| 8.3 Využitelný tah $F_V$ .....   | 28        |
| 8.4 Využitelný výkon $P_V$ .....   | 29        |
| 8.5 Potřebný tah $F_P$ .....   | 29        |
| 8.6 Potřebný výkon $P_P$ .....   | 29        |
| <b>9. Výpočet délky vzletu s oběma motory v chodu .....</b>                      | <b>29</b> |
| 9.1 Optimální součinitel vztlaku $c_{L_{rozj}}$ a součinitel odporu $c_D$ .....  | 30        |
| 9.1.1 Vzletové rychlosti .....   | 30        |
| 9.2 Tah motorů .....   | 30        |
| 9.3 Délka vzdušné části vzletu .....   | 30        |
| 9.4 Délka rozjezdu .....   | 32        |
| 9.5 Celková délka vzletu .....   | 32        |
| <b>10. Délka vzletu s jedním nepracujícím motorem .....</b>                      | <b>33</b> |
| 10.1 Optimální součinitel vztlaku $c_{L_{rozj}}$ a součinitel odporu $c_D$ ..... | 33        |
| 10.1.1 Vzletové rychlosti .....  | 33        |
| 10.2 Tah motoru .....  | 33        |
| 10.3 Délka vzdušné části vzletu .....  | 34        |
| 10.4 Délka rozjezdu .....  | 34        |
| 10.5 Celková délka vzletu .....  | 35        |
| <b>11. Délka přistání .....</b>  | <b>35</b> |
| 11.1 Přistávací rychlosti .....  | 35        |
| 11.2 Délka vzdušné části přistání .....  | 36        |
| 11.3 Délka dojezdu .....   | 36        |
| 11.4 Celková délka přistání .....  | 37        |
| <b>12. Výpočet polohy neutrálního bodu letounu s pevným řízením .....</b>        | <b>37</b> |
| 12.1. Neutrální bod křídla .....   | 38        |

|   |           |
|---|-----------|
| 12.2 Příspěvek trupu .....  | 38        |
| 12.3 Příspěvek motorových gondol na křídle .....  | 38        |
| 12.4 Příspěvek vodorovných ocasních ploch .....   | 39        |
| 12.5 Příspěvek propulze .....   | 40        |
| 12.6 Poloha neutrálního bodu letounu .....  | 41        |
| <b>13. Určení statické zásoby s pevným řízením .....</b>  | <b>41</b> |
| <b>14. Směrová a příčná statická stabilita .....</b>  | <b>41</b> |
| 14.1 Derivace bočivě klonivého momentu $m_X^\beta$ .....  | 41        |
| 14.1.1 Vliv křídla na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{Xkr}^\beta$ .....                | 41        |
| 14.1.2 Vliv šípů křídla na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{XS}^\beta$ .....            | 42        |
| 14.1.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{XSOP}^\beta$ ..... | 42        |
| 14.1.4 Derivace bočivě klonivého momentu $m_X^\beta$ .....  | 43        |
| 14.2 Derivace bočivě zatáčivého momentu $m_y^\beta$ .....   | 43        |
| 14.2.1 Vliv trupu na derivaci bočivě zatáčivého momentu $\Delta m_{ytr}^\beta$ .....                | 43        |
| 14.2.2 Vliv gondol na derivaci bočivě zatáčivého momentu $\Delta m_{yg}^\beta$ .....                | 43        |
| 14.2.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě zatáčivého momentu .....                        | 44        |
| 14.2.4 Vliv interference na derivaci zatáčivého momentu $\Delta m_{yint}^\beta$ .....               | 44        |
| 14.2.5 Vliv vrtule na derivaci zatáčivého momentu $\Delta m_{yvrt}^\beta$ .....                     | 44        |
| 14.2.6 Derivace bočivě zatáčivého momentu $m_y^\beta$ .....   | 45        |
| 14.3 Zhodnocení výsledků směrové a příčné statické stability .....                                  | 45        |
| <b>15. Dolet a vytrvalost letounu .....</b>   | <b>45</b> |
| 15.1 Dolet letounu .....  | 45        |
| 15.2 Vytrvalost letounu .....   | 46        |
| <b>16. Porovnání letounů EV-55 a EV-55 Outback .....</b>  | <b>47</b> |
| 16.1 Návrhové hmotnosti .....   | 47        |
| 16.2 Výkony .....   | 47        |
| <b>17. Závěr .....</b>  | <b>48</b> |
| <b>18. Seznam použitých zdrojů .....</b>  | <b>49</b> |
| <b>19. Seznam výkresů .....</b>   | <b>50</b> |
| <b>20. Seznam použitých veličin a zkratk .....</b>  | <b>51</b> |
| <b>21. Seznam příloh .....</b>  | <b>57</b> |

## 1. Úvod

Letoun EV-55 je dopravní letoun hornoplošné koncepce určený pro devět cestujících a dva členy posádky, certifikovaný dle předpisu CS/FAR-23 kategorie Normal. Z důvodu zvýšení konkurenceschopnosti na trhu přepravních letounů a zlepšení ekonomických aspektů letounu je uvažováno o návrhu verze EV-55 Outback se zvětšenou přepravní kapacitou, který bude certifikován v kategorii Commuter jmenovaného předpisu, umožňující přepravu až 19 cestujících.

## 2. Statistické porovnání letounů kategorie Commuter

Jako jeden z výchozích podkladů byla zpracována statistika porovnávající letouny kategorie Commuter různých výrobců. V této statistice byly porovnány některé důležité parametry, na jejichž základě byly odhadnuty hodnoty použité při pozdějších výpočtech. Seznam porovnávaných typů je uveden v Příloze 1.

## 3. Změny konstrukce

Při návrhu EV-55 Outback nebyl autor této práce limitován nutností využití konstrukčních celků letounu EV-55. Kabina cestujících a trup letounu proto mohly být upraveny tak, aby bylo vyhověno požadavkům předpisu CS/FAR-23 a cestujícím umožněno pohodlné cestování. Letoun EV-55 posloužil jako ideový základ. Ovšem verze Outback je prakticky novým letounem.

### **Vnitřní uspořádání kabiny cestujících**

Vnitřní uspořádání kabiny cestujících bylo voleno tak, aby nedošlo k přílišnému zvětšení trupu a zároveň bylo vyhověno požadavkům předpisu. Jako nejvhodnější uspořádání sedadel cestujících byla zvolena kombinace 2+1, kde dvě sedadla jsou umístěna vpravo po směru letu a jedno sedadlo nalevo přes uličku. Kapacita letounu byla navýšena na sedmáct cestujících.

### **Trup**

Navýšení kapacity kabiny cestujících si vyžádalo prodloužení trupu. Zároveň vlivem požadavků předpisu na vnitřní prostory kabiny cestujících a jejího vnitřního uspořádání byla zvětšena i jeho šířka. Předpis CS/FAR-23 také požaduje pro kategorii Commuter tři nouzové východy. Tyto byly umístěny naproti vstupním dveřím a za kokpitem u druhé řady sedadel cestujících po obou stranách trupu.

## Křídlo

Z důvodu předpokládaného nárůstu hmotnosti letounu byla zvětšena nosná plocha křídla. Velikost nosné plochy byla odhadnuta na základě statistiky porovnávací letouny kategorie Commuter (viz. Příloha 1) v závislosti na maximální vzletové hmotnosti. Jako kořenový a koncový profil křídla byly použity profily NASA LS(1)-0417 a NASA MS(1)-0313 shodné s profily letounu EV-55.

## Svislá ocasní plocha

Na základě předpokladu, že SOP o stávající velikosti nebude mít dostatečný vliv na zajištění příčné a směrové statické stability letounu, byla plocha SOP zvětšena. Směrová a příčná statická stabilita letounu byla později ověřena výpočtem.

## Pohonné jednotky

Pro pohon letounu byly po konzultaci se zainteresovanými pracovníky společnosti Evector zvoleny nové, výkonnější motory Pratt & Whitney PT6A-34.

Technické parametry motoru:

|  |             |
|--|-------------|
| Vzletový a max. trvalý výkon:            | 560 kW      |
| Max. cestovní výkon:                     | 560 kW      |
| Nominální otáčky na výstupu z reduktoru: | 2200 ot/min |
| Hmotnost suchého motoru:                 | 150,1 kg    |

## Vrtule

Pro letoun byly po konzultaci se zainteresovanými pracovníky společnosti Evector zvoleny pětistavětelné vrtule Avia V 510/90,5/B

Technické parametry vrtule:

|   |  |
|---|--|
| Smysl otáčení:                              | Ve směru hodinových ručiček při pohledu zezadu |
| Průměr:                                     | 2300 mm (90,5")                                |
| Hmotnost:                                   | 83 kg  |
| Max. rozsah stavitelnosti listů:            | 103°83'  |
| Otáčky vrtule: max. cestovní režim          | 2080 ot/min                                    |
| Otáčky vrtule: vzletový a max. trvalý režim | 2080 ot/min                                    |

## 4. Návrhové hmotnosti letounu pro výpočty

Návrhové hmotnosti uvedené v této kapitole byly použity jako vstupní hodnoty pro výpočty v následujících kapitolách a budou dále upřesněny po zpracování hmotnostního rozboru.

#### 4.1 Maximální vzletová hmotnost $W_{MTO}$

Hodnota maximální vzletové hmotnosti byla odhadnuta na základě statistického rozboru (viz. kapitola 2 a Příloha 1) porovnávajícího letouny kategorie Commuter různých výrobců:

$$W_{MTO} = W_{to} = 6300 \text{ kg} = 13888,98 \text{ lbs}$$

#### 4.2 Maximální přistávací hmotnost $W_{ML}$

Hodnota maximální přistávací hmotnosti odpovídá hodnotě  $W_{MTO}$ . Tedy:

$$W_{ML} = W_{MTO} = 6300 \text{ kg}$$

#### 4.3 Standardní prázdná hmotnost $W_{SE}$

Standardní prázdná hmotnost byla odhadnuta rovněž na základě statistického rozboru (viz. kapitola 2) v závislosti na velikosti plochy křídla:

$$W_{SE} = 3200 \text{ kg} = 7074,72 \text{ lbs}$$

#### 4.4 Maximální hmotnost s nulovým palivem $W_{MZF}$

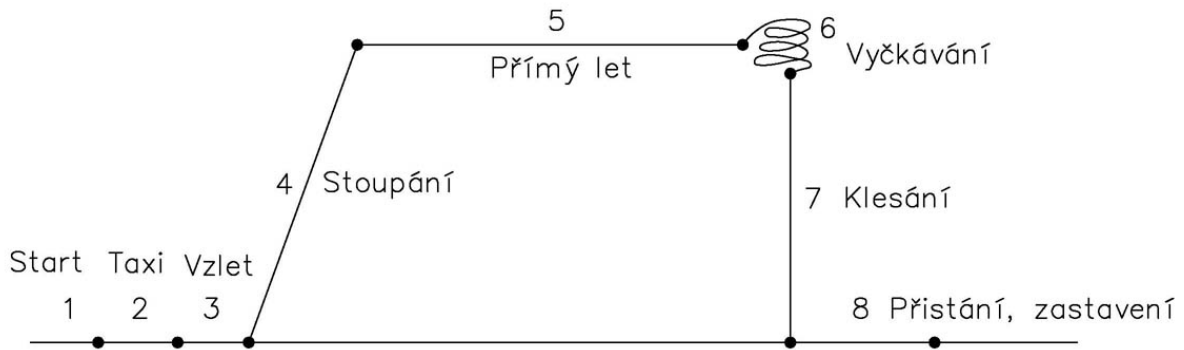
Maximální hmotnost s nulovým palivem  $W_{MZF}$  byla vypočtena dle vzorce (5.8), uvedeného na str. 69 v knize Airplane design, Part V: Component weight estimation od Dr. Jana Roskama (lit. [9]):

$$W_{MZF} = W_{MTO} - W_F$$

kde  $W_{MTO}$  je maximální vzletová hmotnost letounu a  $W_F$  je hmotnost paliva. Hmotnost paliva je však v této fázi neznámá a je třeba ji odhadnout. Pro odhad hmotnosti paliva byl použit postup uvedený v knize Airplane design, Part I: Preliminary sizing of airplanes od Dr. Jana Roskama (lit. [8]), který vychází z typické mise pro libovolný letoun.

##### 4.4.1 Typická mise pro letoun certifikovaný dle FAR 23

Dolet  $R_c = 1000 \text{ nm}$   
Rychlost letu  $v_{cr} = 250 \text{ kts}$   
Vytrvalost  $E = 1 \text{ hod}$



Obr.1 Profil mise pro libovolný letoun

#### 4.4.2 Návrhové poměry spotřeby paliva pro jednotlivé fáze mise

Návrhové poměry byly stanoveny dle Tab. 2.1 pro Regional TBP's uvedené na straně 12 (lit. [8]). Jednotlivé hmotnosti  $W_i$  jsou hmotnosti na konci části mise označené daným indexem.

|                              |                     |
|------------------------------|---------------------|
| Fáze 1 – start               | $W_1/W_{t0} = 0,99$ |
| Fáze 2 – taxi                | $W_2/W_1 = 0,995$   |
| Fáze 3 – vzlet               | $W_3/W_2 = 0,995$   |
| Fáze 4 – stoupání            | $W_4/W_3 = 0,985$   |
| Fáze 7 – klesání             | $W_7/W_6 = 0,985$   |
| Fáze 8 – přistání, zastavení | $W_8/W_7 = 0,995$   |

Fáze 5 – přímý let

$$L/D = 12$$

$$c_p = 0,5$$

$$\eta_p = 0,85$$

$$R_c = 375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot L/D \cdot \ln(W_4/W_5)$$

$$W_5/W_4 = \frac{1}{\frac{R_c}{375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot L/D}} = \frac{1}{\frac{1000}{375 \cdot \frac{0,85}{0,5} \cdot 12}}$$

$$W_5/W_4 = 0,877$$

Fáze 6 – vyčkávání

$$L/D = 15$$

$$c_p = 0,6$$

$$\eta_p = 0,77$$

$$R_c = 375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot L/D \cdot \ln(W_5/W_6)$$

$$W_6/W_5 = \frac{1}{e^{\frac{R_c}{375 \cdot \frac{\eta_p}{c_p} \cdot L/D}}} = \frac{1}{e^{\frac{1000}{375 \cdot \frac{0,77}{0,6} \cdot 15}}}$$

$$W_6/W_5 = 1$$

Hodnoty poměru vztlaku ku odporu  $L/D$ , účinnosti vrtule  $\eta_p$  a specifické spotřeby  $c_p$  byly stanoveny dle Tab. 2.2 uvedené na straně 14 (lit. [8]). Dále bylo užito vzorce (2.9), uvedeného na straně 15 (lit. [8]).

#### 4.4.3 Celkový poměr spotřeby paliva

Při výpočtu bylo vycházeno ze vzorce (2.13) uvedeného na straně 16 (lit. [8]).

$$M_{ff} = \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_{to}} = 0,995 \cdot 0,985 \cdot 1 \cdot 0,877 \cdot 0,985 \cdot 0,995 \cdot 0,995 \cdot 0,99$$

$$M_{ff} = 0,830$$

#### 4.4.4 Hmotnost paliva spotřebovaného během mise

Pro výpočet bylo užito vzorce (2.14) uvedeného na str.16 (lit. [8]).

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff}) \cdot W_{to} = (1 - 0,83) \cdot W_{to} = 0,170 \cdot W_{to}$$

#### 4.4.5 Hmotnost paliva

Celková hmotnost paliva byla vypočtena dle vzorce (2.15) uvedeného na str.16 (lit. [8]).

$$W_F = 0,170 \cdot 1,25 \cdot W_{to} = 0,212 \cdot W_{to} = 0,212 \cdot 13888,98$$

$$W_F = 2944,46 lbs = 1335,6 kg$$

#### 4.4.6 Výpočet maximální hmotnosti s nulovým palivem

$$W_{MZF} = W_{MTO} - W_F = 13888,98 - 2944,46 = 10944,52 lbs = 4964,4 kg$$

## 5. Výpočet poláry letounu

Při výpočtu poláry bylo postupováno dle knihy Ing. Josefa Floriana: Aerodynamické charakteristiky letounu I (lit. [7]). Jako vstupní hodnoty maximální rychlosti  $v_{\max}$  a minimální rychlosti  $v_{\min}$  byly zvoleny průměrné hodnoty maximální a pádové rychlosti pro letouny kategorie Commuter uvedené v Příloze 1. Výpočet poláry byl proveden pro  $v_{\max}$  a  $v_{\min}$  a proložením těchto polár byla získána výsledná polára letounu.

### 5.1 Výpočet Reynoldsova čísla profilů křídla pro $v_{\max}$ a $v_{\min}$

K výpočtu poláry letounu je nejprve potřeba určit Reynoldsova čísla profilů křídel.

#### 5.1.1 Reynoldsova čísla kořenového profilu

Pro výpočet byla zvolena maximální rychlost  $v_{\max} = 387,8 \text{ km/h} = 107,73 \text{ m/s}$  a minimální rychlost  $v_{\min} = 37,58 \text{ m/s} = 135,3 \text{ km/h}$ . Hloubka kořenového profilu křídla je  $c_{\text{koř}} = 2,21 \text{ m}$ . Kinematická viskozita pro 0 m MSA je  $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$ . Výpočet byl proveden dle vzorců pro kořenový profil, které jsou uvedené na straně 9 (lit. [7]).

$$\text{Re}_{O_{\max}} = \frac{v_{\max} \cdot c_{\text{koř}}}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 2,21}{0,00001455} = 1,64 \cdot 10^7$$
$$\text{Re}_{O_{\min}} = \frac{v_{\min} \cdot c_{\text{koř}}}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 2,21}{0,00001455} = 5,72 \cdot 10^6$$

#### 5.1.2 Reynoldsova čísla koncového profilu

Pro výpočet byla zvolena maximální rychlost  $v_{\max} = 387,8 \text{ km/h} = 107,73 \text{ m/s}$  a minimální rychlost  $v_{\min} = 37,58 \text{ m/s} = 135,3 \text{ km/h}$ . Hloubka koncového profilu křídla je  $c_{\text{kon}} = 1,33 \text{ m}$ . Kinematická viskozita pro 0 m MSA je  $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$ . Výpočet byl proveden dle vzorců pro koncový profil, které jsou uvedeny na straně 9 (lit. [7]).

$$\text{Re}_{K_{\max}} = \frac{v_{\max} \cdot c_{\text{kon}}}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 1,33}{0,00001455} = 9,85 \cdot 10^6$$
$$\text{Re}_{K_{\min}} = \frac{v_{\min} \cdot c_{\text{kon}}}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 1,33}{0,00001455} = 3,44 \cdot 10^6$$

### 5.2 Přepočet profilových polár na výpočtová Re

Pro výpočet byly použity poláry kořenového profilu NASA LS(1)-0417 a koncového profilu NASA MS(1)-0313 při  $R_{\text{st}} = 6 \cdot 10^6$  (poláry profilů jsou uvedeny v Příloze 2).



Hodnoty součinitele odporu byly přepočteny dle vzorce (5), jenž je uveden na straně 7 (lit. [7]):

$$c_{xp} = c_{xpst} \cdot \left( \frac{R}{R_{st}} \right)^{0,11}$$

Kde  $R_{st}$  je efektivní Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment;  $R$  je Reynoldsovo číslo, na které je přepočítáváno;  $c_{xp}$  je součinitel odporu při čísle  $R$  a  $c_{xpst}$  je součinitel odporu při čísle  $R_{st}$ . Přepočet byl proveden pro všechna čísla  $R$  obou profilů. Hodnoty přepočtených součinitelů jsou zapsány v Tab. 1 a 2 v Příloze 2.

### 5.3 Určení poláry křídla bez vlivu indukovaného odporu

Polára křídla byla určena pomocí vztahů (17) uvedeným na straně 13 (lit. [7]):

$$\begin{aligned}c_y &= K_O \cdot c'_{yO} + K_K \cdot c'_{yK} \\c_{xp} &= K_O \cdot c'_{xpO} + K_K \cdot c'_{xpK}\end{aligned}$$

Kde  $c'_{yO}$  a  $c'_{yK}$  jsou součinitele vztlaku kořenového a koncového profilu křídla a  $c'_{xpO}$  a  $c'_{xpK}$  jsou součinitele odporu kořenového a koncového profilu křídla.

$K_O$  a  $K_K$  jsou součinitele vyjadřující ovlivnění vlastností křídla vlastnostmi kořenového a koncového profilu křídla. Pro lichoběžníkové křídlo byly součinitele  $K_O$  a  $K_K$  vypočteny podle vztahů (19) uvedených na straně 13 (lit. [7]):

$$\begin{aligned}K_O &= \frac{1}{3} \cdot \frac{2b_O + b_K}{b_O + b_K} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 2,21 + 1,33}{2,21 + 1,33} = 0,542 \\K_K &= \frac{1}{3} \cdot \frac{2b_K + b_O}{b_O + b_K} = \frac{1}{3} \cdot \frac{2 \cdot 1,33 + 2,21}{2,21 + 1,33} = 0,458\end{aligned}$$

Hloubka kořenového profilu křídla  $b_O = 2,21$  m a hloubka koncového profilu křídla  $b_K = 1,33$  m.

Součinitel odporu  $c_{xp}$  je nutno vynásobit součinitelem  $\left( 1 - K_1 \cdot \frac{S_1}{S} \right)$  vyjadřujícím vliv zmenšení obtékaného povrchu křídla o plochu zakrytou trupem a vliv interference mezi křídlem a trupem (vztah uveden na straně 14 (lit. [7])). Pro výpočet byly dosazeny následující hodnoty:

Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$

Plocha křídla zakrytá trupem  $S_1 = 4,34 \text{ m}^2$

Součinitel vlivu interference pro hornoplošník  $K_1 = 0,9 \div 1 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,95

Výsledné hodnoty součinitelů  $c_y$  a  $c_{xp}$  jsou uvedeny v Tab. 3 v Příloze 2.

## 5.4 Výpočet indukovaného odporu

Indukovaný odpor je vyjádřen vztahem (21) uvedeným na straně 15 (lit. [7]):

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot (1 + \delta)$$

Kde  $\delta$  je Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla, který byl určen z grafu na obr. 30, str.43 (lit. [7]): (pro hodnotu  $b_o/b_k = 2,21/1,33 = 0,6$  je  $\delta = 0,68$ ) a  $\lambda_e$  je efektivní štíhlost, která je vyjádřena vztahem uvedeným na straně 15 (lit. [7]):

$$\lambda_e = \frac{l^2}{S} \cdot \frac{K}{1 - \frac{S_1}{S}} = \frac{19^2}{33,66} \cdot \frac{0,9}{1 - \frac{4,34}{33,66}} = 11,08$$

Rozpětí křídla  $l = 19$  m; plocha křídla  $S = 33,66$  m<sup>2</sup>; plocha křídla zakrytá trupem  $S_1 = 4,34$  m<sup>2</sup> a součinitel  $K = 0,8 \div 1 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,9. Výsledné hodnoty indukovaného odporu jsou uvedeny v Tab. 4 v Příloze 2.

## 5.5 Určení škodlivých odporů

Škodlivé odpory jsou odpory jednotlivých částí draku letounu a odpory způsobené aerodynamickými nečistotami konstrukce.

### 5.5.1 Škodlivé odpory na křídle

Odpor přistávacích klapek (str.15)  $c_{xk} = 0,0006 \div 0,0011 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,00095

Odpor křidélek (str.16)  $c_{xk} = 0,0002 \div 0,0004 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,0003

Vliv turbulence proudu za tažnou vrtulí (str.16)  $c_{xk} = 0,0003$

Všechny uvedené hodnoty získány z (lit. [7]).

### 5.5.2 Škodlivý odpor trupu a částí trupu

Je předpokládáno, že trup způsobuje pouze škodlivý odpor. Součinitel odporu trupu vztažený na jeho maximální průřez je dán vztahem (22) na straně 16 (lit. [7]):

$$c'_{xkTR} = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_{TR}}{S_{TR}} + \Delta c'_{xTR} + \frac{\sum c'_{xk} \cdot S_k}{S_{TR}}$$

$c_f$  – součinitel tření rovinné desky při stejném  $R$  jako má trup. Hodnoty součinitele  $c_f$  v závislosti na Reynoldsově čísle trupu jsou vyneseny v grafu na obr. 31 na str.47 (lit. [7]).

$\eta_c$  – součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a rozdíl mezi rozložením tlaku na rovinné desce a trupu. Hodnoty součinitele  $\eta_c$  v závislosti na štíhlosti trupu  $\lambda_{TR}$  jsou vyneseny v grafu na obr. 32 na straně 47 (lit. [7]).

$F_{TR}$  – omočený povrch trupu.

$S_{TR}$  – maximální čelný průřez trupu

$\Delta c'_{xTR}$  – člen vyjadřující zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání způsobené vyčnívajícími částmi

$\frac{\sum c'_{xk} \cdot S_k}{S_{TR}}$  – člen vyjadřující zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání pro

jiné vyčnívající části (střelecké věže apod.). Při výpočtu byl tento člen zanedbán z důvodu absence těchto částí.

### 5.5.2.1 Výpočet škodlivého odporu trupu

Škodlivý odpor trupu byl vypočten pro rychlosti  $v_{max}$  a  $v_{min}$ . Jako první jsou uvedeny výpočty členů, které jsou pro oba výpočty konstantní.

V závislosti na štíhlosti trupu byla z grafu na obr.31, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota součinitele  $\eta_c = 1,16$ .

Štíhlost trupu  $\lambda_{TR}$  je dána vztahem:  $\lambda_{TR} = \frac{L_{TR}}{\sqrt{4 \cdot \frac{S_{TR}}{\pi}}} = \frac{13,56}{\sqrt{4 \cdot \frac{3,17}{\pi}}} = 6,75$

Uvedeným na straně 16 (lit. [7]). Kde délka trupu  $L_{TR} = 13,56$  m a maximální čelný průřez trupu  $S_{TR} = 3,17$  m<sup>2</sup>

Omočený povrch trupu lze vypočítat pomocí empirického vztahu uvedeného na straně 17 (lit. [7]):

$$F_{TR} = (F_{TRb} + F_{TRp}) \cdot \left( 2 - 0,4 \cdot \frac{F_{TRp}}{F_{TRb}} \right) = (17,91 + 21,79) \cdot \left( 2 - 0,4 \cdot \frac{21,79}{17,91} \right) = 60,08 \text{ m}^2$$

Kde plocha bokorysu trupu  $F_{TRb} = 17,91$  m<sup>2</sup> a plocha půdorysu trupu  $F_{TRp} = 21,79$  m<sup>2</sup>

Hodnota  $\Delta c'_{xTR}$  byla určena z obr.33 na straně 48 (lit. [7]):  $\Delta c'_{xTR} = 0,007$

### 5.5.2.2 Škodlivý odpor trupu při $v_{max}$

Reynoldsovo číslo trupu pro  $v_{max}$

$$R_{eTRmax} = \frac{v_{max} \cdot L_{TR}}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 13,56}{0,00001455} = 100,4 \cdot 10^6$$

Maximální rychlost  $v_{max} = 107,73$  m/s; délka trupu  $L_{TR} = 13,56$  m a kinematická viskozita pro 0 m MSA  $\nu = 0,00001455$  m<sup>2</sup>s<sup>-1</sup>.

Pro  $R_{eTRmax}$  byla z grafu na obr. 31, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota  $c_f = 0,0021$ .

Pak škodlivý odpor trupu při  $v_{\max}$  je roven:

$$c'_{skTR \max} = 0,0021 \cdot 1,16 \cdot \frac{60,08}{3,17} + 0,007 + 0 = 0,0532$$

### 5.5.2.3 Škodlivý odpor trupu při $v_{\min}$

Reynoldsovo číslo trupu pro  $v_{\min}$

$$R_{eTR \min} = \frac{v_{\min} \cdot L_{TR}}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 13,56}{0,00001455} = 35,03 \cdot 10^6$$

Minimální rychlost  $v_{\min} = 37,58$  m/s; délka trupu  $L_{TR} = 13,56$  m a kinematická viskozita pro 0 m MSA  $\nu = 0,00001455$  m<sup>2</sup>s<sup>-1</sup>.

Pro  $R_{eTR \min}$  byla z grafu na obr. 31, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota  $c_f = 0,0024$ .

Pak škodlivý odpor trupu při  $v_{\min}$  je roven:

$$c'_{skTR \min} = 0,0024 \cdot 1,16 \cdot \frac{60,08}{3,17} + 0,007 + 0 = 0,0598$$

### 5.5.3 Škodlivý odpor ocasních ploch

Škodlivý odpor ocasních ploch je dán vztahem (23) uvedeným na straně 17(lit. [7]):

$$c'_{skOP} = c'_{xp \min VOP} + c'_{xp \min SOP} + \sum c'_{xOP}$$

$c'_{xp \min VOP}$  – Součinitel minimálního odporu vodorovných ocasních ploch, určený pro střední profil VOP a přepočtený na plochu křídla

$c'_{xp \min SOP}$  – Součinitel minimálního odporu svislých ocasních ploch, určený pro střední profil SOP a přepočtený na plochu křídla

$\sum c'_{xOP}$  – Suma přídavných součinitelů odporu na ocasních plochách

Součinitele minimálního odporu pro VOP a SOP byly vypočteny dle upraveného vztahu (5), který je uveden na straně 7 (lit. [7]):

$$c'_{xp \min VOP} = \left( c'_{xp \min OP} \cdot \left( \frac{R_{eVOP}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{VOP}}{S}$$
$$c'_{xp \min SOP} = \left( c'_{xp \min OP} \cdot \left( \frac{R_{eSOP}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{SOP}}{S}$$

Hodnoty přídavných součinitelů odporu ocasních ploch jsou následující:

Kormidla s aerodynamickým odlehčením  $c'_{xOP} = 0,003$

Odpor výškovek  $c'_{xOP} = 0,0002 \div 0,0004 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,0003

Odpor směrovky  $c'_{xOP} = 0,0002 \div 0,0004 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,0003

### 5.5.3.1 Škodlivý odpor ocasních ploch při $v_{max}$

$$c'_{xkOP\ max} = c'_{xp\ min\ VOP} + c'_{xp\ min\ SOP} + \sum c'_{xOP} = 0,0009 + 0,0012 + 0,003 + 0,0003 + 0,0003 = 0,0057$$

$$c'_{xp\ min\ VOP} = \left( c'_{xp\ min\ OP} \cdot \left( \frac{R_{eVOP\ max}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = \left( 0,006 \cdot \left( \frac{6,96 \cdot 10^6}{6 \cdot 10^6} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{4,74}{33,66} = 0,0009$$

Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment  $R_{ST} = 6 \cdot 10^6$

Součinitel minimálního odporu profilu VOP  $c_{xp\ min\ OP}$  je pro použitý profil NASA

LS(1) – 0013  $c_{xp\ min\ OP} = 0,006$

Plocha VOP  $S_{VOP} = 4,74\ m^2$

Plocha křídla  $S = 33,66\ m^2$

Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel  $c_{xp\ min\ OP}$ , je dáno vztahem:

$$R_{eVOP\ max} = \frac{v_{max} \cdot b_{eVOP}}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 0,94}{0,00001455} = 6,96 \cdot 10^6$$

Kde maximální rychlost letu  $v_{max} = 107,73\ m/s$ ; kinematická viskozita  $\nu$  v 0 m MSA

$\nu = 0,00001455\ m^2s^{-1}$  a hloubka středního profilu VOP  $b_{eVOP} = \frac{S_{VOP}}{l_{VOP}} = \frac{4,74}{5,04} = 0,94\ m$ .

Rozpětí VOP  $l_{VOP} = 5,04\ m$ .

$$c'_{xp\ min\ SOP} = \left( c'_{xp\ min\ OP} \cdot \left( \frac{R_{eSOP\ max}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{SOP}}{S} = \left( 0,006 \cdot \left( \frac{1,53 \cdot 10^7}{6 \cdot 10^6} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{6,15}{33,66} = 0,0012$$

Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment  $R_{ST} = 6 \cdot 10^6$

Součinitel minimálního odporu profilu SOP  $c_{xp\ min\ OP}$  je pro použitý profil NASA

LS(1) – 0013  $c_{xp\ min\ OP} = 0,006$

Plocha SOP  $S_{SOP} = 6,15\ m^2$

Plocha křídla  $S = 33,66\ m^2$

Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel  $c_{xp\ min\ OP}$ , je dáno vztahem:

$$R_{eSOP\ max} = \frac{v_{max} \cdot b_{eSOP}}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 2,07}{0,00001455} = 1,53 \cdot 10^7$$

Kde maximální rychlost letu  $v_{max} = 107,73\ m/s$ ; kinematická viskozita  $\nu$  v 0 m MSA

$\nu = 0,00001455\ m^2s^{-1}$  a hloubka středního profilu SOP  $b_{eSOP} = \frac{S_{SOP}}{l_{SOP}} = \frac{6,15}{2,97} = 2,07\ m$ .

Délka SOP  $l_{SOP} = 2,97\ m$ .

### 5.5.3.2 Škodlivý odpor ocasních ploch při $v_{min}$

$$c'_{xkOP\ min} = c'_{xp\ min\ VOP} + c'_{xp\ min\ SOP} + \sum c'_{xOP} = 0,0008 + 0,0011 + 0,003 + 0,0003 + 0,0003 = 0,0054$$

$$c'_{xp \min VOP} = \left( c'_{xp \min OP} \cdot \left( \frac{R_{eVOP \min}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{VOP}}{S} = \left( 0,006 \cdot \left( \frac{2,43 \cdot 10^6}{6 \cdot 10^6} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{4,74}{33,66} = 0,0008$$

Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment  $R_{ST} = 6 \cdot 10^6$   
 Součinitel minimálního odporu profilu VOP  $c_{xp \min OP}$  je pro použitý profil NASA LS(1) – 0013  $c_{xp \min OP} = 0,006$   
 Plocha VOP  $S_{VOP} = 4,74 \text{ m}^2$   
 Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$   
 Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel  $c_{xp \min OP}$ , je dáno vztahem:

$$R_{eVOP \min} = \frac{v_{\min} \cdot b_{eVOP}}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 0,94}{0,00001455} = 2,43 \cdot 10^6$$

Kde minimální rychlost letu  $v_{\min} = 37,58 \text{ m/s}$ ; kinematická viskozita  $\nu$  v 0 m MSA  
 $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$  a hloubka středního profilu VOP  $b_{eVOP} = \frac{S_{VOP}}{l_{VOP}} = \frac{4,74}{5,04} = 0,94 \text{ m}$ .

Rozpětí VOP  $l_{VOP} = 5,04 \text{ m}$ .

$$c'_{xp \min SOP} = \left( c'_{xp \min OP} \cdot \left( \frac{R_{eSOP \min}}{R_{ST}} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{S_{SOP}}{S} = \left( 0,006 \cdot \left( \frac{5,35 \cdot 10^6}{6 \cdot 10^6} \right)^{0,11} \right) \cdot \frac{6,15}{33,66} = 0,0011$$

Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment  $R_{ST} = 6 \cdot 10^6$   
 Součinitel minimálního odporu profilu SOP  $c_{xp \min OP}$  je pro použitý profil NASA LS(1) – 0013  $c_{xp \min OP} = 0,006$   
 Plocha SOP  $S_{SOP} = 6,15 \text{ m}^2$   
 Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$   
 Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel  $c_{xp \min OP}$ , je dáno vztahem:

$$R_{eSOP \min} = \frac{v_{\min} \cdot b_{eSOP}}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 2,07}{0,00001455} = 5,35 \cdot 10^6$$

Kde minimální rychlost letu  $v_{\min} = 37,58 \text{ m/s}$ ; kinematická viskozita  $\nu$  v 0 m MSA  
 $\nu = 0,00001455 \text{ m}^2\text{s}^{-1}$  a hloubka středního profilu SOP  $b_{eSOP} = \frac{S_{SOP}}{l_{SOP}} = \frac{6,15}{2,97} = 2,07 \text{ m}$ .

Délka SOP  $l_{SOP} = 2,97 \text{ m}$ .

### 5.5.4 Škodlivý odpor motorových gondol

Postup pro výpočet škodlivého odporu motorové gondoly je obdobný jako pro škodlivý odpor trupu.

Nejprve byla spočtena štíhlost gondoly ze vztahu:  $\lambda_G = \frac{L_G}{\sqrt{4 \cdot \frac{S_{Go}}{\pi}}} = \frac{3,805}{\sqrt{4 \cdot \frac{0,65}{\pi}}} = 4,18$

Délka gondoly  $L_G = 3,805 \text{ m}$  a maximální čelní průřez gondoly  $S_{Go} = 0,65 \text{ m}^2$ .

Pro  $\lambda_G = 4,18$  byla z grafu na obr. 32, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota součinitele tlakového odporu gondoly  $\eta_c = 1,33$ .

Dále byl vypočten omočený povrch gondoly  $F_G$  pomocí upraveného vztahu pro výpočet omočené plochy trupu, který je uveden na straně 17 (lit. [7]):

$$F_G = (F_{Gb} + F_{Gp}) \cdot \left( 2 - 0,4 \cdot \frac{F_{Gp}}{F_{Gb}} \right) = (2,28 + 1,88) \cdot \left( 2 - 0,4 \cdot \frac{1,88}{2,28} \right) = 6,95 m^2$$

Plocha bokorysu gondoly  $F_{Gb} = 2,28 m^2$  a plocha půdorysu gondoly  $F_{Gp} = 1,88 m^2$ .

#### 5.5.4.1 Škodlivý odpor motorové gondoly při $v_{max}$

Reynoldsovo číslo gondoly  $Re_G$  pro  $v_{max}$  bylo vypočteno podle následujícího vztahu:

$$Re_{G_{max}} = \frac{v_{max} \cdot L_G}{\nu} = \frac{107,73 \cdot 3,805}{0,00001455} = 28,17 \cdot 10^6$$

Maximální rychlost letu  $v_{max} = 107,73 m/s$ ; délka gondoly  $L_G = 3,805 m$  a kinematická viskozita pro 0 m MSA  $\nu = 0,00001455 m^2s^{-1}$ .

Pro  $Re_{G_{max}}$  byla z grafu na obr. 31, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota součinitele tření  $c_f = 0,0025$ .

Součinitel škodlivého odporu motorové gondoly byl vypočten podle vztahu (24) str.18 (lit. [7]):

$$c'_{xKG} = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_G}{S_G} = 0,0025 \cdot 1,33 \cdot \frac{6,95}{0,65} = 0,0355$$

#### 5.5.4.2 Škodlivý odpor motorové gondoly při $v_{min}$

Reynoldsovo číslo gondoly  $Re_G$  pro  $v_{min}$  bylo vypočteno podle následujícího vztahu:

$$Re_{G_{min}} = \frac{v_{min} \cdot L_G}{\nu} = \frac{37,58 \cdot 3,805}{0,00001455} = 9,83 \cdot 10^6$$

Minimální rychlost letu  $v_{min} = 37,58 m/s$ ; délka gondoly  $L_G = 3,805 m$  a kinematická viskozita pro 0 m MSA  $\nu = 0,00001455 m^2s^{-1}$ .

Pro  $Re_{G_{min}}$  byla z grafu na obr. 31, str.47 (lit. [7]) odečtena hodnota součinitele tření  $c_f = 0,0031$ .

Součinitel škodlivého odporu motorové gondoly byl vypočten podle vztahu (24) str.18 (lit. [7]):

$$c'_{xKG} = c_f \cdot \eta_c \cdot \frac{F_G}{S_G} = 0,0031 \cdot 1,33 \cdot \frac{6,95}{0,65} = 0,0441$$

V konečném součtu škodlivých odporů byl součinitel škodlivého odporu při  $v_{\max}$  a  $v_{\min}$  vynásoben počtem motorových gondol.

### 5.5.5 Škodlivý odpor podvozku

Pro moderní letouny se zatahovacím podvozkem je škodlivý odpor podvozku  $c_{xS} = 0,08 \div 0,15 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,12. Hodnoty součinitele uvedeny na straně 20 (lit. [7]).

### 5.5.6 Škodlivý odpor štěrbin a otvorů

Hodnota součinitele škodlivého odporu daného otvory a štěrbinami v potahu  $c_{xS} = 0,0075 \div 0,014 \Rightarrow$  zvolena hodnota 0,011. Hodnoty součinitele uvedeny na straně 21 (lit. [7]).

Jednotlivé škodlivé odpory při  $v_{\max}$  a  $v_{\min}$  byly připočteny k hodnotě indukovaného odporu při  $v_{\max}$  a  $v_{\min}$  jako součást celkového odporu letounu.

## 5.6 Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor

Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor je vyjádřen vztahem (25) na straně 21 (lit. [7]):

$$\Delta c_x = \frac{c_y^2}{\pi \cdot \lambda_e} \cdot \left( \frac{1}{e} - 1 \right) \cdot (1 + \delta)$$

Součinitel vztlaku  $c_y$  je dán z poláry křídla, efektivní štíhlost  $\lambda_e = 11,08$ , hodnota součinitele účinnosti letounu byla podle obr. 39 na str.52 (lit. [7]) určena  $e = 0,85$  a Glauertův opravný součinitel  $\delta = 0,68$ . Výsledné hodnoty jsou uvedeny v Tab. 5 v Příloze 2.

## 5.7 Určení maximálního součinitele vztlaku letounu

Pro určení maximálního součinitele vztlaku letounu je třeba nejprve znát maximální součinitel vztlaku křídla  $c_{Lkř}$ . Hodnota tohoto součinitele byla určena pomocí programu Glauert III. Vypočtený součinitel vyšel  $c_{Lkř} = 1,89$ . Připočtením ostatních částí letounu dojde nejen k nárůstu odporu, ale i k poklesu maximálního součinitele vztlaku. Tento pokles je podle údajů z knihy *Airplane Aerodynamics and Performance* od Jana Roskama přibližně 5%. Maximální součinitel vztlaku letounu byl tedy vypočten dle vztahu:

$$c_{Llet} = \frac{c_{Lkř}}{1,05} = \frac{1,89}{1,05} = 1,8$$

Tímto součinitelem vztlaku byla omezena výsledná polára letounu, která vznikla proložením polár pro maximální a minimální Reynoldsovo číslo a to mezi třetinou od



počátku poláry pro  $Re_{max}$  a třetinou od konce  $Re_{min}$ . Výsledná polára letounu je uvedena v Tab.7 v Příloze 2.

## 6. Výpočet letové obálky letounu

Výpočet letové obálky letounu byl proveden na základě předpisu CS/FAR-23. Vstupní hodnoty součinitele vztlaku a sklonu vztlakové čáry pro vzletovou a přistávací konfiguraci byly vypočteny pomocí programu Glauert III (Vstupní hodnoty programu viz Příloha 3)

### 6.1 Maximální horizontální rychlost $v_H$

Maximální horizontální rychlost  $v_H$  byla vypočtena dle vztahu (5.25), který je uveden na straně 97 v knize ing. Vladimíra Daňka Mechanika letu I: Letové výkony (lit. [5]).

$$v_H = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot \eta \cdot P_M}{c_{D0} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 0,83 \cdot 1120000}{0,015 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 144,3 \text{ m/s} = 519,55 \text{ km/h}$$

Kde účinnost vrtule  $\eta = 0,83$ ; maximální výkon motorů  $P_M = 1120 \text{ kW}$ ; odpor letounu  $c_{D0} = 0,015$ ; hustota vzduchu v 0 m MSA  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$  a plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ .

### 6.2 Pádová rychlost $v_S$

Pádová rychlost  $v_S$  byla vypočtena dle (5.26), který je uveden na straně 97 v knize ing. Vladimíra Daňka Mechanika letu I: Letové výkony (lit. [5]).

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_L \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,8 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 40,8 \text{ m/s} = 146,9 \text{ km/h}$$

Kde maximální hmotnost letounu  $m = 6300 \text{ kg}$ ; gravitační zrychlení  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ ; maximální součinitel vztlaku  $c_L = 1,8$ ; hustota vzduchu v 0 m MSA  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$  a plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ .

### 6.3 Obálka zatížení

#### 6.3.1 Návrhová cestovní rychlost $v_c$

Dle CS 23.335 (a)(1)(i) a CS 23.335 (a)(2):

Nesmí být menší než

$$v_{c1} = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{6300 \cdot 9,81}{33,66}} = 102,8 \text{ m/s} = 370,2 \text{ km/h}$$

Dle CS 23.335 (a)(3):

Nemusí být větší než

$$v_{C2} = 0,9v_H = 0,9 \cdot 144,3 = 130\text{m/s} = 467,6\text{km/h}$$

Pro výslednou rychlost  $v_C$  tedy platí:

$$v_{C1} < v_C < v_{C2}$$

*Zvoleno :*

$$v_C = 419\text{km/h}$$

### 6.3.2 Návrhová rychlost strmého letu $v_D$

Dle CS 23.335 (b)(1):

Nesmí být menší než

$$v_{D1} = 1,25 \cdot v_C = 1,25 \cdot 419 = 523,8\text{km/h}$$

Dle CS 23.335 (b)(2)(i) a (3):

$$v_{D2} = 1,4 \cdot v_{C_{\min}} = 1,4 \cdot 370,2 = 518,3\text{km/h}$$

Pro výslednou rychlost  $v_D$  tedy platí:

$$v_{D1} < v_D \wedge v_{D2} < v_D$$

*Zvoleno :*

$$v_D = 525\text{km/h}$$

### 6.3.3 Návrhová obratová rychlost $v_A$

Dle CS 23.335 (c)(1):

Nesmí být menší jak:

$$v_A = v_S \cdot \sqrt{n_1} = 146,9 \cdot \sqrt{3,8} = 286,4\text{km/h}$$

### 6.3.4 Pádová rychlost „na zádech“ $v_{SG}$

Vypočtena obdobným způsobem jako pádová rychlost  $v_S$ .

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{|c_{L_{\min}}| \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{|-1,2| \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 50\text{m/s} = 179,9\text{km/h}$$

$c_{L_{\min}}$  – součinitel vztlaku při letu „na zádech“ (dle CS/FAR-23)

### 6.3.5 Návrhová obratová rychlost „na zádech“ $v_G$

Je definována stejně jako obratová rychlost  $v_A$ , avšak je počítána pro záporný násobek zatížení a pro pádovou rychlost na zádech.

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{|n_2|} = 179,9 \cdot \sqrt{|-1,5|} = 220,4 \text{ km/h}$$

## 6.4 Klapková obálka

### 6.4.1 Pádová rychlost s vysunutými klapkami $v_{SF}$ – vzletová konfigurace

Vypočtena obdobným způsobem jako pádová rychlost  $v_S$ .

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L_{\max 20}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{2,85 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 32,4 \text{ m/s} = 116,8 \text{ km/h}$$

$c_{L_{\max 20}}$  – součinitel vztlaku při vzletové konfiguraci (klapky vysunuty na  $20^\circ$ )

### 6.4.2 Maximální rychlost klapkové obálky $v_F$ – vzletová konfigurace

Dle CS 23.345 (b):

$$1,4 \cdot v_S < v_F \wedge 1,8 \cdot v_{SF} < v_F$$

$$v_{F1} = 1,4 \cdot v_S = 1,4 \cdot 146,9 = 205,7 \text{ km/h}$$

$$v_{F2} = 1,8 \cdot v_{SF} = 1,8 \cdot 116,8 = 210,2 \text{ km/h}$$

Zvoleno :

$$v_F = 211 \text{ km/h}$$

### 6.4.3 Pádová rychlost na násobku $n = 2$ – vzletová konfigurace

$$v_{n2} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot n}{c_{L_{\max 20}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81 \cdot 2}{2,85 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 45,9 \text{ m/s} = 165,1 \text{ km/h}$$

### 6.4.4 Pádová rychlost s vysunutými klapkami $v_{SF}$ – přistávací konfigurace

Vypočtena obdobným způsobem jako pádová rychlost  $v_S$ .

$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{L_{\max 38}} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{2,98 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 31,7 \text{ m/s} = 114,2 \text{ km/h}$$

$c_{L_{\max 38}}$  – součinitel vztlaku při přistávací konfiguraci (klapky vysunuty na  $38^\circ$ )

### 6.4.5 Maximální rychlost klapkové obálky $v_F$ – přistávací konfigurace

Dle CS 23.345 (b):

$$1,4 \cdot v_S < v_F \wedge 1,8 \cdot v_{SF} < v_F$$

$$v_{F1} = 1,4 \cdot v_S = 1,4 \cdot 146,9 = 205,7 \text{ km/h}$$

$$v_{F2} = 1,8 \cdot v_{SF} = 1,8 \cdot 114,2 = 205,5 \text{ km/h}$$

Zvoleno:

$$v_F = 206 \text{ km/h}$$

### 6.4.6 Pádová rychlost na násobku $n = 2$ – přistávací konfigurace

$$v_{n2} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot n}{c_{L \max 38} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81 \cdot 2}{2,98 \cdot 1,225 \cdot 33,66}} = 44,9 \text{ m/s} = 161,5 \text{ km/h}$$

## 6.5 Poryvová obálka

$$n = 1 \pm \frac{k_g \cdot u_{de} \cdot \rho_0 \cdot v \cdot a \cdot S}{2 \cdot m \cdot g} \quad \text{násobek zatížení při poryvu}$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad \text{zmírňující součinitel poryvu}$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot m}{S \cdot c_{SAT} \cdot a} \quad \text{hmotnostní poměr letounu}$$

|           |   |                   |
|-----------|---|-------------------|
| $u_{de}$  | odvozené rychlosti poryvů podle CS 23.333 (c) | m/s               |
| $\rho_0$  | hustota vzduchu na hladině moře               | kg/m <sup>3</sup> |
| $c_{SAT}$ | střední aerodynamická třetiva                 | m                 |
| $g$       | gravitační zrychlení                          | m/s <sup>2</sup>  |
| $v$       | ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS)      | m/s               |
| $a$       | sklon křivky vztlaku                          | 1/rad             |
| $S$       | plocha křídla                                 | m <sup>2</sup>    |
| $m$       | hmotnost letounu                              | kg                |

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 30,2}{5,3 + 30,2} = 0,7$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot m}{S \cdot c_{SAT} \cdot a} = \frac{2 \cdot 6300}{33,66 \cdot 1,807 \cdot 5,5967} = 30,2$$

## 6.5.1 Násobky zatížení při poryvech

### 6.5.1.1 Poryv při rychlosti $v_C$

|       |            |
|-------|------------|
| $v_C$ | 424 [km/h] |
| +n    | 3,5        |
| -n    | -1,5       |

### 6.5.1.2 Poryv při rychlosti $v_D$

|       |            |
|-------|------------|
| $V_D$ | 531 [km/h] |
| +n    | 2,6        |
| -n    | -0,6       |

### 6.5.1.3 Poryv při rychlosti $v_F$

|       |            |
|-------|------------|
| $V_F$ | 211 [km/h] |
| +n    | 1,6        |
| -n    | 0,4        |

## 6.5.2 Návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů $v_B$

Dle CS 23.355 (d)(1):

Nesmí být menší než:

$$v_{B1} = v_S \cdot \sqrt{n_C} = 146,9 \cdot \sqrt{3,5} = 275,2 \text{ km/h}$$

Dle CS 23.355 (d)(2):

Nemusí být větší než:

$$v_{B2} \leq v_C \Rightarrow v_{B2} \leq 419 \text{ km/h}$$

Zvoleno :

$$v_B = 347 \text{ km/h}$$

### 6.5.2.1 Poryv při rychlosti $v_B$

|       |            |
|-------|------------|
| $V_B$ | 350 [km/h] |
| +n    | 3,7        |
| -n    | -1,7       |

## 6.6 Letová obálka

Grafické zpracování letové obálky je uvedeno v Příloze 3.

## 7. Hmotnostní rozbor letounu

### 7.1 Odhad hmotností hlavních částí letounu

Pro výpočet odhadovaných hmotností hlavních částí letounu byl použit postup uvedený v knize Airplane design, Part V: Component weight estimation od Dr. Jana Roskama (lit. [9]). Bylo postupováno podle Torenbeekovi metody pro Commercial transport airplanes se vzletovou hmotností větší než 12 500 lb (5670 kg).

#### 7.1.1 Hmotnost křídla

Pro výpočet byl použit vzorec (5.7) na straně 69 (lit. [9]).

Rozpětí letounu  $l = 19 \text{ m} = 62,335 \text{ ft}$   
Úhel  $\Lambda_{1/2} = 89^\circ$   
Délka kořenové tětiny křídla  $t_r = 2,12 \text{ m} = 6,955 \text{ ft}$   
Max. násobek zatížení  $n_{ult} = 3,8$   
Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2 = 360,594 \text{ ft}^2$   
Max. hmotnost bez paliva  $W_{MZF} = 10944,52 \text{ lbs}$

$$W_w = 0,0017 \cdot W_{MZF} \cdot \left( \frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0,75} \cdot \left[ 1 + \left( \frac{6,3 \cdot \cos \Lambda_{1,2}}{b} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left( \frac{l \cdot S}{t_r \cdot W_{MZF} \cdot \cos \Lambda_{1,2}} \right)^{0,3}$$
$$W_w = 0,0017 \cdot 10944,52 \cdot \left( \frac{62,335}{\cos 89} \right)^{0,75} \cdot \left[ 1 + \left( \frac{6,3 \cdot \cos 89}{62,335} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \cdot 3,8^{0,55} \cdot \left( \frac{62,355 \cdot 360,594}{6,955 \cdot 10944,52 \cdot \cos 89} \right)^{0,3}$$

$$W_w = 1039,005 \text{ lbs} = 471,29 \text{ kg}$$

Pro letoun se dvěma motory na křídle se hmotnost křídla snižuje o 5%.  
Jestliže přístávací zařízení není umístěno pod křídlem, snižuje se hmotnost křídla o dalších 5 %.

Při použití Fowlerovy klapky se hmotnost křídla zvýší o 2 %.

Po započítání korekcí je hmotnost křídla:

$$W_w = 955,885 \text{ lbs} = 433,59 \text{ kg}$$

#### 7.1.2 Hmotnost ocasních ploch

Pro výpočet bylo užito vzorců (5.19) a (5.20) na straně 74 (lit. [9]).

Hmotnost VOP

Plocha VOP  $S_h = 4,74 \text{ m}^2 = 51,021 \text{ ft}^2$   
Koeficient  $K_h = 1$  (pro pevný stabilizátor) (lit. [9])  
 $K_h = 1.1$  (pro stavitelný stabilizátor) (lit. [9])  
Rychlost  $v_D = 525 \text{ km/h} = 283,5 \text{ knot}$   
Úhel spojnic polovin tětív VOP  $1/2_h = 7,3^\circ = 0,127 \text{ rad}$

$$W_h = K_h \cdot S_h \cdot \left[ 3,81 \cdot \{S_h^{0,2} \cdot v_D\} / \left\{ 1000 \cdot (\cos 1/2_h)^{\frac{1}{2}} \right\} - 0,287 \right]$$

$$W_h = 1 \cdot 51,021 \cdot \left[ 3,81 \cdot \{51,021^{0,2} \cdot 283,5\} / \left\{ 1000 \cdot (\cos 0,127)^{\frac{1}{2}} \right\} - 0,287 \right]$$

$$W_h = 106,849lb = 48,47kg$$

### Hmotnost SOP

Plocha SOP  $S_v = 6,15 \text{ m}^2 = 66,199 \text{ ft}^2$   
 Vzdálenost od kořene SOP k VOP  $z_h = 6,893 \text{ ft}$   
 Rozpětí VOP  $b_v = 16,535$   
 Koeficient  $K_v$  pro VOP umístěné na SOP (vzorec (5.21) str. 74 (lit. [9]))

$$K_v = 1 + 0,15 \cdot \left( \frac{S_h \cdot z_h}{S_v \cdot b_v} \right) = 1 + 0,15 \cdot \left( \frac{51,021 \cdot 6,893}{66,199 \cdot 16,535} \right) = 1,048$$

$K_v = 1$  pro VOP umístěné na trupu (lit. [9])  
 Úhel spojnic polovin těliv SOP  $1/2_v = 34,81^\circ = 0,607 \text{ rad}$

$$W_v = K_v \cdot S_v \cdot \left[ 3,81 \cdot \{S_v^{0,2} \cdot v_D\} / \left\{ 1000 \cdot (\cos 1/2_v)^{\frac{1}{2}} \right\} - 0,287 \right]$$

$$W_v = 1,048 \cdot 66,199 \cdot \left[ 3,81 \cdot \{66,199^{0,2} \cdot 283,5\} / \left\{ 1000 \cdot (\cos 0,607)^{\frac{1}{2}} \right\} - 0,287 \right]$$

$$W_v = 334,355lb = 151,66kg$$

### 7.1.3 Hmotnost trupu

Pro výpočet bylo užito vzorce (5.27) na straně 77 (lit. [9]).

Koeficient  $K_f = 1,07$  (pro letoun s hlavním podvozkem neseným na trupu) (lit. [9])  
 $K_f = 1,08$  (pro letoun s přetlakovaným trupem) (lit. [9])  
 $K_f = 1,10$  (pro nákladní letoun) (lit. [9])  
 Vzdálenost mezi čtvrtinovou čarou křídla a VOP  $l_h = 23,284 \text{ ft}$   
 Hrubá plocha trupu  $S_{fgs} = 664,085 \text{ ft}^2$   
 Šířka trupu  $w_f = 6,568 \text{ ft}$   
 Výška trupu  $h_f = 5,709 \text{ ft}$

$$W_f = 0,021 \cdot K_f \cdot \left( \frac{v_D \cdot l_h}{w_f + h_f} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot S_{fgs}^{1,2} = 0,021 \cdot 1,07 \cdot \left( \frac{283,5 \cdot 23,284}{6,568 + 5,709} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot 664,085^{1,2}$$

$$W_f = 1269,210lb = 575,71kg$$

#### 7.1.4 Hmotnost gondol

Jelikož v této fázi návrhu není znám tah potřebný k odpoutání letounu od země, o který se opírá výpočet hmotnosti gondol dle Roskama, byl pro odhad hmotnosti motorových gondol užit vztah (6.17) na straně 100 uvedený v knize Projektování letadel od Ing. Vladimíra Daňka (lit. [1]).

Hmotnost jedné motorové gondoly:

$$\text{Vzletový výkon motoru } N_{0m} = 560 \text{ kW}$$

$$m_{gond} = 0,0851 \cdot N_{0m} = 0,0851 \cdot 560$$

$$m_{gond} = 47,66 \text{ kg}$$

Hmotnost obou motorových gondol je tedy rovna dvojnásobku vypočtené hodnoty.

$$m_{gondol} = 2 \cdot m_{gond} = 2 \cdot 47,66$$

$$m_{gondol} = 95,4 \text{ kg}$$

#### 7.1.5 Hmotnost přistávacího zařízení

Pro výpočet bylo užito vzorce (5.42) na straně 82 (lit. [9]). Konstanty  $A_g$ ,  $B_g$ ,  $C_g$  a  $D_g$  byly převzaty z tabulky 5.1 na téže straně pro Ostatní civilní letouny se zatahovacím podvozkem.

$$W_g = K_{gr} \cdot \left( A_g + B_g \cdot (W_{TO})^{\frac{3}{4}} + C_g \cdot W_{TO} + D_g \cdot (W_{TO})^{\frac{3}{2}} \right)$$

Koeficient  $K_{gr} = 1$  (pro letouny s křídlem na spodní straně trupu) (lit. [9])

$K_{gr} = 1,08$  (pro letouny s křídlem na horní straně trupu) (lit. [9])

Hmotnost hlavního podvozku

$$A_g = 40$$

$$B_g = 0,16$$

$$C_g = 0,019$$

$$D_g = 1,5 \cdot 10^{-5}$$

$$W_{gmH} = 1,08 \cdot \left( 40 + 0,16 \cdot (13888,98)^{\frac{3}{4}} + 0,019 \cdot 13888,98 + 1,5 \cdot 10^{-5} \cdot (13888,98)^{\frac{3}{2}} \right)$$

$$W_{gmH} = 575,797 \text{ lb} = 261,18 \text{ kg}$$

Hmotnost předového podvozku

$$A_g = 20$$

$$B_g = 0,1$$

$$C_g = 0$$

$$D_g = 2 \cdot 10^{-6}$$



$$W_{gmP} = 1,08 \cdot \left( 20 + 0,1 \cdot (13888,98)^{\frac{3}{4}} + 0 \cdot 13888,98 + 2 \cdot 10^{-6} \cdot (13888,98)^{\frac{3}{2}} \right)$$
$$W_{gmP} = 163,310lb = 74,08kg$$

### 7.1.6 Hmotnost řízení

Pro výpočet bylo užito vzorce (7.6) na straně 99 (lit. [9]).

Koeficient  $K_{fc} = 0,64$  (pro letouny s poháněným řízením) (lit. [9])  
 $K_{fc} = 0,44$  (pro letouny s nepoháněným řízením) (lit. [9])

$$W_{fc} = K_{fc} \cdot W_{to}^{\frac{2}{3}} = 0,64 \cdot 13888,98^{\frac{2}{3}}$$
$$W_{fc} = 369,794lbs = 167,74kg$$

### 7.1.7 Hmotnost hydraulických a pneumatických systémů

Hmotnost hydraulických a pneumatických systémů se u turbovrtulových letounů pro místní dopravu pohybuje v rozmezí  $0,006 \div 0,012 W_{to}$ . Pro výpočet bylo užito střední hodnoty pro toto rozmezí hodnot.

$$W_{hps} = 0,009 \cdot W_{to} = 0,009 \cdot 13888,98$$
$$W_{hps} = 125lbs = 56,70kg$$

### 7.1.8 Hmotnost elektrického systému

Pro výpočet bylo užito vzorce (7.16) na straně 102 (lit. [9]).

$$W_{els} = 0,325 \cdot W_e^{0,8} - W_{hps} = 0,325 \cdot 7074,72^{0,8} - 125$$
$$W_{els} = 164,642lbs = 120,04kg$$

### 7.1.9 Hmotnost vybavení, avioniky a elektroniky

Pro výpočet bylo užito vzorce (7.24) na straně 104 (lit. [9]).

Počet motorů  $N_e = 2$

$$W_{iae} = 120 + 20 \cdot N_e + 0,006 \cdot W_{to} = 120 + 20 \cdot 2 + 0,006 \cdot 13888,98$$
$$W_{iae} = 202,328lbs = 91,78kg$$

## 7.2 Určení polohy těžiště letounu

Přibližná poloha těžiště jednotlivých komponent byla určena na základě údajů poskytnutých firmou Evector. Těžištní souřadnice těchto částí byly zapsány do tabulky, na jejímž základě byla určena poloha celkového těžiště letounu vůči střední aerodynamické těživě  $C_{SAT}$ . Tato tabulka je uvedena v Příloze 4.

Poloha těžiště letounu EV-55 Outback vůči  $C_{SAT}$ :

$$T = 25,24\% C_{SAT}$$

## 7.3 Centrážní diagram

### 7.3.1 Návrhové centráže

Návrhové centráže letounu EV-55 Outback byly stanoveny v rozsahu 16 až 35,5 %  $C_{SAT}$ .

### 7.3.2 Hmotnostní konfigurace

Jednotlivé hmotnostní konfigurace byly voleny tak, aby pokryly spektrum od maximální vzletové hmotnosti po letoun bez pasažérů s minimální posádkou. Tabulka hmotnostních konfigurací je uvedena v Příloze 4.

### 7.3.3 Centrážní diagram

Tento centrážní diagram je pouze návrhový a některé jeho body byly vytvořeny uměle na základě fiktivních centráží. Centrážní diagram je uveden v Příloze 4.

## 7.4 Návrhové hmotnosti letounu

|  |         |
|--|---------|
| Standardní prázdná hmotnost $W_{SE}$           | 3098 kg |
| Minimální letová hmotnost $W_{MF}$             | 3422 kg |
| Maximální vzletová hmotnost $W_{MTO}$          | 6300 kg |
| Maximální přistávací hmotnost $W_{ML}$         | 6300 kg |
| Maximální hmotnost s nulovým palivem $W_{MZF}$ | 5318 kg |
| Maximální využitelné množství paliva           | 2219 kg |
| Maximální hmotnost zavazadel: Přední prostor   | 100 kg  |
| Zadní prostor                                  | 400 kg  |

Množství paliva bylo odhadnuto poměrně ke zvětšení plochy křídla a s tímto spojeným objemem integrálních palivových nádrží v křídle.

## 8. Výpočet potřebných a využitelných tahů a výkonů

Při výpočtu potřebných a využitelných tahů a výkonů bylo postupováno dle knihy doc. Vladimíra Daňka Mechanika letu I: Letové výkony (lit. [5]).

Výsledky jednotlivých položek jsou uvedeny v tabulkách v Příloze 5 stejně jako grafické vyjádření výsledků.

### 8.1 Součinitel vztlaku $c_L$

Vztah pro výpočet součinitele vztlaku byl vyjádřen ze silové rovnováhy pro horizontální let:

$$G = L$$
$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \Rightarrow c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S}$$

Kde maximální vzletová hmotnost letounu  $m = 6300\text{kg}$ ; plocha křídla  $S = 33,66\text{ m}^2$ ; gravitační zrychlení  $g = 9,81\text{ m/s}^2$  a hustota vzduchu  $\rho$  pro jednotlivé letové hladiny je uvedena v následující tabulce:

| H [ft] | $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ] |
|--------|-----------------------------|
| 0      | 1,225                       |
| 5000   | 1,1896                      |
| 10000  | 1,1551                      |
| 15000  | 1,1212                      |
| 20000  | 1,0882                      |

### 8.2 Součinitel odporu $c_D$

Vztah pro výpočet součinitele odporu byl vyjádřen z poláry letounu jejím proložením spojnicí trendu v programu Microsoft Excel ve tvaru:

$$c_D = 0,0614 \cdot c_L^2 - 0,0022c_L + 0,0149$$

### 8.3 Využitelný tah $F_V$

Využitelný tah byl vypočten dle vztahu (4.32) uvedeného na straně 60 (lit. [5]):

$$F_V = c_F \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$$

Kde  $c_F$  je součinitel tahu;  $\rho$  hustota vzduchu v letové hladině;  $n$  jsou otáčky motoru a  $D$  je průměr vrtule. Hodnoty součinitele  $c_F$  jsou uvedeny v Tab. 3 v Příloze 5.

Otáčky motoru  $n = 2200\text{ min}^{-1}$

Průměr vrtule  $D = 2,3\text{ m}$

## 8.4 Využitelný výkon $P_V$

Využitelný výkon byl vypočten ze vztahu (4.26) na straně 58 (lit. [5]):

$$P_V = \frac{F_v \cdot v}{1000}$$

Kde  $F_v$  je využitelný tah a  $v$  je rychlost letu v [m/s].

## 8.5 Potřebný tah $F_P$

Potřebný tah  $F_P$  je minimální tah potřebný pro překonání celkového odporu letounu  $D$ . Bylo tedy vycházeno z předpokladu rovnosti mezi potřebným tahem a odporem. Výsledek byl vypočten dle vztahu:

$$F_P = D$$
$$F_P = c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S$$

Kde plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ ;  $c_D$  je součinitel odporu letounu;  $v$  je rychlost letu v [m/s] a  $\rho$  je hustota vzduchu v dané letové hladině (viz. Součinitel vztlaku  $c_L$ ).

## 8.6 Potřebný výkon $P_P$

Potřebný výkon byl vypočten dle vztahu:

$$P_P = v \cdot F_P$$

Kde  $v$  je rychlost letu v [m/s] a  $F_P$  je potřebný tah v [N].

Jak je vidět na grafech 1 a 2 v Příloze 5, jsou výsledné hodnoty využitelných tahů a výkonů pro některé letové hladiny shodné. Toto je zapříčiněno shodnými hodnotami součinitele tahu  $c_F$  pro tyto letové hladiny.

## 9. Výpočet délky vzletu s oběma motory v chodu

Při výpočtu délky vzletu bylo využito postupu, který je uveden v knize doc. Vladimíra Daňka Mechanika Letu I: Letové výkony (lit. [5]). Následující postup je již upraven pro výpočet a byl použit v rámci početního cvičení v předmětu Mechanika letu I.

## 9.1 Optimální součinitel vztlaku $c_{L_{rozj}}$ a součinitel odporu vzletu $c_D$

Pro výpočet optimálního součinitele vztlaku a součinitele odporu vzletu bylo využito následujících vztahů:

$$c_{L_{rozj}} = \frac{\pi \cdot f \cdot e \cdot \lambda}{2} = \frac{\pi \cdot 0,03 \cdot 0,75 \cdot 10,73}{2} = 0,379$$

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{rozj}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{0,379^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,065$$

Kde součinitel tření  $f = 0,03$ ; Oswaldův koeficient  $e = 0,75$ ; štíhlost křídla  $\lambda = 10,73$ ; součinitel odporu  $c_{D0} = 0,015$ ; přírůstek odporu od podvozku  $\Delta c_{D_{podv}} = 0,0165$  a přírůstek odporu od klapky  $\Delta c_{D_{klap}} = 0,0282$ .

### 9.1.1 Vzletové rychlosti

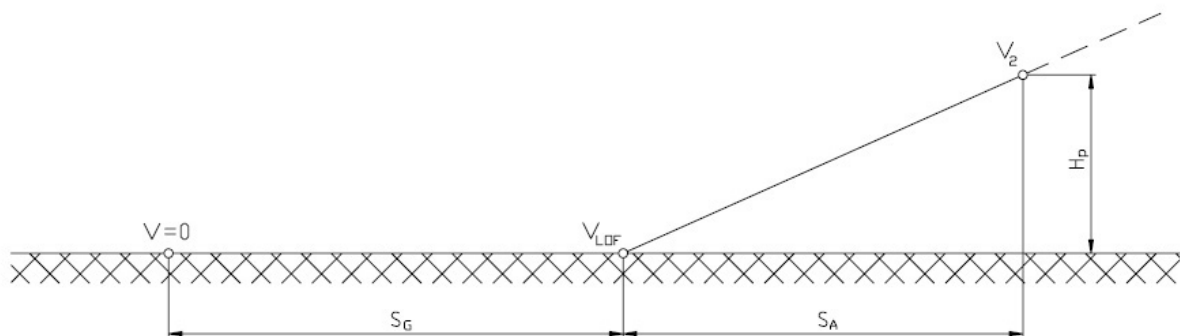
Rychlost odpoutání  $v_{LOF}$

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{s1} = 1,1 \cdot 32,40 = 35,64 \text{ m/s}$$

Rychlost vzletu  $v_2$

$$v_2 = 1,2 \cdot v_{s1} = 1,2 \cdot 32,40 = 38,88 \text{ m/s}$$

$v_{s1}$  – pádová rychlost při přistávací konfiguraci



Obr.2 Trajektorie vzletu, definice délky vzletu

### 9.2 Tah motorů

Tah motorů pro vzlet byl pro rychlosti 10 – 30 m/s vypočten podle následujících vztahů:

$$\eta = J \cdot \frac{c_F}{c_P}$$

$$P = \eta \cdot P_{MAX}$$

$$F = \frac{P}{v}$$

$\eta$  – účinnost vrtule  
 $J$  – rychlostní poměr  
 $c_F$  – součinitel tahu  
 $c_P$  – součinitel výkonu  
 $P_{MAX}$  – maximální výkon motorů [kW]  
 $v$  – rychlost letu [m/s]  
 $P$  – využitelný výkon [kW]  
 $F$  – tah [N]

Pro rychlosti 0 m/s,  $v_{LOF}$  a  $v_2$  byl tah motorů dopočítán z funkce tahu:

$$F = 0,1658 \cdot v^2 - 180,11 \cdot v + 24755$$

Tato byla získána ze závislosti mezi rychlostí a tahem pomocí programu Excel.

### 9.3 Délka vzdušné části vzletu

Pro výpočet vzdušné části vzletu bylo použito následujících vztahů:

$$c_{L_{v_{LOF}}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{LOF}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 35,64^2 \cdot 33,66} = 2,36$$

$$c_{L_{v_2}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_2^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{\rho \cdot 38,88^2 \cdot 33,66} = 1,98$$

$$c_{D_{v_{LOF}}} = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{v_{LOF}}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{2,36^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,28$$

$$c_{D_{v_2}} = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{v_2}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{1,98^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,22$$

$$D_{v_{LOF}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{LOF}^2 \cdot S \cdot c_{D_{v_{LOF}}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 35,64^2 \cdot 33,66 \cdot 0,28 = 7335,10 N$$

$$D_{v_2} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 \cdot S \cdot c_{D_{v_2}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 38,88^2 \cdot 33,66 \cdot 0,22 = 6710,34 N$$

$$(F - D)_{v_{LOF}} = F_{v_{LOF}} - D_{v_{LOF}} = 18546,48 - 7335,10 = 11211,38 N$$

$$(F - D)_{v_2} = F_{v_2} - D_{v_2} = 18002,96 - 6710,34 = 11292,62 N$$

$$(F - D)_{v_{stř}} = \frac{1}{2} \cdot [(F - D)_{v_{LOF}} + (F - D)_{v_2}] = \frac{1}{2} \cdot (11211,38 + 11292,62) = 11252 N$$

$$S_A = \frac{G}{(F - D)_{v_{stř}}} \cdot \left[ h_p + \frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} \right] = \frac{6300 \cdot 9,81}{11252} \cdot \left[ 15 + \frac{38,88^2 - 35,64^2}{2 \cdot 9,81} \right] = 160,36 m$$

$F_{vLOF}$  – tah motorů při rychlosti odpoutání [N]  
 $F_{v2}$  – tah motorů při rychlosti vzletu [N]  
 $h_p$  – výška překážky dle předpisu CS-23 [m]

## 9.4 Délka rozjezdu

$$a_{xa} = g \cdot \left[ \frac{F}{G} - f - (c_D - f \cdot c_L) \cdot \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S}{2 \cdot G} \right]$$

$$S_G = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v}{a_{xa}} \cdot dv$$

$a_{xa}$  – zrychlení při rozjezdu [ $m/s^2$ ]  
 $g$  – gravitační zrychlení [ $m/s^2$ ]  
 $F$  – tah motorů [N]  
 $G$  – tíha letounu [N]  
 $f$  – součinitel tření [-]  
 $c_D$  – součinitel odporu [-]  
 $c_L$  – součinitel vztlaku [-]  
 $\rho$  – hustota vzduchu v 0 m MSA [ $kg/m^3$ ]  
 $v$  – rychlost [m/s]  
 $S$  – plocha křídla [ $m^2$ ]

Délka rozjezdu byla vypočtena numerickou integrací podle následujících vztahů:

$$dX = \sum_0^i \left( \frac{v}{a_{xa}} \right) \cdot (v_i - v_{i-1})$$

$$S_G = \sum dX = 293,03m$$

Výsledky numerické integrace:

| v [m/s] | F [N]    | $a_{xa}$ [ $m/s^2$ ] | dX     | $S_G$ [m] |
|---------|----------|----------------------|--------|-----------|
| 0       | 24755,00 | 3,64                 | 0,00   | 0,00      |
| 10      | 22970,39 | 3,33                 | 29,99  | 29,99     |
| 20      | 21219,03 | 3,00                 | 66,60  | 96,59     |
| 30      | 19500,84 | 2,64                 | 113,55 | 210,14    |
| 35,64   | 18349,69 | 2,43                 | 82,89  | 293,03    |

## 9.5 Celková délka vzletu

Celková délka vzletu je součtem délky rozjezdu a vzdušné části vzletu.

$$S_v = S_G + S_A = 293,03 + 160,36 = 453,39m$$

## 10. Délka vzletu s jedním nepracujícím motorem

Při výpočtech bylo postupováno obdobně jako při výpočtu délky vzletu s oběma motory v chodu. Vstupní veličiny byly přizpůsobeny pro jednu pracující pohonnou jednotku.

### 10.1 Optimální součinitel vztlaku $c_{L_{rozj}}$ a součinitel odporu vzletu $c_D$

$$c_{L_{rozj}} = \frac{\pi \cdot f \cdot e \cdot \lambda}{2} = \frac{\pi \cdot 0,03 \cdot 0,75 \cdot 10,73}{2} = 0,379$$

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{rozj}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{0,379^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,065$$

Kde součinitel tření  $f = 0,03$ ; Oswaldův koeficient  $e = 0,75$ ; štíhlost křídla  $\lambda = 10,73$ ; součinitel odporu  $c_{D0} = 0,0139$ ; přírůstek odporu od podvozku  $\Delta c_{D_{podv}} = 0,0165$  a přírůstek odporu od klapky  $\Delta c_{D_{klap}} = 0,0282$ .

#### 10.1.1 Vzletové rychlosti

Rychlost odpoutání  $v_{LOF}$

$$v_{LOF} = 1,1 \cdot v_{s1} = 1,1 \cdot 32,40 = 35,64 \text{ m/s}$$

Rychlost vzletu  $v_2$

$$v_2 = 1,2 \cdot v_{s1} = 1,2 \cdot 32,40 = 38,88 \text{ m/s}$$

$v_{s1}$  – pádová rychlost při vzletové konfiguraci

## 10.2 Tah motoru

Tah motorů pro vzlet byl pro rychlosti 10 – 30 m/s vypočten podle následujících vztahů:

$$\eta = J \cdot \frac{c_F}{c_P}$$

$$P = \eta \cdot P_{MAX}$$

$$F = \frac{P}{v}$$

$\eta$  – účinnost vrtule

$J$  – rychlostní poměr

$c_F$  – součinitel tahu

$c_P$  – součinitel výkonu

$P_{MAX}$  – maximální výkon motorů [kW]

$v$  – rychlost letu [m/s]



P – využitelný výkon [kW]

F – tah [N]

Pro rychlosti 0 m/s,  $v_{LOF}$  a  $v_2$  byl tah motorů dopočítán z funkce tahu:

$$F = 0,0829 \cdot v^2 - 90,055 \cdot v + 12377$$

Tato byla získána ze závislosti mezi rychlostí a tahem pomocí programu Excel.

### 10.3 Délka vzdušné části vzletu

Pro výpočet vzdušné části vzletu bylo použito následujících vztahů:

$$c_{L_{v_{LOF}}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{LOF}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 35,64^2 \cdot 33,66} = 2,36$$

$$c_{L_{v_2}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_2^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{\rho \cdot 38,88^2 \cdot 33,66} = 1,98$$

$$c_{D_{v_{LOF}}} = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{v_{LOF}}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{2,36^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,28$$

$$c_{D_{v_2}} = c_{D0} + \Delta c_{D_{podv}} + \Delta c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{v_2}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{1,98^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,22$$

$$D_{v_{LOF}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{LOF}^2 \cdot S \cdot c_{D_{v_{LOF}}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 35,64^2 \cdot 33,66 \cdot 0,28 = 7335,10 N$$

$$D_{v_2} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_2^2 \cdot S \cdot c_{D_{v_2}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 38,88^2 \cdot 33,66 \cdot 0,22 = 6710,34 N$$

$$(F - D)_{v_{LOF}} = F_{v_{LOF}} - D_{v_{LOF}} = 9272,74 - 7335,10 = 1937,64 N$$

$$(F - D)_{v_2} = F_{v_2} - D_{v_2} = 9000,98 - 6710,34 = 2290,64 N$$

$$(F - D)_{v_{stř}} = \frac{1}{2} \cdot [(F - D)_{v_{LOF}} + (F - D)_{v_2}] = \frac{1}{2} \cdot (1937,64 + 2290,64) = 2114,14 N$$

$$S_A = \frac{G}{(F - D)_{v_{stř}}} \cdot \left[ h_p + \frac{v_2^2 - v_{LOF}^2}{2 \cdot g} \right] = \frac{6300 \cdot 9,81}{2114,14} \cdot \left[ 15 + \frac{38,88^2 - 35,64^2}{2 \cdot 9,81} \right] = 798,24 m$$

$F_{v_{LOF}}$  – tah motorů při rychlosti odpoutání [N]

$F_{v_2}$  – tah motorů při rychlosti vzletu [N]

$h_p$  – výška překážka dle předpisu CS-23 [m]

### 10.4 Délka rozjezdu

$$a_{xa} = g \cdot \left[ \frac{F}{G} - f - (c_D - f \cdot c_L) \cdot \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S}{2 \cdot G} \right]$$

$$S_G = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v}{a_{xa}} \cdot dv$$

Význam použitých veličin je stejný jako v kapitole 9.4.

Délka rozjezdu byla vypočtena numerickou integrací podle následujících vztahů:

$$dX = \sum_0^i \left( \frac{v}{a_{xa}} \right) \cdot (v_i - v_{i-1})$$

$$S_G = \sum dX = 702,85m$$

Výsledky numerické integrace:

| v [m/s] | F [N]    | a <sub>xa</sub> [m/s <sup>2</sup> ] | dX     | S <sub>G</sub> [m] |
|---------|----------|-------------------------------------|--------|--------------------|
| 0       | 12377,00 | 1,67                                | 0,00   | 0,00               |
| 10      | 11485,19 | 1,51                                | 66,18  | 66,18              |
| 20      | 10609,52 | 1,32                                | 151,62 | 217,80             |
| 30      | 9750,42  | 1,09                                | 274,14 | 491,94             |
| 35,64   | 9272,74  | 0,95                                | 210,91 | 702,85             |

## 10.5 Celková délka vzletu

Celková délka vzletu je součtem délky rozjezdu a vzdušné části vzletu.

$$S_v = S_G + S_A = 702,85 + 798,24 = 1501,09m$$

## 11. Délka přistání

Při výpočtu délky přistání bylo využito postupu, který je uveden v knize doc. Vladimíra Daňka Mechanika Letu I: Letové výkony (lit. [5]). Následující postup je již upraven pro výpočet a byl použit v rámci početního cvičení v předmětu Mechanika letu I.

### 11.1 Přistávací rychlosti

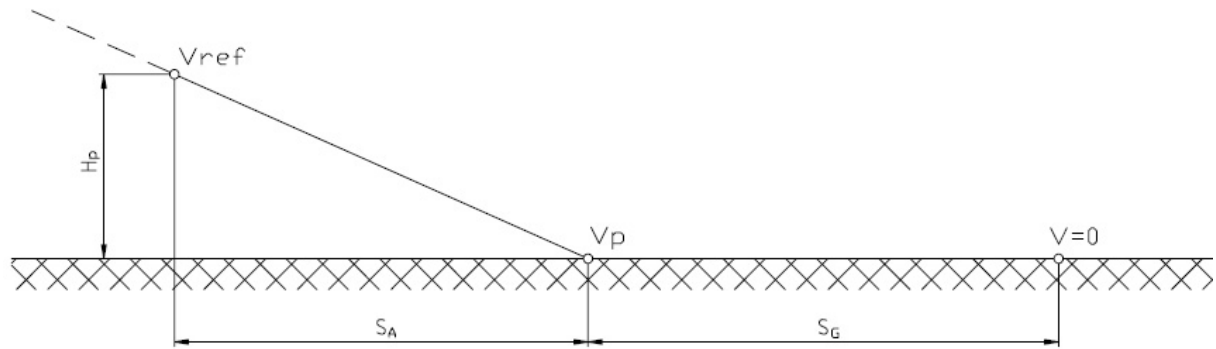
Rychlost přiblížení  $v_{ref}$

$$v_{ref} = 1,3 \cdot v_{s1} = 1,3 \cdot 31,70 = 41,27m / s$$

Rychlost přistání  $v_p$

$$v_p = 1,15 \cdot v_{s1} = 1,15 \cdot 31,70 = 36,46m / s$$

$v_{s1}$  – pádová rychlost při přistávací konfiguraci.



Obr.3 Trajektorie přistání, definice délky přistání

## 11.2 Délka vzdušné části přistání

Vzdušná část přistání byla vypočtena dle následujících vztahů:

$$c_{L_{V_{ref}}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{ref}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 41,27^2 \cdot 33,66} = 1,77$$

$$c_{L_{V_p}} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_p^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 36,46^2 \cdot 33,66} = 2,26$$

$$c_{D_{V_{ref}}} = c_{D0} + c_{D_{podv}} + c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{V_{ref}}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,0139 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{1,77^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,18$$

$$c_{D_{V_p}} = c_{D0} + c_{D_{podv}} + c_{D_{klap}} + \frac{c_{L_{V_p}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,0139 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{2,26^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,26$$

$$D_{V_{ref}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{ref}^2 \cdot S \cdot c_{D_{V_{ref}}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 41,27^2 \cdot 33,66 \cdot 0,18 = 6407,06N$$

$$D_{V_p} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_p^2 \cdot S \cdot c_{D_{V_p}} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 36,46^2 \cdot 33,66 \cdot 0,26 = 7152,22N$$

$$D_{stř} = \frac{1}{2} \cdot [D_{V_{ref}} + D_{V_p}] = \frac{1}{2} \cdot (6407,06 + 7152,22) = 6779,64N$$

$$S_{Ap} = \frac{G}{D_{stř}} \cdot \left[ h_p + \frac{v_{ref}^2 - v_p^2}{2 \cdot g} \right] = \frac{6300 \cdot 9,81}{6779,64} \cdot \left[ 15 + \frac{41,27^2 - 36,46^2}{2 \cdot 9,81} \right] = 308,32m$$

$h_p$  - výška překážky dle předpisu CS-23 [m]

## 11.3 Délka dojezdu

$$a_{xap} = g \cdot \left[ \frac{F}{G} - f_D - (c_D - f_D \cdot c_L) \cdot \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S}{2 \cdot G} \right]$$

$$S_{Gp} = \int_0^{v_p} \frac{v}{|(a_{xa})_D|} \cdot dv$$

$a_{xap}$  – zpomalení při přistání  
 $g$  – gravitační zrychlení [ $m/s^2$ ]  
 $F$  – tah motorů [N]  
 $G$  - tíha letounu [N]  
 $f$  – součinitel tření [-]  
 $c_D$  – součinitel odporu [-]  
 $c_L$  – součinitel vztlaku [-]  
 $\rho$  – hustota vzduchu v 0 m MSA [ $kg/m^3$ ]  
 $v$  – rychlost [m/s]  
 $S$  – plocha křídla [ $m^2$ ]

Délka dojezdu byla vypočtena numerickou integrací podle následujících vztahů:

$$dX = \sum_0^i \left( \frac{v}{a_{xa}} \right) \cdot (v_i - v_{i-1})$$

$$S_{Gp} = \sum dX = 308,48m$$

Výsledky numerické integrace:

| v [m/s] | F [N]    | $a_{xap}$ [ $m/s^2$ ] | dX     | $S_G$ [m] |
|---------|----------|-----------------------|--------|-----------|
| 0       | 24755,00 | 3,64                  | 0,00   | 0,00      |
| 10      | 22970,39 | 3,33                  | 29,99  | 29,99     |
| 20      | 21219,03 | 3,00                  | 66,60  | 96,59     |
| 30      | 19500,84 | 2,65                  | 113,55 | 210,14    |
| 36,46   | 18409,43 | 2,41                  | 98,34  | 308,48    |

## 11.4 Celková délka přistání

Celková délka přistání je dána součtem vzdušné části přistání a dojezdu.

$$S_P = S_{Ap} + S_{Gp} = 308,48 + 308,32 = 616,80m$$

## 12. Výpočet polohy neutrálního bodu letounu s pevným řízením

U dopravních letounů bývá požadováno, aby těžiště leželo v 10 – 15% délky střední aerodynamické tělivy  $c_{SAT}$  před neutrálním bodem letounu. Při výpočtu bylo vycházeno z předpokladu, že neutrální bod letounu je totožný s jeho aerodynamickým středem.

Dále bylo vycházeno z polohy aerodynamického středu křídla  $\bar{X}_{Fkř}$ , ke kterému byly připočteny příspěvky ostatních částí letounu. Výsledná poměrná souřadnice polohy neutrálního bodu letounu vůči střední aerodynamické tělivě křídla je vyjádřena následujícím vztahem:

$$\bar{X}_F = \Delta\bar{X}_{Fkř} + \Delta\bar{X}_{Ftr} + \Delta\bar{X}_{Fgond} + \Delta\bar{X}_{FVOP} + \Delta\bar{X}_{Fprop}$$

Při výpočtu bylo postupováno dle knihy Projektování letadel od ing. Vladimíra Daňka (lit. [1]).

## 12.1 Neutrální bod křídla

Neutrální bod křídla se nachází ve 25% střední aerodynamické těživy  $c_{SAT}$ . Poloha aerodynamického středu křídla je pro výpočet vyjádřena jako :  $\bar{X}_{Fkř} = 0,25$ .

## 12.2 Příspěvek trupu

Příspěvek trupu je vždy záporný a posouvá polohu neutrálního bodu směrem dopředu. Posun neutrálního bodu vlivem trupu byl určen dle vztahu (7.2) na straně 110 (lit. [1]):

$$\Delta \bar{X}_{Ftr} = -k_{Ftr} \cdot \frac{B_{tr} \cdot b^2}{S \cdot c_{SAT}} = -0,81 \cdot \frac{2,002 \cdot 2,21^2}{33,66 \cdot 1,807} = -0,13$$

Kde šířka trupu v místě křídla  $B_{tr} = 2,002$  m; délka kořenové těživy  $b = 2,21$  m; plocha křídla  $S = 33,66$  m<sup>2</sup>; délka střední aerodynamické těživy  $c_{SAT} = 1,807$  m a faktor vlivu trupu  $k_{Ftr} = 0,81$ .

Faktor vlivu trupu  $k_{Ftr}$  byl odečten z obr. 78 uvedeného na straně 110 (lit. [1]) podle následujících hodnot:

délka kořenové těživy křídla  $b = 2,21$  m

délka trupu  $L_{tr} = 13,5816$  m

vzdálenost od poč. trupu k poč. kořenové těživy křídla  $l_F = 5,875$  m

## 12.3 Příspěvek motorových gondol na křídle

Vliv motorových gondol je rovněž záporný a posouvá polohu neutrálního bodu směrem dopředu. Posun neutrálního bodu od každé gondoly byl určen obdobným způsobem jako posun od trupu, protože motorová gondola je pro výpočet uvažována jako malý trup. Posun neutrálního bodu od jedné gondoly byl určen dle vztahu (7.3) na straně 111 (lit. [1]):

$$\Delta \bar{X}_{Fgond} = -k_{Fgond} \cdot \frac{B_g \cdot b_g^2}{S \cdot c_{SAT}} = -0,77 \cdot \frac{0,709 \cdot 1,977^2}{33,66 \cdot 1,807} = -0,018$$

Kde šířka motorové gondoly  $B_g = 0,709$  m; hloubka křídla v rovině souměrnosti gondoly  $b_g = 1,977$  m a faktor vlivu gondoly  $k_{Fg} = 0,77$ .

Faktor vlivu gondoly  $k_{Fg}$  byl odečten z obr. 78 uvedeného na straně 110 (lit. [1]) podle následujících hodnot:

hloubka křídla v rov. souměrnosti gondoly  $b_g = 1,977$  m

délka gondoly  $L_g = 3,921$  m

vzdálenost od poč. gondoly k poč. těživy křídla  $l_{Fg} = 5,875$  m

## 12.4 Příspěvek vodorovných ocasních ploch

Na rozdíl od předchozích vlivů mají vodorovné ocasní plochy stabilizující účinek a posouvají polohu neutrálního bodu směrem dozadu. Vliv vodorovných ocasních ploch je vyjádřen vztahem (7.5) na straně 111 (lit. [1]):

$$\Delta \bar{X}_{FVOP} = k_{VOP} \cdot A_{VOP} \cdot \frac{a_{VOP}}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 0,95 \cdot 0,553 \cdot \frac{4,016}{6,039} \cdot (1 - 0,176) = 0,288$$

Do vztahu bylo dosazeno za následující veličiny:

Součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP pro vodorovné ocasní plochy na kýlové ploše  $k_{VOP} = 0,95$  (lit. [1])

Mohutnost vodorovných ocasních ploch  $A_{VOP}$ , která byla vypočtena dle vztahu (5.12) na straně 83 (lit. [1]):

$$A_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot L_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = \frac{4,74 \cdot 7,097}{33,66 \cdot 1,807} = 0,553$$

Kde plocha vodorovných ocasních ploch  $S_{VOP} = 4,74 \text{ m}^2$ ; rameno VOP  $L_{VOP} = 7,097 \text{ m}$ ; plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$  a délka střední aerodynamické tětiny  $c_{SAT} = 1,807 \text{ m}$ . Sklon vztlakové čáry vodorovných ocasních ploch  $a_{VOP}$ , který byl vypočten dle vztahu (5.15) na straně 83 (lit. [1]):

$$a_{VOP} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{\lambda_{VOP} \cdot \cos(\kappa_{VOP})}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{5,359 \cdot \cos(0,127)}} = 4,016 \text{ rad}^{-1}$$

Kde úhel šípů čtvrtinové čáry vodorovných ocasních ploch  $\kappa_{VOP} = 7,3^\circ = 0,127 \text{ rad}$  a štíhlost vodorovných ocasních ploch  $\lambda_{VOP}$  byla vypočtena dle vztahu:

$$\lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}}{S_{VOP}} = \frac{5,04}{4,74} = 5,359$$

Ve kterém rozpětí vodorovných ocasních ploch  $l_{VOP} = 5,04 \text{ m}$  a plocha vodorovných ocasních ploch  $S_{VOP} = 4,74 \text{ m}^2$ .

Derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu v místě vodorovných ocasních ploch  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ , která byla vypočtena dle vztahu (7.7) na straně 113 (lit. [1]):

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \cdot \frac{\left(\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}\right)_{kř}}{\pi \cdot \lambda \cdot \left(\frac{\bar{L}_{VOP}}{\eta}\right) \cdot (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} = 1,75 \cdot \frac{\frac{1,89}{0,297}}{\pi \cdot 10,725 \cdot \left(\frac{1,494}{0,602}\right) \cdot (1 + 0,467)} = 0,176$$

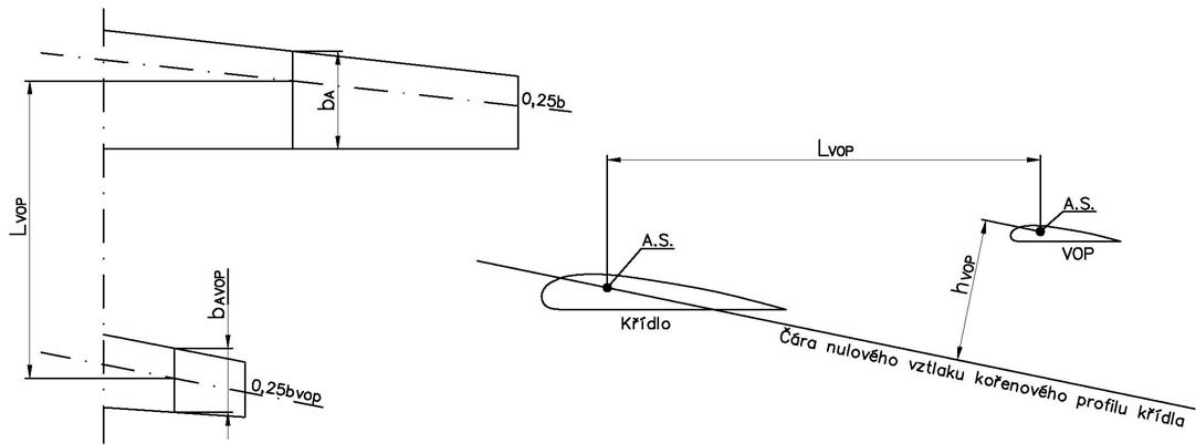
Kde úhel náběhu křídla  $\alpha = 17^\circ = 0,297 \text{ rad}$ ; poměr koncové a kořenové tětiny křídla;

$\eta = 0,624$  a štíhlost křídla  $\lambda = 10,725$ . Součinitel vztlaku křídla  $c_{Lkř}$  byl vypočten pomocí programu Glauert III a jeho hodnota je  $c_{Lkř} = 1,89$ . Hodnoty  $\bar{L}_{VOP}$  a  $\bar{h}_{VOP}$  byly vypočteny dle vztahů uvedených u Obr.82 na str.113:

$$\bar{L}_{VOP} = \frac{2 \cdot L_{VOP}}{b} = \frac{2 \cdot 7,097}{9,5} = 1,494$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{2 \cdot h_{VOP}}{b} = \frac{2 \cdot 2,216}{9,5} = 0,467$$

Kde polozrpětí křídla  $b = 9,5$  m a ostatní geometrické údaje byly určeny dle Obr. 4.



Obr.4 Potřebné geometrické údaje pro výpočet derivace úhlu zešikmení v místě VOP

Sklon vztlakové čáry letounu  $a$  byl vypočten dle vztahu (7.6) na straně 112 (lit. [1]):

$$a = a_{bVOP} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} + \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 5,596 + 4,016 \cdot 0,95 + \frac{4,74}{33,66} \cdot (1 - 0,176) = 6,039 \text{ rad}^{-1}$$

Kde sklon vztlakové čáry vodorovných ocasních ploch  $a_{VOP} = 4,016 \text{ rad}^{-1}$ ; součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP pro vodorovné ocasní plochy na kýlové ploše  $k_{VOP} = 0,95$ ; plocha vodorovných ocasních ploch  $S_{VOP} = 4,74 \text{ m}^2$  a plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ . Sklon vztlakové čáry letounu bez vodorovných ocasních ploch  $a_{bVOP}$  lze pro předběžný návrh nahradit sklonem vztlakové čáry křídla  $a_{kř}$ , který byl vypočten pomocí programu Glauert III a jeho hodnota je  $a_{kř} = 5,596 \text{ rad}^{-1}$ . Derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu v místě vodorovných ocasních ploch  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,181$ , viz. výše.

## 12.5 Příspěvek propulze

Příspěvek propulze lze odhadnout podle vztahu (7.8) na straně 113 (lit. [1]):

$$\Delta \bar{X}_{Fprop} = -0,05 \cdot \sum \frac{i_L \cdot D_{vrt}^2 \cdot L_{vrt}}{S \cdot c_{SAT} \cdot a_{kř}} = -0,05 \cdot \left( 2 \cdot \frac{5 \cdot 2,3 \cdot 1,997}{33,66 \cdot 1,807 \cdot 5,596} \right) = -0,016$$

Kde plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ ; délka aerodynamické tělivity  $c_{SAT} = 1,807 \text{ m}$ ; sklon vztakové čáry křídla  $a_{kř} = 5,596$ ; počet listů vrtule  $i_L = 5$ ; průměr vrtule  $D_{vrt} = 2,3 \text{ m}$  a vzdálenost disku vrtule od aerodynamického středu křídla  $L_{vrt} = 2,997 \text{ m}$ .

## 12.6 Poloha neutrálního bodu letounu

Po sečtení všech příspěvků vychází poměrná souřadnice polohy neutrálního bodu letounu takto:

$$\bar{X}_F = \Delta\bar{X}_{Fkř} + \Delta\bar{X}_{Ftr} + \Delta\bar{X}_{Fgond} + \Delta\bar{X}_{FVOP} + \Delta\bar{X}_{Fprop} = 0,25 - 0,13 - 2 \cdot 0,018 + 0,288 - 0,016 = 0,357$$

## 13. Určení stabilitní zásoby s pevným řízením

Přední centráž letounu

Poloha těžiště v %  $c_{SAT}$ :  $X_T = 16\%c_{SAT}$

Stabilitní zásoba letounu:  $\sigma = \bar{X}_F - \bar{X}_T = 0,357 - 0,16 = 0,197$   
 $\sigma = 19,7\%$

Zadní centráž letounu

Poloha těžiště v %  $c_{SAT}$ :  $X_T = 35,5\%c_{SAT}$

Stabilitní zásoba letounu:  $\sigma = \bar{X}_F - \bar{X}_T = 0,357 - 0,355 = 0,002$   
 $\sigma = 0,2\%$

## 14. Směrová a příčná statická stabilita

### 14.1 Derivace bočivě klonivého momentu $m_x^\beta$

Výpočet derivace bočivě klonivého momentu byl proveden dle knihy ing. Vladimíra Daňka Letové vlastnosti (lit. [6]). Pro výpočty bylo užito tabulek 2.2.1. ; 2.2.2. a 2.2.3..

#### 14.1.1 Vliv křídla na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{xkř}^\beta$

Vliv křídla je vyjádřen vztahem uvedeným v Tab. 2.2.1:

$$\Delta m_{xkř}^\beta = \frac{m_x^\beta}{3290} \cdot \psi + \Delta' m_x^\beta = \frac{-0,76}{3290} \cdot 4,5 - 0,0002 = -0,00124 \text{ rad}^{-1}$$



Kde úhel vzepětí křídla zvětšený o vliv interference mezi křídlem a trupem  $\psi = 4,5^\circ$ ;  
vliv geometrického vzepětí  $\frac{m_x^\beta}{\psi} = -0,76$  a vliv tvaru konce křídla  $\Delta' m_x^\beta = -0,0002$ .

#### 14.1.2 Vliv šípu křídla na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{x\dot{\xi}}^\beta$

Vliv šípu křídla vyjadřuje vztah:

$$\Delta m_{x\dot{\xi}}^\beta = F \cdot c_{L \max} = -0,01 \cdot 1,855 = -0,01855 \text{ rad}^{-1}$$

Součinitel F byl odečten v tabulce 2.2.2. pro úhel šípu křídla  $\kappa = 2,3^\circ$ . Součinitel vztlaku  $c_{L \max} = 1,855$ .

#### 14.1.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě klonivého momentu

$$\Delta m_{xSOP}^\beta$$

Vliv svislé ocasní plochy je vyjádřen vztahem (2.77) uvedeným na str. 96:

$$\Delta m_{xSOP}^\beta = -a_{SOP} \cdot k_{SOP} \cdot A_{SOP} \cdot Y_{SOP} \cdot \frac{\chi}{L_{SOP}} = -1,736 \cdot 1 \cdot 0,06 \cdot 1,777 \cdot \frac{0,9}{6,274} = -0,0267 \text{ rad}^{-1}$$

Sklon vztlakové čáry svislé ocasní plochy  $a_{SOP}$  byl vypočten dle vztahu:

$$a_{SOP} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2 \cdot \pi}{\lambda_{SOP} \cdot \cos \kappa_{SOP}}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2 \cdot \pi}{1,423 \cdot \cos(0,646)}} = 1,736 \text{ rad}$$

Kde úhel šípu čtvrtinové čáry svislé ocasní plochy  $\kappa_{SOP} = 53^\circ = 0,925 \text{ rad}$  a štiřlost svislé ocasní plochy  $\lambda_{SOP}$  je vyjádřena vztahem:

$$\lambda_{SOP} = \frac{l_{SOP}^2}{S_{SOP}} = \frac{2,97^2}{6,15} = 1,434$$

Výška svislé ocasní plochy  $l_{SOP} = 2,97 \text{ m}$

Plocha svislé ocasní plochy  $S_{SOP} = 6,15 \text{ m}^2$

Součinitel snížení kinetického tlaku v místě svislé ocasní plochy  $k_{SOP} = 1$   
Mohutnost svislé ocasní plochy  $A_{SOP}$  byla vypočtena dle vztahu:

$$A_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot L_{SOP}}{S \cdot l} = \frac{6,15 \cdot 6,274}{33,66 \cdot 19} = 0,06$$

Rameno svislé ocasní plochy  $L_{SOP} = 6,274 \text{ m}$

Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$

Rozpětí křídla  $l = 19 \text{ m}$

Vliv interference pro hornoplošník  $\chi = 0,9$

Vzdálenost střední aerodynamické tětiny SOP od ZRT  $Y_{SOP} = 1,777 \text{ m}$

#### 14.1.4 Derivace bočivě klonivého momentu $m_x^\beta$

Hodnota derivace bočivě klonivého momentu je dána součtem příspěvků všech vlivů.

$$m_x^\beta = \Delta m_{xkr}^\beta + \Delta m_{x\dot{\xi}}^\beta + \Delta m_{xSOP}^\beta = -0,00124 - 0,01855 - 0,0267 = -0,04649 \text{ rad}^{-1}$$

#### 14.2 Derivace bočivě zatáčivého momentu $m_y^\beta$

Výpočet derivace bočivě zatáčivého momentu byl proveden dle knihy ing. Vladimíra Daňka Projektování letadel (lit. [1]) a knihy Letové vlastnosti ing. Vladimíra Daňka (lit. [6]). Pro výpočet bylo užito tabulky 2.3.4. uvedené v knize Letové vlastnosti.

##### 14.2.1 Vliv trupu na derivaci bočivě zatáčivého momentu $\Delta m_{ytr}^\beta$

Trup má destabilizující vliv, proto je jeho příspěvek kladný.  
Vliv trupu byl vypočten ze vztahu uvedeném v tab. 2.3.4:

$$\Delta m_{ytr}^\beta = 0,96 \cdot K_\beta \cdot \left(\frac{S_B}{S}\right) \cdot \left(\frac{L_{tr}}{d}\right) \cdot \left(\frac{h_1}{h_2}\right) \cdot \left(\frac{w_1}{w_2}\right) = 0,96 \cdot 0,14 \cdot \left(\frac{17,91}{33,66}\right) \cdot \left(\frac{13,56}{6,467}\right) \cdot \left(\frac{1,752}{1,217}\right) \cdot \left(\frac{2,001}{1,411}\right)$$

$$\Delta m_{ytr}^\beta = 0,214 \text{ rad}^{-1}$$

Pro výpočet byly užity následující veličiny:

Koeficient  $K_\beta = 0,14$  – odečten z tab. 2.3.4.

Plocha bokorysu trupu  $S_B = 17,91 \text{ m}^2$

Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$

Délka trupu  $L_{tr} = 13,56 \text{ m}$

Vzdálenost od špičky trupu k těžišti trupu  $d = 6,467 \text{ m}$

Výška trupu v  $\frac{1}{4}$  jeho délky  $h_1 = 1,752 \text{ m}$

Výška trupu ve  $\frac{3}{4}$  jeho délky  $h_2 = 1,217 \text{ m}$

Šířka trupu v  $\frac{1}{4}$  jeho délky  $w_1 = 2,001 \text{ m}$

Šířka trupu ve  $\frac{3}{4}$  jeho délky  $w_2 = 1,411 \text{ m}$

##### 14.2.2 Vliv motorových gondol na derivaci bočivě zatáčivého momentu

$$\Delta m_{yg}^\beta$$

Motorové gondoly mají stejně jako trup destabilizující vliv a jejich příspěvek je rovněž kladný. Následující vztah udává vliv pouze jedné motorové gondoly, proto musí být v závěrečném součtu zohledněn počet motorových gondol.

Vliv jedné motorové gondoly vyjadřuje vztah:

$$\Delta m_{yg}^\beta = 0,96 \cdot K_\beta \cdot \left(\frac{S_g}{S}\right) \cdot \left(\frac{L_g}{d_g}\right) \cdot \left(\frac{h_{1g}}{h_{2g}}\right) \cdot \left(\frac{w_{1g}}{w_{2g}}\right) = 0,96 \cdot 0,22 \cdot \left(\frac{2,28}{33,66}\right) \cdot \left(\frac{3,921}{1,866}\right) \cdot \left(\frac{0,808}{0,789}\right) \cdot \left(\frac{0,576}{0,358}\right)$$

$$\Delta m_{yg}^\beta = 0,039 \text{ rad}^{-1}$$

Pro výpočet byly užity následující veličiny:

Koeficient  $K_\beta = 0,22$  – odečten z tab. 2.3.4. v lit. [Daněk letové]

Plocha bokorysu gondoly  $S_g = 2,28 \text{ m}^2$

Plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$

Délka gondoly  $L_g = 3,921 \text{ m}$

Vzdálenost od špičky gondoly k těžišti gondoly  $d_g = 1,856 \text{ m}$

Výška gondoly v  $\frac{1}{4}$  její délky  $h_{1g} = 0,808 \text{ m}$

Výška gondoly ve  $\frac{3}{4}$  její délky  $h_{2g} = 0,789 \text{ m}$

Šířka gondoly v  $\frac{1}{4}$  její délky  $w_{1g} = 0,576 \text{ m}$

Šířka gondoly ve  $\frac{3}{4}$  její délky  $w_{2g} = 0,358 \text{ m}$

### 14.2.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě zatáčivého momentu

$$\Delta m_{ySOP}^\beta$$

Svislá ocasní plocha má na rozdíl od trupu a gondol stabilizující účinek a je nejvýznamnějším stabilizačním prostředkem letounu.

Vliv svislé ocasní plochy vyjadřuje vztah (2.79) uvedený na straně 98 v knize Letové vlastnosti:

$$\Delta m_{ySOP}^\beta = -a_{SOP} \cdot k_{SOP} \cdot A_{SOP} \cdot \chi = 1,736 \cdot 1 \cdot 0,06 \cdot 0,9 = -0,0943 \text{ rad}^{-1}$$

Kde sklon vztahové čáry svislé ocasní plochy  $a_{SOP} = 0,736 \text{ rad}$ ; koeficient snížení kinetického tlaku v místě svislé ocasní plochy  $k_{SOP} = 1$ ; mohutnost svislé ocasní plochy  $A_{SOP} = 0,06$  a vliv interference mezi křídlem a trupem  $\chi = 0,9$ .

### 14.2.4 Vliv interference na derivaci bočivě zatáčivého momentu $\Delta m_{yint}^\beta$

Vliv interference je tabulkovou hodnotou a pro tento druh letounu nabývá hodnoty  $\Delta m_{yint}^\beta = -0,017 \text{ rad}^{-1}$ .

### 14.2.5 Vliv vrtule na derivaci bočivě zatáčivého momentu $\Delta m_{yvrt}^\beta$

Vliv vrtule na derivaci bočivě zatáčivého momentu je vyjádřen vztahem:

$$\Delta m_{yvrt}^\beta = -0,053 \cdot i_L \cdot \sum \frac{l_{vrt} \cdot D_{vrt}^2}{S \cdot l} = -0,053 \cdot 5 \cdot \left( 2 \cdot \frac{2,49 \cdot 2,3^2}{33,66 \cdot 19} \right) = -0,18353 \text{ rad}^{-1}$$

V tomto vztahu počet listů vrtule  $i_L = 5$ ; vzdálenost disku vrtule od těžiště letounu  $l_{vrt} = 2,3 \text{ m}$ ; průměr vrtule  $D_{vrt} = 2,3 \text{ m}$ ; plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$  a rozpětí křídla  $l = 19 \text{ m}$ .

### 14.2.6 Derivaci bočivě zatáčivého momentu $m_y^\beta$

Hodnota derivace bočivě zatáčivého momentu je dána součtem všech vlivů.

$$m_y^\beta = \Delta m_{ytr}^\beta + 2 \cdot \Delta m_{yg}^\beta + \Delta m_{ySOP}^\beta + \Delta m_{yint}^\beta + \Delta m_{yvt}^\beta = 0,214 + 2 \cdot 0,039 - 0,0943 - 0,017 - 0,1835$$

$$m_y^\beta = -0,0034$$

### 14.3 Zhodnocení výsledků směrové a příčné statické stability

Má-li být letoun směrově a příčně staticky stabilní, je nutné aby hodnoty derivace bočivě klonivého momentu  $m_x^\beta$  a derivace bočivě zatáčivého momentu  $m_y^\beta$  byly menší než 0. Pro dané návrhové parametry byly tyto podmínky splněny. Letoun je tedy směrově i příčně staticky stabilní.

## 15. Dolet a vytrvalost letounu

### 15.1 Dolet letounu

Pro účely návrhu byl jako dostatečně reprezentující veličina zvolen specifický dolet letounu. Tento byl vypočten pro letovou hladinu 10000 ft a cestovní rychlost  $v_C = 419$  km/h pomocí vztahu (9.9) uvedeného na str.173 v knize Mechanika letu I, Letové výkony od ing. Vladimíra Daňka (dále pouze lit.[5]), který byl upraven pro dvě pohonné jednotky:

$$R_{sp} = \frac{\eta}{g \cdot 2 \cdot c_{ep}} \cdot \frac{c_L}{c_D} \cdot \frac{1}{m} = \frac{0,85}{9,81 \cdot 2 \cdot 10,06 \cdot 10^{-6}} \cdot \frac{0,235}{0,017} \cdot \frac{1}{6300} = 933,04 km$$

Kde účinnost vrtule v 10000 ft pro cestovní rychlost byla vypočtena ze vztahu (4.33) uvedeného na straně 60 viz. lit.[5]:

$$\eta = J \cdot \frac{c_F}{c_P} = 1,38 \cdot \frac{0,094}{0,15} = 0,85$$

J - rychlostní poměr - vypočten dle vztahu (4.30) na straně 60 v lit.[5]

$$J = \frac{v}{n \cdot D} = \frac{116,39}{36,67 \cdot 2,3} = 1,38$$

v – rychlost letu [m/s]

n – otáčky motoru [s<sup>-1</sup>]

D – průměr vrtule [m]

$c_F$  – koeficient tahu – odečten z tabulky - viz. příloha 6

$c_P$  – koeficient výkonu – vypočten ze vztahu (4.31) na straně 60 v lit.[5]

$$c_P = \frac{P_M}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} = \frac{560000}{1,1551 \cdot 36,67^3 \cdot 2,3^5} = 0,15$$

$P_M$  – příkon na vrtuli [W]

$\rho$  – hustota vzduchu v letové hladině [kg/m<sup>3</sup>]

$n$  – otáčky motoru [s<sup>-1</sup>]

$D$  – průměr vrtule [m]

Gravitační zrychlení  $g = 9,81 \text{ kg/m}^2$

Specifická spotřeba motoru Pratt & Whitney PT-6A-34  $c_{ep} = 10,06 \text{E-8 kg/kW.h}$ ,  
Součinitel vztlaku v 10000 ft při cestovní rychlosti  $v_C$  byl vypočten pomocí vztahu (5.10) uvedeném na straně 85 v lit.[5]:

$$c_L = \frac{2 \cdot G}{\rho \cdot v^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_{10000} \cdot v_C^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 6300 \cdot 9,81}{1,1551 \cdot 116,39^2 \cdot 33,66} = 0,235$$

Kde hmotnost letounu  $m = W_{MTO} = 6300 \text{ kg}$ , gravitační zrychlení  $g = 9,81 \text{ kg/m}^2$ ,  
hustota vzduchu v letové hladině 10000 ft  $\rho_{10000} = 1,1551 \text{ kg/m}^3$ , rychlost letu  
 $v = v_C = 419 \text{ km/h} = 116,39 \text{ m/s}$  a plocha křídla  $S = 33,66 \text{ m}^2$ .

Součinitel odporu v 10000 ft při cestovní rychlosti  $v_C$  byl vypočten pomocí vztahu (4.17) uvedeném na straně 55 v lit.[5]:

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + \frac{0,235}{\pi \cdot 10,73 \cdot 33,66} = 0,017$$

Kde součinitel odporu při nulovém vztlaku  $c_{D0} = 0,015$  (viz. Příloha 2); součinitel vztlaku při cestovní rychlosti  $c_L$  viz. výše; štíhlost křídla  $\lambda = 10,73$  a Oswaldův koeficient  $e = 0,75$ .

Vzletová hmotnost letounu  $m_1 = W_{MTO} = 6300 \text{ kg}$

## 15.2 Vytrvalost letounu

Pro účely návrhu byla jako dostatečně reprezentující veličina zvolena specifická vytrvalost letounu. Tato byla vypočtena pro letovou hladinu 10000 ft a cestovní rychlost  $v_C = 419 \text{ km/h}$  pomocí vztahu (9.13) uvedeném na str.173 v knize Mechanika letu I, Letové výkony od ing. Vladimíra Daňka (lit. [5]), který byl upraven pro dvě pohonné jednotky:

$$T_{sp} = \frac{\eta}{g \cdot 2 \cdot c_{ep} \cdot v} \cdot \frac{c_L}{c_D} \cdot \frac{1}{m} = \frac{0,85}{9,81 \cdot 2 \cdot 10,06 \cdot 10^{-6} \cdot 116,39} \cdot \frac{0,235}{0,017} \cdot \frac{1}{6300} = 8,02 \text{ hod}$$

Za rychlost  $v$  byla dosazena cestovní rychlost  $v_C = 419 \text{ km/h} = 116,39 \text{ m/s}$ . Ostatní dosazené hodnoty viz. kapitola 15.1 Dolet letounu.

## 16. Porovnání letounů EV-55 a EV-55 Outback

Navrhovaný letoun byl porovnávám s pasažérskou verzí letounu EV-55.

### 16.1 Návrhové hmotnosti

|   | EV-55 | EV-55<br>Outback |
|---|-------|------------------|
| Standardní prázdná hmotnost [kg]          | 2658  | 3098             |
| Minimální letová hmotnost [kg]            | 2845  | 3422             |
| Maximální vzletová hmotnost [kg]          | 4600  | 6300             |
| Maximální přistávací hmotnost [kg]        | 4600  | 6300             |
| Maximální hmotnost s nulovým palivem [kg] | 4450  | 5318             |

Z porovnání návrhových hmotností je zřejmé, že při nárůstu hmotnosti prázdného letounu o 440 kg, se maximální vzletová hmotnost zvýšila o celých 1700 kg. Verze Outback tedy při relativně malém zvýšení hmotnosti konstrukce unese po odečtení hmotnosti posádky a jejích zavazadel asi o 1500 kg paliva a platíciho zatížení více.

### 16.2 Výkony

|   | EV-55 | EV-55<br>Outback |
|---|-------|------------------|
| Maximální rychlost horizontálního letu v 10 000 ft [km/h] | 408   | 534              |
| Pádová rychlost [km/h]                                    | 143   | 147              |
| Pádová rychlost - přist. konfigur. [km/h]                 | 118   | 114              |
| Dolet v 10 000 ft při cestovní rychlosti [km]             | 945   | 933              |
| Délka rozjezdu při $W_{MTO}$ [m]                          | 342   | 293              |
| Celková délka vzletu při $W_{MTO}$ [m]                    | 420   | 453              |
| Délka dojezdu při $W_{ML}$ [m]                            | 309   | 308,5            |
| Celková délka přistání při $W_{ML}$ [m]                   | 510   | 617              |

Z porovnání výkonů je patrné, že použití výkonnější motorizace a pětilisté vrtule se kladně projevilo zvýšením maximální rychlosti letu a z toho vyplývajícím zkrácením doby letu do cílové destinace. Výkonnější motory a zvětšení plochy klapek se také kladně projevilo na zkrácení délky rozjezdu. Naopak nárůst hmotnosti letounu se negativně projevilo na zvýšení celkové délky vzletu a hlavně celkové délky přistání, která narostla o více jak 100 m. Dolet verze Outback je srovnatelný s původní EV-55, z čehož vyplývá možnost přepravy většího platíciho zatížení na stejné vzdálenosti (dolet EV-55 při cestovní rychlosti byl odečten z Fig.2 lit. [10]).

## 17. Závěr

Vlivem změny koncepce kabiny cestujících a zapracováním požadavků předpisu CS/FAR-23 se návrh verze Outback stal prakticky návrhem nového letounu, který má v původní EV-55 pouze ideový základ. Z porovnání obou letounů vyplývá, že verze Outback nabízí přepravu většího množství platícího zatížení a díky vyšší rychlosti také kratší dobu letu. Potenciálnímu zákazníkovi je tedy nabízena nejen větší přepravní kapacita, ale díky ušetřenému času i větší frekvence letů. V porovnání s konkurencí je však verze Outback znevýhodněna menší kapacitou kabiny cestujících.

## 18. Seznam použitých zdrojů

- [1] Daněk, Vladimír. *Projektování letadel*. 1. vyd. Zlín: Nakladatelství Vysokého učení technického v Brně, 148s. ISBN 80-214-0373-X
- [2] *Základní geometrické a aerodynamické podklady letounu EV-55*. Var B. Kunovice: Evektor, 2006. 146 s. EV55032-04-AD
- [3] *Projekční hmotový rozbor letounu EV-55*. G. Kunovice: Evektor, 2007. 38 s. EV55004-04-W
- [4] *Technický popis letounu EV-55*. G. Kunovice: Evektor, 2007. 53 s. EV55012-04-AS
- [5] Daněk, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CRM s.r.o., 2009. 293 s. ISBN 978-80-7204-659-1
- [6] Daněk, Vladimír. *Letové vlastnosti*. Brno: VAAZ, 1956 pořad.č.tisku S-1579
- [7] Florian, Josef. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. 1. vyd. Brno: VAAZ, 1963. 80 s.
- [8] Roskam Jan. *Airplane design: Part I – Preliminary sizing of airplanes*. 1. vyd. Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. 202 s.
- [9] Roskam Jan. *Airplane design: Part V – Component weight estimation*. 1. vyd. Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985. 209 s.
- [10] *EV-55 Outback, Specification & Description*. Rev.2. Kunovice:Evektor, 2011. 25 s. EV55246-09-M
- [11] *Certification Specification : CS-23*. EU : EU, 2003. 452 s.
- [12] DULA, Jan . *Návrh dvoumotorového letounu pro sběrnou dopravu dle předpisu CS-23*. Veselí nad Moravou, 2011. 150 s. Diplomová práce. VUT Brno.
- [13] KOZELSKÝ, M. *Konstrukční návrh letounu Avia BH534 v ultralehkém provedení*. Brno: Vysoké učení technické v Brno, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 120 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [14] KOŠAŘ M. *Moderní turbovrtulové motory pro letouny do vzletové hmotnosti 5700 kg*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 45 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Miroslav Šplíchal.
- [15] McGhee Robert J., Beasley William D.. *Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-thick medium-speed airfoil designed for general aviation applications*. Hampton: NASA Langley Reserch Center, 1979. 76s.
- [16] McGhee Robert J., Beasley William D.. *Wind-tunnel results for a modified 17-percent-thick low-speed airfoil section*. Hampton: NASA Langley Reserch Center, 1981. 84 .



- [17] <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a-34>> [cit. 18-4-2013]
- [18] <<http://www.iascanada.com/engmodels.html>> [cit. 18-4-2013]
- [19] <<http://www.aviapropeller.cz/basiccz.htm>> [cit. 18-4-2013]
- [20] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Let\\_L-410\\_Turbolet](http://en.wikipedia.org/wiki/Let_L-410_Turbolet)> [cit. 12-4-2013]
- [21] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft\\_1900](https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_1900)> [cit. 12-4-2013]
- [22] <[http://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov\\_An-28](http://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-28)> [cit. 12-4-2013]
- [23] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Handley\\_Page\\_Jetstream](https://en.wikipedia.org/wiki/Handley_Page_Jetstream)> [cit. 12-4-2013]
- [24] <[https://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Havilland\\_Canada\\_DHC-6\\_Twin\\_Otter](https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Canada_DHC-6_Twin_Otter)> [cit. 12-4-2013]
- [25] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Dornier\\_Do\\_228](http://en.wikipedia.org/wiki/Dornier_Do_228)> [cit. 12-4-2013]
- [26] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Embraer\\_EMB\\_110\\_Bandeirante](http://en.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB_110_Bandeirante)> [cit. 12-4-2013]
- [27] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Fairchild\\_Swearingen\\_Metroliner](https://en.wikipedia.org/wiki/Fairchild_Swearingen_Metroliner)> [cit. 12-4-2013]
- [28] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Harbin\\_Y-12](http://en.wikipedia.org/wiki/Harbin_Y-12)> [cit. 12-4-2013]
- [29] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Britten-Norman\\_Trislander](http://en.wikipedia.org/wiki/Britten-Norman_Trislander)> [cit. 12-4-2013]
- [30] <[http://en.wikipedia.org/wiki/Short\\_SC.7\\_Skyvan](http://en.wikipedia.org/wiki/Short_SC.7_Skyvan)> [cit. 12-4-2013]
- [31] <[https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer/FMA\\_CBA\\_123\\_Vector](https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer/FMA_CBA_123_Vector)> [cit. 12-4-2013]

**Výkresová dokumentace:**

- [32] Muška letounu EV-55

## 19. Seznam výkresů

1. Muška EV-55 Outback
2. Kabina cestujících EV-55 Outback
3. Těžištní výkres EV-55 Outback

## 20. Seznam použitých veličin a zkratk

|              |                     |   |
|--------------|---------------------|---|
| $1/2_v$      | [rad]               | Úhel spojnic polovin tětív SOP                              |
| $1/2_h$      | [rad]               | Úhel spojnic polovin tětív VOP                              |
| $a$          | [rad-1]             | Sklon křivky vztlaku, sklon vztlakové čáry letou            |
| $a_{bVOP}$   | [rad-1]             | Sklon vztlakové čáry letounu bez vodorovných ocasních ploch |
| $a_{kř}$     | [rad-1]             | Sklon vztlakové čáry křídla                                 |
| $a_{SOP}$    | [rad-1]             | Sklon vztlakové čáry svislé ocasní plochy                   |
| $A_{SOP}$    | [-]                 | Mohutnost svislé ocasní plochy                              |
| $a_{VOP}$    | [rad-1]             | Sklon vztlakové čáry vodorovných ocasních ploch             |
| $A_{VOP}$    | [-]                 | Mohutnost vodorovných ocasních ploch                        |
| $a_{xa}$     | [m/s <sup>2</sup> ] | Zrychlení při rozjezdu                                      |
| $a_{xap}$    | [m/s <sup>2</sup> ] | Zrychlení při přistání                                      |
| $b$          | [m]                 | Polorozpětí křídla  |
| $b$          | [m]                 | Délka kořenové tětivy                                       |
| $b_{eVOP}$   | [m]                 | Hloubka středního profilu VOP                               |
| $B_g$        | [m]                 | Šířka motorové gondoly                                      |
| $b_g$        | [m]                 | Hloubka křídla v rovině souměrnosti gondoly                 |
| $b_K$        | [m]                 | Hloubka koncového profilu křídla                            |
| $b_O$        | [m]                 | Hloubka kořenového profilu křídla                           |
| $B_{tr}$     | [m]                 | Šířka trupu v místě křídla                                  |
| $c$          | [-]                 | Vliv interference pro hornoplošník                          |
| $C_D$        | [-]                 | Součinitel odporu   |
| $C_{D0}$     | [-]                 | Součinitel odporu při nulovém vztlaku                       |
| $C_{Dp}$     | [-]                 | Součinitel odporu při rychlosti přistání                    |
| $C_{Dv2}$    | [-]                 | Součinitel odporu při rychlosti vzletu                      |
| $C_{DvLOF}$  | [-]                 | Součinitel odporu při rychlosti odpoutání                   |
| $C_{Dvref}$  | [-]                 | Součinitel odporu při rychlosti přiblížení                  |
| $C_{ep}$     | [kg/kW.h]           | Specifická spotřeba motoru                                  |
| $C_f$        | [-]                 | Součinitele tření   |
| $cF$         | [-]                 | Koeficient tahu   |
| $C_{kon}$    | [m]                 | Hloubka koncového profilu křídla                            |
| $C_{koř}$    | [m]                 | Hloubka kořenového profilu křídla                           |
| $C_L$        | [-]                 | Součinitel vztlaku  |
| $C_{Lkř}$    | [-]                 | Součinitel vztlaku křídla                                   |
| $C_{Llet}$   | [-]                 | Maximální součinitel vztlaku letounu                        |
| $C_{Lmax20}$ | [-]                 | Vztlakový koeficient (s mechanizací-přistání)               |
| $C_{Lmax38}$ | [-]                 | Vztlakový koeficient (s mechanizací-vzlet)                  |
| $C_{Lmin}$   | [-]                 | Vztlakový koeficient (na zádech)                            |
| $C_{Lp}$     | [-]                 | Součinitel vztlaku při rychlosti přistání                   |

|                           |     |   |
|---------------------------|-----|---|
| $C_{Lrozj}$               | [-] | Optimální součinitel vztlaku  |
| $C_{Lv2}$                 | [-] | Součinitel vztlaku při rychlosti vzletu   |
| $C_{LvLOF}$               | [-] | Součinitel vztlaku při rychlosti odpoutání  |
| $C_{Lvref}$               | [-] | Součinitel vztlaku při rychlosti přiblížení   |
| $c_P$                     | [-] | Koeficient výkonu   |
| $C_{SAT}$                 | [m] | Délka střední aerodynamické tětivy  |
| $C_x$                     | [-] | Součinitel odporu při čísle R   |
| $C_{xi}$                  | [-] | Indukovaný odpor  |
| $C_{xK}$                  | [-] | Odpor přistávacích klapek   |
| $C_{xK}$                  | [-] | Odpor křidélek  |
| $C_{xK}$                  | [-] | Vliv turbulence proudu za tažnou vrtulí   |
| $C'_{xkG}$                | [-] | Součinitel škodlivého odporu motorové gondoly   |
| $C'_{xkOP}$               | [-] | Součinitel škodlivého odporu ocasních ploch   |
| $C'_{xkTR}$               | [-] | Součinitel škodlivého odporu trupu  |
| $C'_{xkTR}$               | [-] | Součinitel odporu trupu vztažený na jeho maximální průřez   |
| $C'_{xOP}$                | [-] | Odpor výškovek  |
| $C'_{xOP}$                | [-] | Odpor směrovky  |
| $C_{xp}$                  | [-] | Součinitel odporu   |
| $C_{xp \text{ min OP}}$   | [-] | Součinitel minimálního odporu profilu VOP   |
| $C'_{xp \text{ min SOP}}$ | [-] | Součinitel minimálního odporu svislých ocasních ploch, určený pro střední profil SOP a přepočtený na plochu křídla    |
| $C'_{xp \text{ min VOP}}$ | [-] | Součinitel minimálního odporu vodorovných ocasních ploch, určený pro střední profil VOP a přepočtený na plochu křídla |
| $C'_{xpK}$                | [-] | Součinitel odporu koncového profilu křídla  |
| $C'_{xpO}$                | [-] | Součinitel odporu kořenového profilu křídla   |
| $C_{xS}$                  | [-] | Součinitele škodlivého odporu podvozku  |
| $C_{xS}$                  | [-] | Součinitele škodlivého odporu daný otvory a štěrbinami v potahu   |
| $C_{x \text{ st}}$        | [-] | Součinitel odporu při čísle $R_{st}$  |
| $C_y$                     | [-] | Součinitel vztlaku  |
| $C'_{yK}$                 | [-] | Součinitel vztlaku koncového profilu křídla   |
| $C'_{yO}$                 | [-] | Součinitel vztlaku kořenového profilu křídla  |
| $D$                       | [m] | Průměr vrtule   |
| $d$                       | [m] | Vzdálenost od špičky trupu k těžišti trupu  |
| $d_g$                     | [m] | Vzdálenost od špičky gondoly k těžišti gondoly  |
| $D_{stř}$                 | [N] | Střední hodnota odporu při přistání   |
| $D_{v2}$                  | [N] | Odpor při rychlosti vzletu  |
| $D_{vLOF}$                | [N] | Odpor při rychlosti odpoutání   |
| $D_{vp}$                  | [N] | Odpor při rychlosti přistání  |
| $D_{vref}$                | [N] | Odpor při rychlosti přiblížení  |
| $D_{vrt}$                 | [m] | Průměr vrtule   |

|            |                      |  |
|------------|----------------------|--|
| E          | [hod]                | Vytrvalost   |
| e          | [-]                  | Součinitel účinnosti letounu   |
| e          | [-]                  | Oswaldův koeficient  |
| f          | [-]                  | Součinitel tření   |
| $F_G$      | [m <sup>2</sup> ]    | Omočený povrch gondoly   |
| $F_{Gb}$   | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha bokorysu gondoly  |
| $F_{Gp}$   | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha půdorysu gondoly  |
| $F_P$      | [N]                  | Potřebný tah   |
| $F_{TR}$   | [m <sup>2</sup> ]    | Omočený povrch trupu   |
| $F_{TRb}$  | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha bokorysu trupu  |
| $F_{TRp}$  | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha půdorysu trupu  |
| $F_V$      | [N]                  | Využitelný tah   |
| $F_{V2}$   | [N]                  | Tah motorů při rychlosti vzletu  |
| $F_{vLOF}$ | [N]                  | Tah motorů při rychlosti odpoutání   |
| g          | [kg/m <sup>2</sup> ] | Gravitační zrychlení   |
| G          | [N]                  | Tíha   |
| $h_1$      | [m]                  | Výška trupu v $\frac{1}{4}$ jeho délky   |
| $h_{1g}$   | [m]                  | Výška gondoly v $\frac{1}{4}$ její délky   |
| $h_2$      | [m]                  | Výška trupu ve $\frac{3}{4}$ jeho délky  |
| $h_{2g}$   | [m]                  | Výška gondoly ve $\frac{3}{4}$ její délky  |
| $h_f$      | [ft]                 | Výška trupu  |
| $h_p$      | [m]                  | Výška překážky   |
| $i_L$      | [-]                  | Počet listů vrtule   |
| J          | [-]                  | Rychlostní poměr   |
| $K_1$      | [-]                  | Součinitel vlivu interference pro hornoplošník   |
| $k_{Fg}$   | [-]                  | Faktor vlivu gondoly   |
| $k_{Ftr}$  | [-]                  | Faktor vlivu trupu   |
| kg         | [-]                  | Zmírňující součinitel poryvu   |
| $K_K$      | [-]                  | Součinitel vyjadřující ovlivnění vlastností křídla vlastnostmi koncového profilu křídla      |
| $K_O$      | [-]                  | Součinitel vyjadřující ovlivnění vlastností křídla vlastnostmi kořenového profilu křídla     |
| $k_{SOP}$  | [-]                  | Koeficient snížení kinetického tlaku v místě svislé ocasní plochy                            |
| $K_v$      | [-]                  | Koeficient pro VOP umístěné na SOP   |
| $k_{VOP}$  | [-]                  | Součinitel snížení kinetického tlaku v místě VOP pro vodorovné ocasní plochy na kýlové ploše |
| l          | [m]                  | Rozpětí křídla   |
| $l_F$      | [m]                  | Vzdálenost od poč. trupu k poč. kořenové tětiny křídla                                       |
| $l_{Fg}$   | [m]                  | Vzdálenost od poč. gondoly k poč. tětiny křídla  |

|              |                      |  |
|--------------|----------------------|--|
| $L_g$        | [m]                  | Délka gondoly  |
| $L_G$        | [m]                  | Délka gondoly  |
| $l_h$        | [m]                  | Vzdálenost mezi čtvrtinovou čarou křídla a VOP                     |
| $l_{SOP}$    | [m]                  | Výška svislé ocasní plochy   |
| $L_{SOP}$    | [m]                  | Rameno svislé ocasní plochy  |
| $L_{TR}$     | [m]                  | Délka trupu  |
| $l_{VOP}$    | [m]                  | Rozpětí VOP  |
| $L_{VOP}$    | [m]                  | Rameno VOP   |
| $L_{vrt}$    | [m]                  | Vzdálenost disku vrtule od aerodynamického středu křídla           |
| $m$          | [kg]                 | Maximální hmotnost letounu   |
| $M_{ff}$     | [-]                  | Celkový poměr spotřeby paliva                                      |
| $m_{gond}$   | [kg]                 | Hmotnost jedné gondoly   |
| $m_{gondol}$ | [kg]                 | Hmotnost gondol  |
| $m_{pal}$    | [kg]                 | Hmotnost paliva  |
| $n$          | [min <sup>-1</sup> ] | Otáčky motoru  |
| $+n$         | [-]                  | Kladný násobek zatížení  |
| $-n$         | [-]                  | Záporný násobek zatížení   |
| $N_{0m}$     | [kW]                 | Vzletový výkon motoru  |
| $n_1$        | [-]                  | Maximální násobek zatížení   |
| $n_2$        | [-]                  | Maximální násobek zatížení při letu "na zádech"                    |
| $N_e$        | [-]                  | Počet motorů   |
| $n_{ult}$    | [-]                  | Max. násobek zatížení  |
| $P_M$        | [kW]                 | Maximální výkon motorů   |
| $P_P$        | [kW]                 | Potřebný výkon   |
| $P_V$        | [kW]                 | Využitelný výkon   |
| $R$          | [-]                  | Reynoldsovo číslo  |
| $R_{sp}$     | [km]                 | Specifický dolet   |
| $Re_G$       | [-]                  | Reynoldsovo číslo gondoly  |
| $Re_{SOP}$   | [-]                  | Reynoldsovo číslo profilu SOP                                      |
| $Re_{TR}$    | [-]                  | Reynoldsovo číslo trupu  |
| $Re_{VOP}$   | [-]                  | Reynoldsovo číslo profilu VOP                                      |
| $R_{st}$     | [-]                  | Efektivní Reynoldsovo číslo $R$ při kterém byl prováděn experiment |
| $S$          | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha křídla  |
| $S_1$        | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha křídla zakrytá trupem                                       |
| $S_A$        | [m]                  | Délka vzdušné části vzletu   |
| $S_{Ap}$     | [m]                  | Délka vzdušné části přistání                                       |
| $S_{TR}$     | [m <sup>2</sup> ]    | Maximální čelný průřez trupu                                       |
| $S_B$        | [m <sup>2</sup> ]    | Plocha bokorysu trupu  |
| $S_{fgs}$    | [ft <sup>2</sup> ]   | Hrubá plocha trupu   |
| $S_G$        | [m]                  | Délka rozjezdu   |

|           |                    |  |
|-----------|--------------------|--|
| $S_g$     | [m <sup>2</sup> ]  | Plocha bokorysu gondoly                          |
| $S_{Go}$  | [m <sup>2</sup> ]  | Maximální čelní průřez gondoly                   |
| $S_{Gp}$  | [m]                | Délka dojezdu                                    |
| $S_h$     | [ft <sup>2</sup> ] | Plocha VOP                                       |
| $S_P$     | [m]                | Celková délka přistání                           |
| $S_v$     | [ft <sup>2</sup> ] | Plocha SOP                                       |
| $S_V$     | [m]                | Celková délka vzletu                             |
| $S_{VOP}$ | [m <sup>2</sup> ]  | Plocha VOP                                       |
| $t_r$     | [ft]               | Délka kořenové tětiny křídla                     |
| $u_{de}$  | [m/s]              | Odvozené rychlosti poryvů podle CS 23.333 (c)    |
| $v$       | [m/s]              | Ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS)         |
| $v$       | [m/s]              | Rychlost letu                                    |
| $v_2$     | [m/s]              | Rychlost vzletu                                  |
| $v_A$     | [m/s]              | Návrhová obratová rychlost                       |
| $v_B$     | [m/s]              | Návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů |
| $v_C$     | [m/s]              | Návrhová cestovní rychlost                       |
| $v_{cr}$  | [kts]              | Rychlost letu                                    |
| $v_D$     | [m/s]              | Návrhová rychlost strmého letu                   |
| $v_F$     | [m/s]              | Maximální rychlost klapkové obálky               |
| $v_G$     | [m/s]              | Návrhová obratová rychlost „na zádech“           |
| $v_H$     | [m/s]              | Maximální horizontální rychlost                  |
| $v_{LOF}$ | [m/s]              | Rychlost odpoutání                               |
| $v_{max}$ | [m/s]              | Maximální rychlost letu                          |
| $v_{min}$ | [m/s]              | Minimální rychlost letu                          |
| $v_{n2}$  | [m/s]              | Pádová rychlost na násobku $n=2$                 |
| $v_p$     | [m/s]              | Rychlost přistání                                |
| $v_{ref}$ | [m/s]              | Rychlost přiblížení                              |
| $v_S$     | [m/s]              | Pádová rychlost                                  |
| $v_{s1}$  | [m/s]              | Pádová rychlost při přistávací konfiguraci       |
| $v_{SF}$  | [m/s]              | Pádová rychlost s vysunutými klapkami            |
| $v_{SG}$  | [m/s]              | Pádová rychlost „na zádech“                      |
| $w_1$     | [m]                | Šířka trupu v $\frac{1}{4}$ jeho délky           |
| $w_2$     | [m]                | Šířka trupu ve $\frac{3}{4}$ jeho délky          |
| $w_{1g}$  | [m]                | Šířka gondoly v $\frac{1}{4}$ její délky         |
| $w_{2g}$  | [m]                | Šířka gondoly ve $\frac{3}{4}$ její délky        |
| $W_e$     | [lbs, kg]          | Prázdná hmotnost                                 |
| $W_{els}$ | [lbs, kg]          | Hmotnost elektrického systému                    |
| $w_f$     | [ft]               | Šířka trupu                                      |
| $W_f$     | [lbs, kg]          | Hmotnost trupu                                   |

|                      |                      |   |
|----------------------|----------------------|---|
| $W_F$                | [lbs, kg]            | Hmotnost paliva   |
| $W_{fc}$             | [lbs, kg]            | Hmotnost řízení   |
| $W_{fused}$          | [lbs]                | Hmotnost paliva spotřebovaného během mise   |
| $W_g$                | [lbs, kg]            | Hmotnost přístávacího zařízení  |
| $W_{gmH}$            | [lbs, kg]            | Hmotnost hlavního podvozku  |
| $W_{gmP}$            | [lbs, kg]            | Hmotnost předního podvozku  |
| $W_h$                | [lbs, kg]            | Hmotnost VOP  |
| $W_{hps}$            | [lbs, kg]            | Hmotnost hydraulických a pneumatických systémů  |
| $W_{iae}$            | [lbs, kg]            | Hmotnost vybavení, avioniky a elektroniky   |
| $W_{ML}$             | [kg]                 | Maximální přístávací hmotnost   |
| $W_{MTO}$            | [lbs, kg]            | Maximální vzletové hmotnost   |
| $W_{MZF}$            | [lbs, kg]            | Maximální hmotnost s nulovým palivem  |
| $W_{SE}$             | [lbs, kg]            | Standardní prázdná hmotnost   |
| $W_{to}$             | [lbs]                | Maximální vzletové hmotnost   |
| $W_v$                | [lbs, kg]            | Hmotnost SOP  |
| $W_w$                | [lbs, kg]            | Hmotnost křídla   |
| $X_T$                | [%]                  | Poloha těžiště v % cSAT   |
| $Y_{SOP}$            | [m]                  | Vzdálenost střední aerodynamické tětiny SOP od ZRT  |
| $Z_h$                | [m]                  | Vzdálenost od kořene SOP k VOP  |
| <b>Řecká abeceda</b> |                      |   |
| $\alpha$             | [rad]                | Úhel náběhu křídla  |
| $\delta$             | [-]                  | Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla   |
| $\Delta C'_{xTR}$    | [-]                  | Člen vyjadřující zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání způsobené vyčnívajícími částmi                |
| $\eta$               | [-]                  | Poměr koncové a kořenové tětiny křídla  |
| $\eta$               | [-]                  | Účinnost vrtule   |
| $\eta_c$             | [-]                  | Součinitel tlakového odporu gondoly   |
| $\eta_c$             | [-]                  | Součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a rozdíl mezi rozložením tlaku na rovinné desce a trupu |
| $\kappa$             | [°]                  | Úhel šípu křídla  |
| $\kappa_{SOP}$       | [rad]                | Úhel šípu čtvrtinové čáry svislé ocasní plochy  |
| $\kappa_{VOP}$       | [rad]                | Úhel šípu čtvrtinové čáry vodorovných ocasních ploch  |
| $\Lambda_{1/2}$      | [rad]                | Úhel šípu mezi polovinami profilových tětin   |
| $\lambda_e$          | [-]                  | Efektivní štíhlost  |
| $\lambda_G$          | [-]                  | Štíhlost gondoly  |
| $\lambda_{SOP}$      | [-]                  | Štíhlost svislé ocasní plochy   |
| $\lambda_{TR}$       | [-]                  | Štíhlost trupu  |
| $\lambda_{VOP}$      | [-]                  | Štíhlost vodorovných ocasních ploch   |
| $\mu_g$              | [-]                  | Hmotnostní poměr letounu  |
| $\nu$                | [m <sup>2</sup> /s]  | Kinematická viskozita pro 0 m MSA je  |
| $\rho$               | [kg/m <sup>3</sup> ] | Hustota vzduchu v 0 m MSA   |

|                 |                      |  |
|-----------------|----------------------|--|
| $\rho_0$        | [kg/m <sup>3</sup> ] | Hustota vzduchu na hladině moře  |
| $\rho_{10000}$  | [kg/m <sup>3</sup> ] | Hustota vzduchu v letové hladině 10000 ft                              |
| $\sigma$        | [%]                  | Stabilitní zásoba letounu  |
| $\sum c'_{xOP}$ | [-]                  | Suma přídavných součinitelů odporu na ocasních plochách                |
| $\chi$          | [-]                  | Vliv interference pro hornoplošník                                     |
| $\psi$          | [°]                  | Úhel vzepětí křídla zvětšený o vliv interference mezi křídlem a trupem |

**Zkratky:**

|      |                                  |
|------|----------------------------------|
| MSA  | Mezinárodní standardní atmosféra |
| SOP  | Svislá ocasní plocha             |
| str. | Strana                           |
| tab. | Tabulka                          |
| VOP  | Vodorovná ocasní plocha          |
| ZRT  | Základní rovina trupu            |
| Poč. | Počátek                          |

## 21. Seznam příloh

1. Statistické porovnání letounů kategorie commuter
2. Výsledky výpočtu poláry
3. Letová obálka letounu
4. Hmotnostní rozbor letounu
5. Výkony a tahy

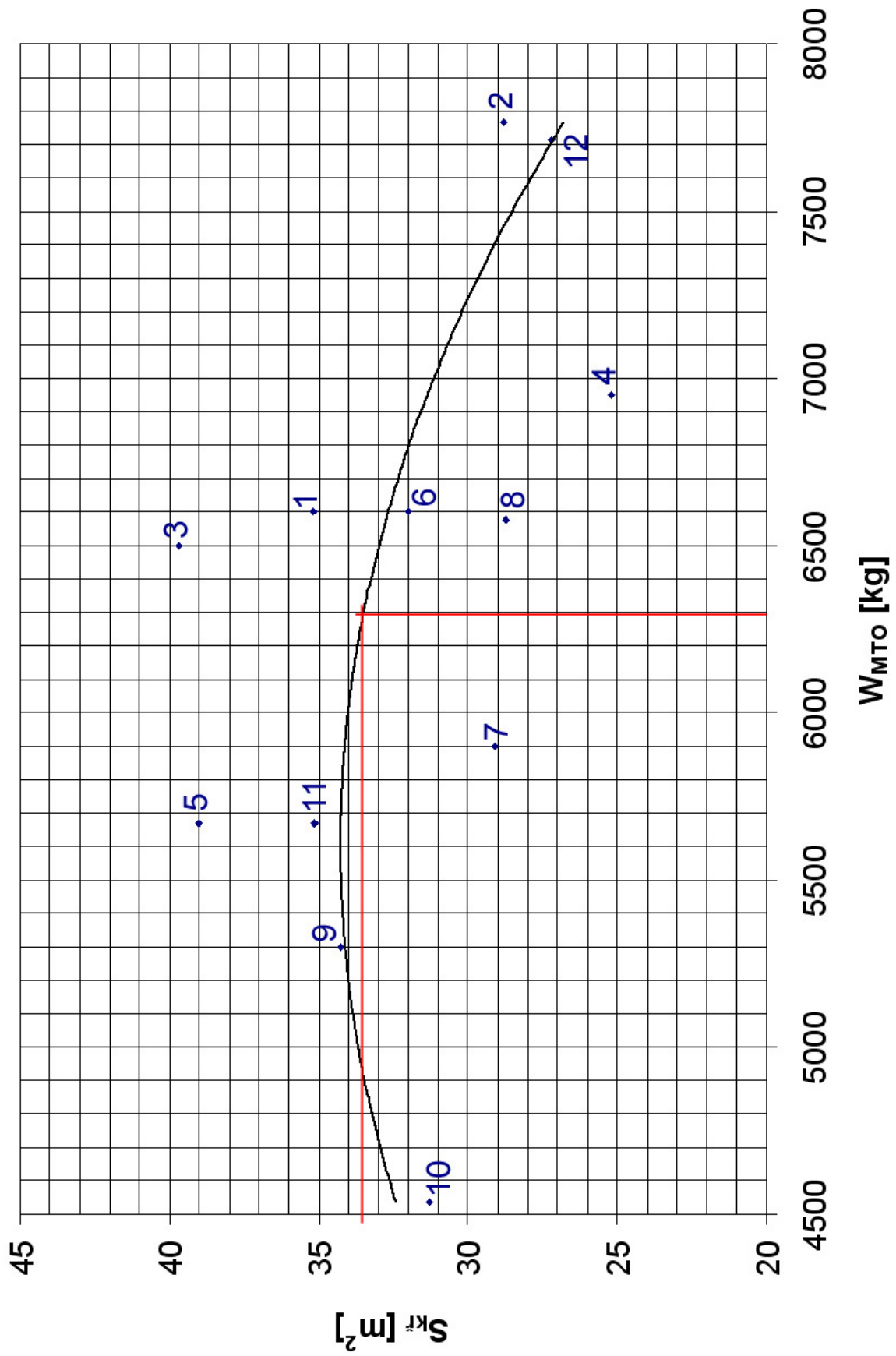


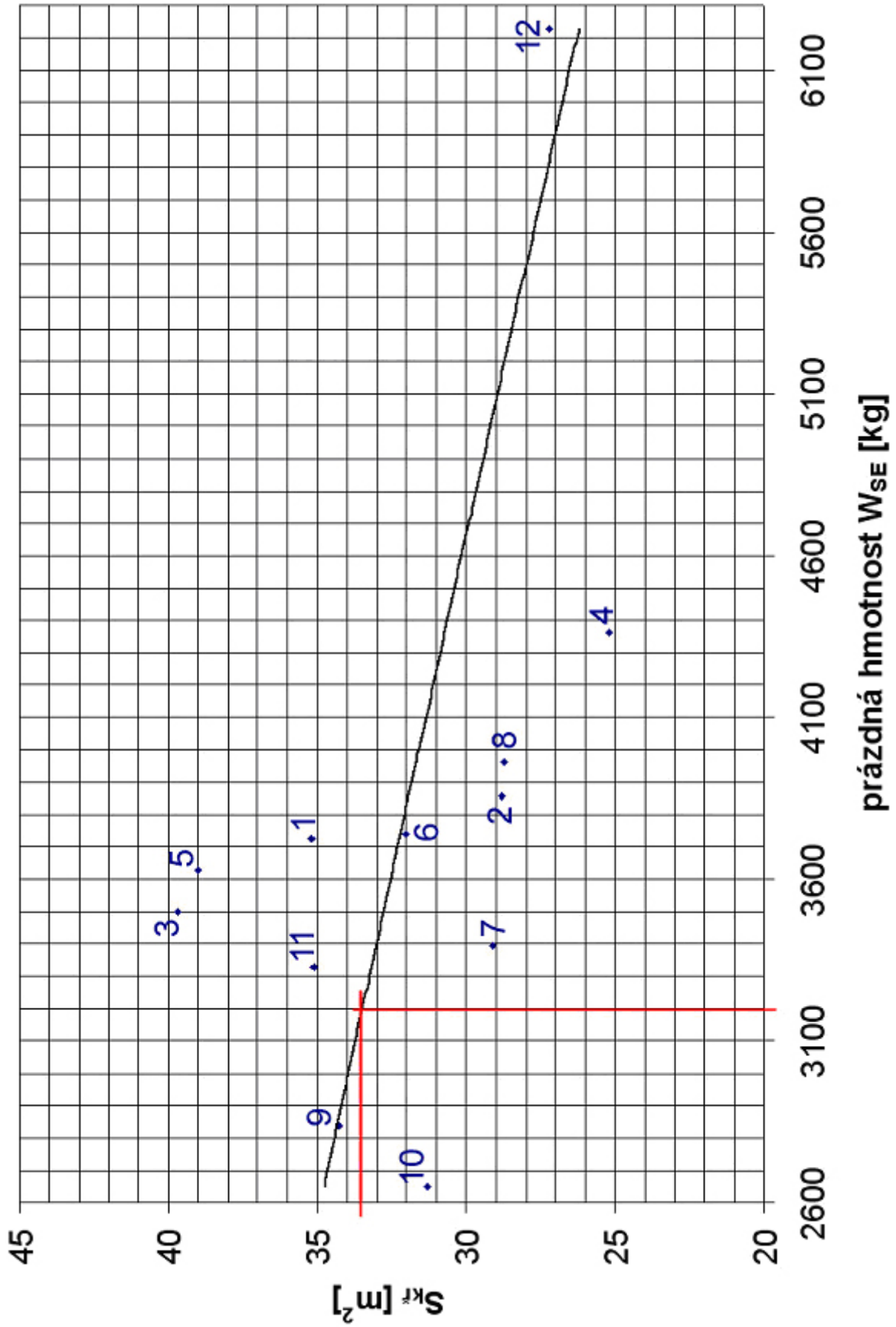
Příloha 1: Statistické porovnání letounů kategorie commuter

Tab. 1: Seznam porovnávaných letounů

|    | typ                                      | $W_{MTO}$ [kg] | plocha křídla [ $m^2$ ] | cestující | $W_{SE}$ [kg] | $V_{mo}$ [km/h] | $V_s$ [km/h] | výkon motoru [kW] |
|----|--|----------------|-------------------------|-----------|---------------|-----------------|--------------|-------------------|
| 1  | L-410 UVP                                | 6600           | 35,18                   | 19        | 3725          | 335             | 155          | 560               |
| 2  | Beechcraft 1900                          | 7766           | 28,8                    | 19        | 3856          | 459             | 156          | 955               |
| 3  | Antonov An-28                            | 6500           | 39,7                    | 20        | 3500          | 355             | 123          | 716               |
| 4  | Handley Page Jetstream 31                | 6950           | 25,2                    | 19        | 4360          | 454             | 159          | 680               |
| 5  | de Havilland Canada DHC-6 Twin Otter 300 | 5670           | 39                      | 19        | 3628          | 338             | 104          | 507               |
| 6  | Dornier Do 228                           | 6600           | 32                      | 19        | 3739          | 433             | 148          | 578               |
| 7  | Embraer EMB 110P1A/41 Bandeirante        | 5900           | 29,1                    | 18        | 3393          | 413             |              | 559               |
| 8  | Fairchild Swearingen Metroliner III      | 6577           | 28,71                   | 19        | 3963          | 355             |              | 746               |
| 9  | Harbin Y-12                              | 5300           | 34,27                   | 17        | 2840          | 328             | 170          | 462               |
| 10 | Britten-Norman Trislander III-2          | 4536           | 31,31                   | 16        | 2650          | 267             | 64           | 194               |
| 11 | Short SC.7 Skyvan 3                      | 5670           | 35,12                   | 19        | 3331          | 324             | 111          | 533               |
| 12 | Embraer/FMA CBA 123 Vector               | 7711           | 27,2                    | 19        | 6230          | 593             | 163          | 967               |

Graf 1: Závislost mezi plochou křídla a  $W_{MTO}$

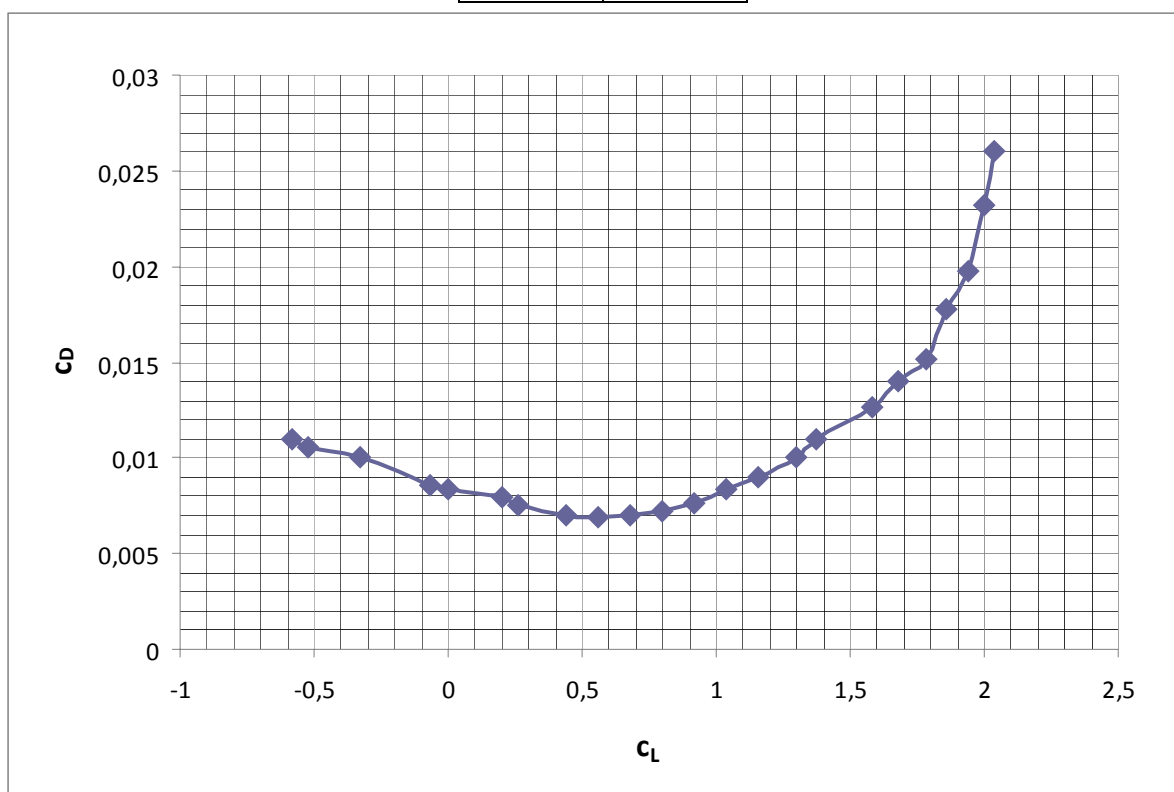




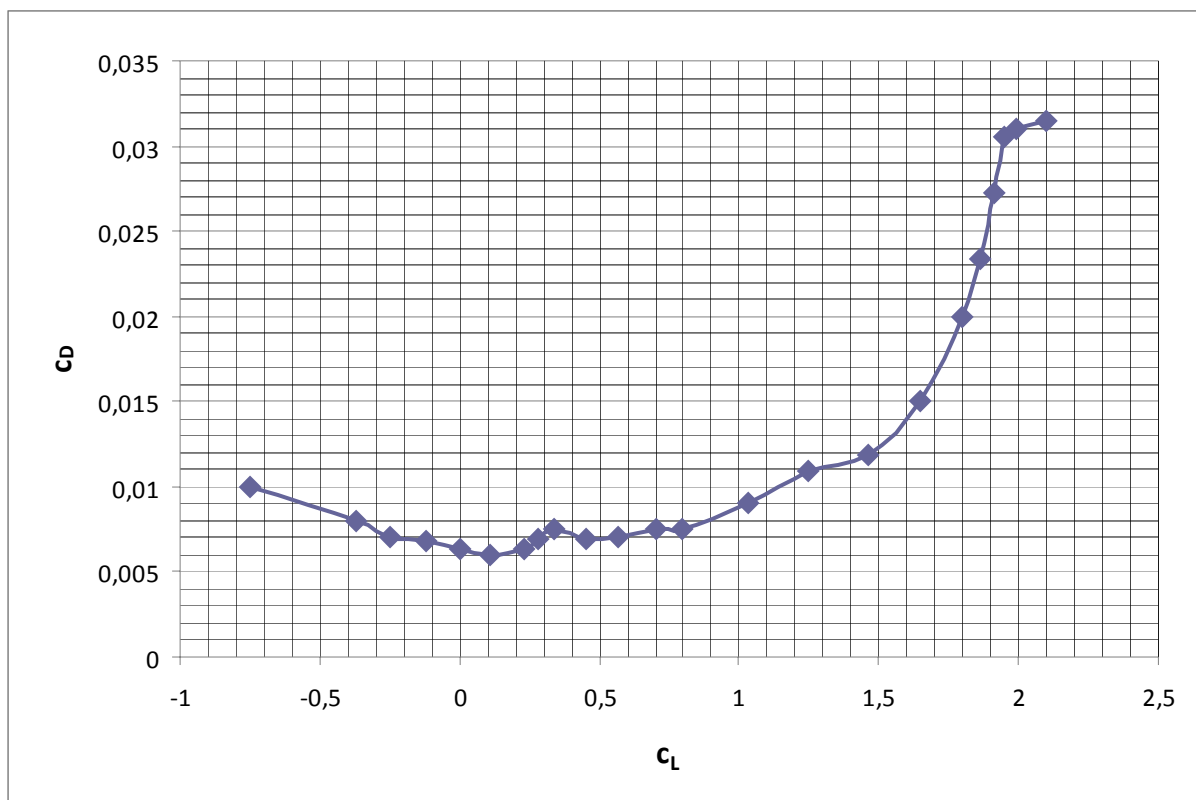
Příloha 2: Výsledky výpočtu poláry

Polára kořenového profilu křídla NASA LS(1) – 0417 pro  $Re = 6 \cdot 10^6$

| $C_L$ | $C_D$  |
|-------|--------|
| -0,58 | 0,011  |
| -0,52 | 0,0106 |
| -0,33 | 0,01   |
| -0,07 | 0,0086 |
| 0     | 0,0084 |
| 0,2   | 0,0079 |
| 0,26  | 0,0075 |
| 0,44  | 0,007  |
| 0,56  | 0,0069 |
| 0,68  | 0,007  |
| 0,8   | 0,0072 |
| 0,92  | 0,0076 |
| 1,04  | 0,0084 |
| 1,16  | 0,009  |
| 1,3   | 0,01   |
| 1,37  | 0,011  |
| 1,58  | 0,0126 |
| 1,68  | 0,014  |
| 1,78  | 0,0152 |
| 1,86  | 0,0178 |
| 1,94  | 0,0198 |
| 2     | 0,0232 |
| 2,04  | 0,026  |



| $c_L$ | $c_D$  |
|-------|--------|
| -0,75 | 0,01   |
| -0,37 | 0,008  |
| -0,25 | 0,007  |
| -0,12 | 0,0068 |
| 0     | 0,0064 |
| 0,11  | 0,006  |
| 0,23  | 0,0064 |
| 0,28  | 0,0069 |
| 0,34  | 0,0075 |
| 0,45  | 0,0069 |
| 0,57  | 0,007  |
| 0,7   | 0,0075 |
| 0,8   | 0,0075 |
| 1,03  | 0,009  |
| 1,25  | 0,0109 |
| 1,46  | 0,0119 |
| 1,65  | 0,015  |
| 1,8   | 0,02   |
| 1,86  | 0,0234 |
| 1,91  | 0,0272 |
| 1,95  | 0,0305 |
| 1,99  | 0,031  |
| 2,1   | 0,0315 |



Tab. 1: Přepočtené hodnoty profilových součinitelů odporu pro kořenový profil

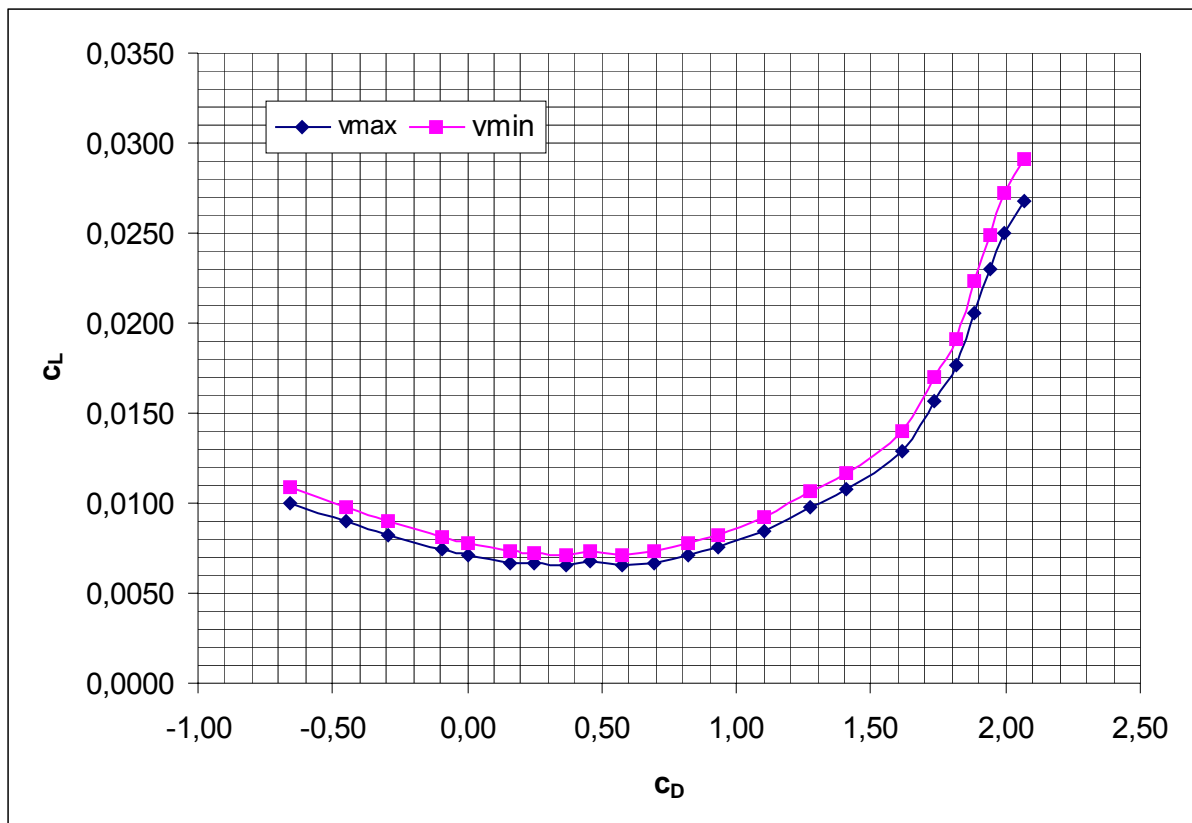
| $C_L$ | $C_{D \text{ vmax}}$ | $C_{D \text{ vmin}}$ |
|-------|----------------------|----------------------|
| -0,58 | 0,0123               | 0,0109               |
| -0,52 | 0,0118               | 0,0105               |
| -0,33 | 0,0112               | 0,0099               |
| -0,07 | 0,0096               | 0,0086               |
| 0     | 0,0094               | 0,0084               |
| 0,2   | 0,0088               | 0,0079               |
| 0,26  | 0,0084               | 0,0075               |
| 0,44  | 0,0078               | 0,0070               |
| 0,56  | 0,0077               | 0,0069               |
| 0,68  | 0,0078               | 0,0070               |
| 0,8   | 0,0080               | 0,0072               |
| 0,92  | 0,0085               | 0,0076               |
| 1,04  | 0,0094               | 0,0084               |
| 1,16  | 0,0101               | 0,0090               |
| 1,3   | 0,0112               | 0,0099               |
| 1,37  | 0,0123               | 0,0109               |
| 1,58  | 0,0141               | 0,0125               |
| 1,68  | 0,0156               | 0,0139               |
| 1,78  | 0,0170               | 0,0151               |
| 1,86  | 0,0199               | 0,0177               |
| 1,94  | 0,0221               | 0,0197               |
| 2     | 0,0259               | 0,0231               |
| 2,04  | 0,0290               | 0,0259               |

Tab. 2: Přepočtené hodnoty profilových součinitelů odporu pro koncový profil

| $C_L$ | $C_{D \text{ vmax}}$ | $C_{D \text{ vmin}}$ |
|-------|----------------------|----------------------|
| -0,75 | 0,0106               | 0,0094               |
| -0,37 | 0,0084               | 0,0075               |
| -0,25 | 0,0074               | 0,0066               |
| -0,12 | 0,0072               | 0,0064               |
| 0     | 0,0068               | 0,0060               |
| 0,11  | 0,0063               | 0,0056               |
| 0,23  | 0,0068               | 0,0060               |
| 0,28  | 0,0073               | 0,0065               |
| 0,34  | 0,0079               | 0,0071               |
| 0,45  | 0,0073               | 0,0065               |
| 0,57  | 0,0074               | 0,0066               |
| 0,7   | 0,0079               | 0,0071               |
| 0,8   | 0,0079               | 0,0071               |
| 1,03  | 0,0095               | 0,0085               |
| 1,25  | 0,0115               | 0,0103               |
| 1,46  | 0,0126               | 0,0112               |
| 1,65  | 0,0158               | 0,0141               |
| 1,8   | 0,0211               | 0,0188               |
| 1,86  | 0,0247               | 0,0220               |
| 1,91  | 0,0287               | 0,0256               |
| 1,95  | 0,0322               | 0,0287               |
| 1,99  | 0,0327               | 0,0292               |
| 2,1   | 0,0333               | 0,0296               |

Tab. 3: Polára křídla bez vlivu indukovaného odporu

| $C_y$ | $C_x$ vmax | $C_x$ vmin |
|-------|------------|------------|
| -0,66 | 0,0100     | 0,0109     |
| -0,45 | 0,0090     | 0,0098     |
| -0,29 | 0,0082     | 0,0090     |
| -0,09 | 0,0074     | 0,0081     |
| 0,00  | 0,0071     | 0,0078     |
| 0,16  | 0,0067     | 0,0073     |
| 0,25  | 0,0066     | 0,0073     |
| 0,37  | 0,0066     | 0,0072     |
| 0,46  | 0,0068     | 0,0074     |
| 0,57  | 0,0066     | 0,0072     |
| 0,69  | 0,0067     | 0,0073     |
| 0,82  | 0,0071     | 0,0078     |
| 0,93  | 0,0076     | 0,0083     |
| 1,10  | 0,0085     | 0,0093     |
| 1,28  | 0,0098     | 0,0107     |
| 1,41  | 0,0107     | 0,0117     |
| 1,61  | 0,0129     | 0,0140     |
| 1,74  | 0,0156     | 0,0170     |
| 1,82  | 0,0176     | 0,0191     |
| 1,88  | 0,0206     | 0,0223     |
| 1,94  | 0,0230     | 0,0249     |
| 2,00  | 0,0250     | 0,0272     |
| 2,07  | 0,0268     | 0,0291     |



Tab. 4: Hodnoty indukovaného odporu

| $C_y$ | $C_{xi}$ |
|-------|----------|
| -0,66 | 0,0209   |
| -0,45 | 0,0098   |
| -0,29 | 0,0042   |
| -0,09 | 0,0004   |
| 0,00  | 0,0000   |
| 0,16  | 0,0012   |
| 0,25  | 0,0029   |
| 0,37  | 0,0065   |
| 0,46  | 0,0102   |
| 0,57  | 0,0159   |
| 0,69  | 0,0233   |
| 0,82  | 0,0324   |
| 0,93  | 0,0417   |
| 1,10  | 0,0584   |
| 1,28  | 0,0787   |
| 1,41  | 0,0961   |
| 1,61  | 0,1254   |
| 1,74  | 0,1453   |
| 1,82  | 0,1593   |
| 1,88  | 0,1711   |
| 1,94  | 0,1825   |
| 2,00  | 0,1921   |
| 2,07  | 0,2063   |

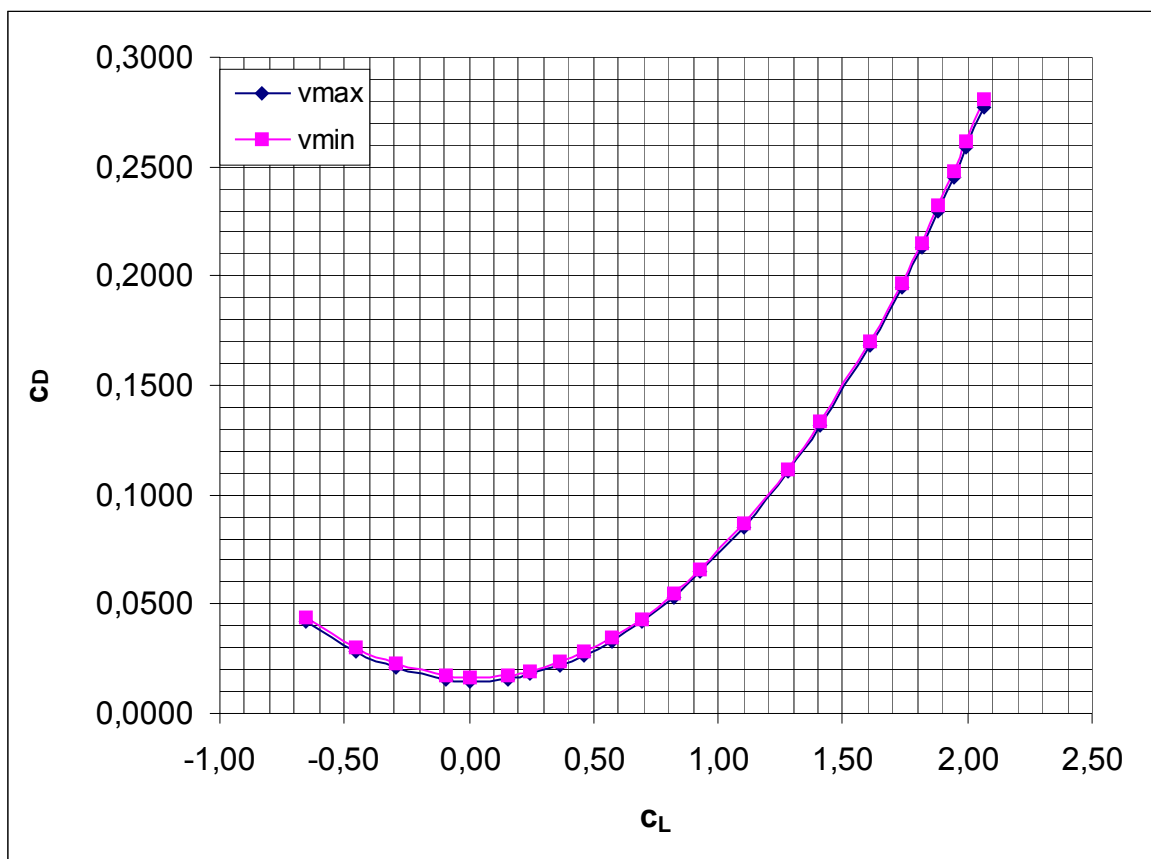
Tab. 5: Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor

| $C_y$ | $\Delta C_x$ |
|-------|--------------|
| -0,66 | 0,0037       |
| -0,45 | 0,0017       |
| -0,29 | 0,0007       |
| -0,09 | 0,0001       |
| 0,00  | 0,0000       |
| 0,16  | 0,0002       |
| 0,25  | 0,0005       |
| 0,37  | 0,0011       |
| 0,46  | 0,0018       |
| 0,57  | 0,0028       |
| 0,69  | 0,0041       |
| 0,82  | 0,0057       |
| 0,93  | 0,0074       |
| 1,10  | 0,0103       |
| 1,28  | 0,0139       |
| 1,41  | 0,0170       |
| 1,61  | 0,0221       |
| 1,74  | 0,0256       |
| 1,82  | 0,0281       |
| 1,88  | 0,0302       |
| 1,94  | 0,0322       |
| 2,00  | 0,0339       |
| 2,07  | 0,0364       |



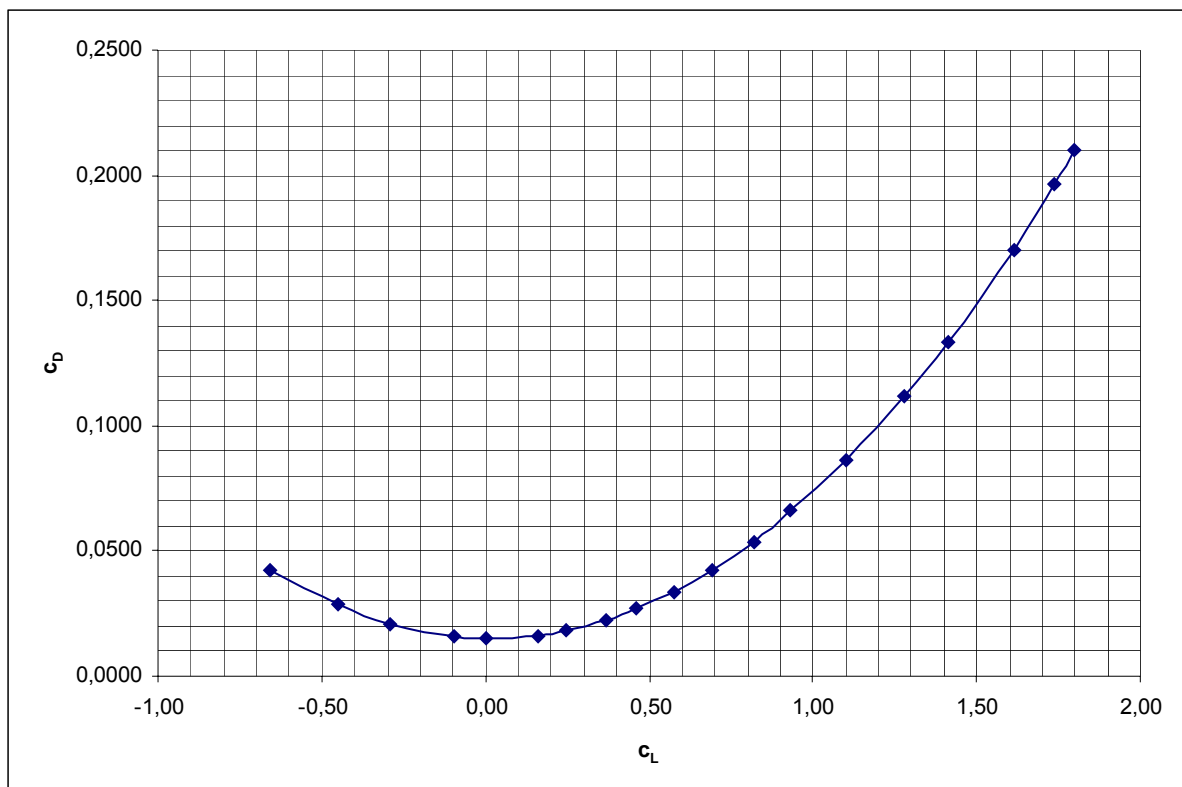
Tab.6: Poláry letounu pro  $v_{max}$  a  $v_{min}$

| $C_L$ | $C_D v_{max}$ | $C_D v_{min}$ |
|-------|---------------|---------------|
| -0,66 | 0,0424        | 0,0441        |
| -0,45 | 0,0284        | 0,0300        |
| -0,29 | 0,0210        | 0,0225        |
| -0,09 | 0,0158        | 0,0172        |
| 0,00  | 0,0150        | 0,0164        |
| 0,16  | 0,0160        | 0,0173        |
| 0,25  | 0,0180        | 0,0193        |
| 0,37  | 0,0221        | 0,0234        |
| 0,46  | 0,0266        | 0,0279        |
| 0,57  | 0,0332        | 0,0345        |
| 0,69  | 0,0420        | 0,0433        |
| 0,82  | 0,0531        | 0,0545        |
| 0,93  | 0,0645        | 0,0660        |
| 1,10  | 0,0851        | 0,0866        |
| 1,28  | 0,1103        | 0,1119        |
| 1,41  | 0,1317        | 0,1334        |
| 1,61  | 0,1683        | 0,1701        |
| 1,74  | 0,1944        | 0,1965        |
| 1,82  | 0,2129        | 0,2151        |
| 1,88  | 0,2297        | 0,2322        |
| 1,94  | 0,2455        | 0,2482        |
| 2,00  | 0,2590        | 0,2618        |
| 2,07  | 0,2773        | 0,2804        |
| 1,80  | 0,2093        | 0,2115        |



Tab.7: Výsledná polára letounu

| $c_L$ | $c_D$  |
|-------|--------|
| -0,66 | 0,0424 |
| -0,45 | 0,0284 |
| -0,29 | 0,0210 |
| -0,09 | 0,0158 |
| 0,00  | 0,0150 |
| 0,16  | 0,0160 |
| 0,25  | 0,0186 |
| 0,37  | 0,0227 |
| 0,46  | 0,0273 |
| 0,57  | 0,0338 |
| 0,69  | 0,0426 |
| 0,82  | 0,0538 |
| 0,93  | 0,0660 |
| 1,10  | 0,0866 |
| 1,28  | 0,1119 |
| 1,41  | 0,1334 |
| 1,61  | 0,1701 |
| 1,74  | 0,1965 |
| 1,80  | 0,2104 |



Příloha 3: Letová obálka letounu

Tab. 1: Vstupní hodnoty programu Glauert III

|                  | L         | c         | clp       | clalfa    | alfa0    | zkroucení |
|------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|-----------|
| Osa křídla       | 0         | 2,413     | 2,04      | 6,913     | -3,43    | 0         |
| Konec            | 9,5       | 1,45      | 1,92      | 6,753     | -2,92    | -3,4      |
|                  |           |           |           |           |          |           |
| Klapka           | $C_{kl1}$ | $C_{kl2}$ | $L_{kl1}$ | $L_{kl2}$ | $C_{kl}$ | $\delta$  |
| Vzletová konf.   | 3,413     | 3,293     | 0,985     | 6,649     | 30       | 20        |
| Přistávací konf. | 3,831     | 3,711     | 0,985     | 6,649     | 30       | 38        |

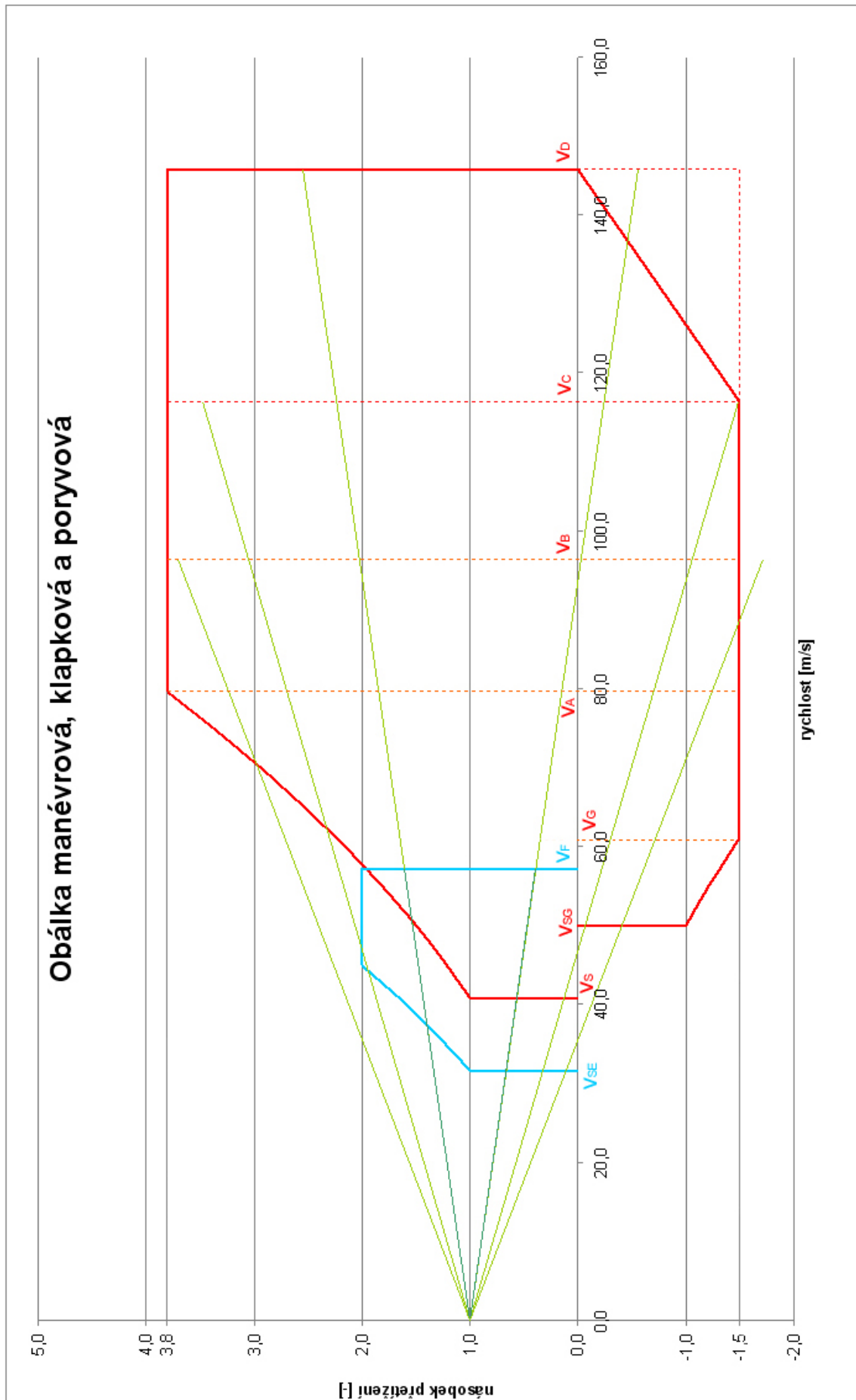
Legenda ke grafům 1 a 2:

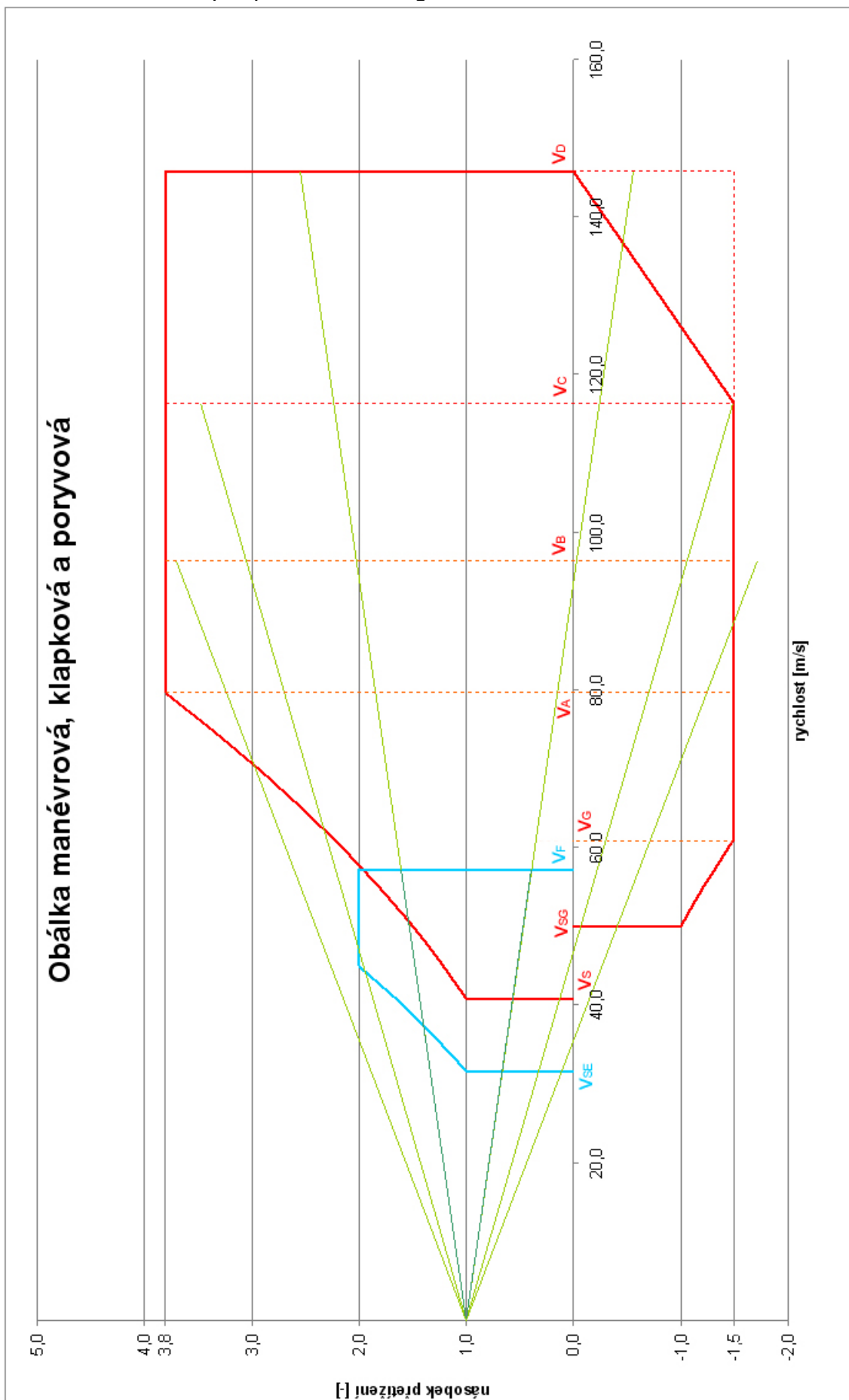
Červená – manévrová obálka

Modrá – klapková obálka

Zelená – poryvová obálka

Graf 1: Letová obálka pro vzletovou konfiguraci





Příloha 4: Hmotnostní rozbor letounu

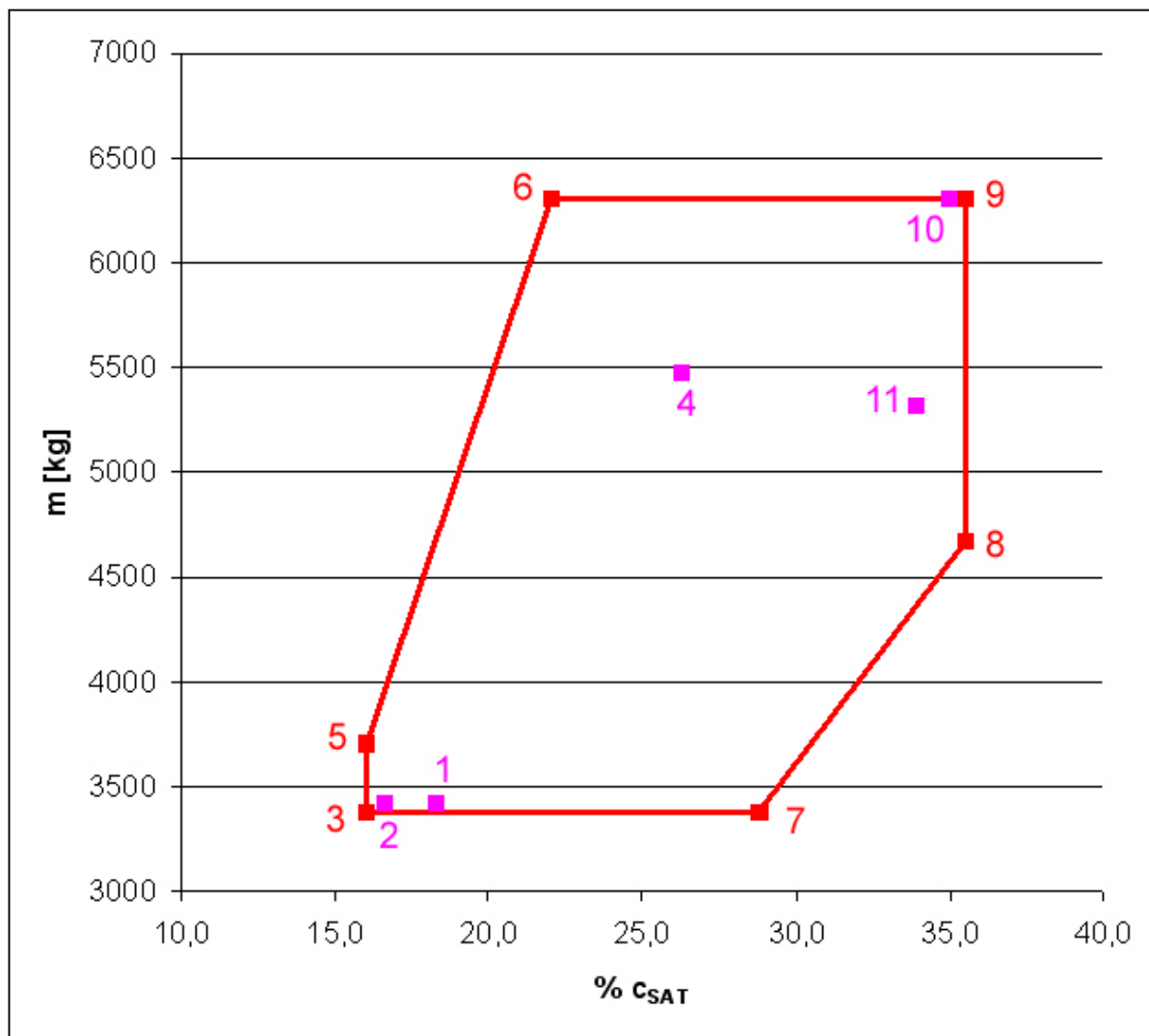
Tab. 1: Těžiště letounu

|    | Hmotnost [kg]                          | x [m]   | y [m]  | m*x [kgm] | m*y [kgm] |          |
|----|--|---------|--------|-----------|-----------|----------|
| 1  | podvozek hlavní                        | 261,18  | 7,467  | -1,117    | 1950,243  | -291,740 |
| 2  | podvozek předový                       | 74,08   | 2,546  | -1,216    | 188,601   | -90,078  |
| 3  | gondoly                                | 95,31   | 6,28   | 0,811     | 598,559   | 77,298   |
| 4  | řízení                                 | 167,74  | 5,524  | 0,289     | 926,589   | 48,476   |
| 5  | křídlo                                 | 433,59  | 7,06   | 1,082     | 3061,140  | 469,144  |
| 6  | trup                                   | 575,71  | 7,357  | 0,072     | 4235,525  | 41,451   |
| 7  | ocasní plochy                          | 200,13  | 14,403 | 2,322     | 2882,470  | 464,702  |
| 8  | motory                                 | 319,3   | 5,836  | 0,701     | 1863,435  | 223,829  |
| 9  | vrtule                                 | 167,5   | 4,941  | 0,718     | 827,618   | 120,265  |
| 10 | hydraulika a pneumatika                | 56,70   | 3,183  | -0,523    | 180,477   | -29,654  |
| 11 | elektrický systém                      | 120,04  | 6,656  | -0,386    | 798,998   | -46,336  |
| 12 | přístroje, avionika, elektronika       | 91,78   | 3,836  | 0,049     | 352,053   | 4,497    |
| 13 | klimatizace, přetlakování, odmrazování | 57,60   | 4,887  | 0,377     | 281,493   | 21,715   |
| 14 | kyslík                                 | 23,95   | 9,874  | 0,334     | 236,483   | 7,999    |
| 15 | vybavení trupu                         | 453,55  | 6,909  | -0,236    | 3133,571  | -107,038 |
|    |  |         |        |           | %SAT      |          |
|    | celkové                                | 3098,16 | 6,945  | 0,295     | 25,24     |          |

Tab. 2 Hmotnostní konfigurace

| P.č | Hmotová položka                           | Hmotnost<br>m<br>[kg] | Souřadnice těžiště |           | Statický moment |               |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
|-----|---|-----------------------|--------------------|-----------|-----------------|---------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
|     |   |                       | xT<br>[m]          | yT<br>[m] | m*xT<br>[kgm]   | m*yT<br>[kgm] |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 1   | prázdný letoun podvozek vys.              | 3098,16               | 6,945              | 0,295     | 21517,26        | 914,5312      | 3098,16 |         |         |         |         |         |         | 3098,16 | 3098,16 |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 2   | prázdný letoun podvozek zas.              | 3098,16               | 6,945              | 0,295     | 21517,26        | 914,5312      |         | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 |         |         | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 | 3098,16 |
| 2   | 1. Pilot (standardní hmotnost)            | 77,1                  | 3,835              | 0,005     | 295,6785        | 0,3855        | 77,1    | 77,1    |         | 77,1    |         |         | 77,1    |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 3   | zátěž na místě 1. Pilotů                  | 27,8                  | 3,400              | 0,005     | 94,52           | 0,139         |         |         |         |         |         |         |         | 27,8    |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 4   | 1. Pilot (nadstandardní hmotnost)         | 97,1                  | 3,879              | 0,005     | 376,6509        | 0,4855        |         |         |         |         | 97,1    |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 5   | 2. Pilot (standardní hmotnost)            | 77,1                  | 3,835              | 0,005     | 295,6785        | 0,3855        | 77,1    | 77,1    |         | 77,1    |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 6   | 2. Pilot (nadstandardní hmotnost)         | 97,1                  | 3,879              | 0,005     | 376,6509        | 0,4855        |         |         |         |         | 97,1    |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 7   | cestující č. 1 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,074              | -0,007    | 391,2054        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 8   | cestující č. 2 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,074              | -0,007    | 391,2054        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 9   | cestující č. 3 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,074              | -0,007    | 391,2054        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 10  | cestující č. 4 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,912              | -0,007    | 455,8152        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 11  | cestující č. 5 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,912              | -0,007    | 455,8152        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 12  | cestující č. 6 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 5,912              | -0,007    | 455,8152        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 13  | cestující č. 7 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 6,75               | -0,007    | 520,425         | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 14  | cestující č. 8 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 6,75               | -0,007    | 520,425         | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 15  | cestující č. 9 (standardní hmotnost)      | 77,1                  | 6,75               | -0,007    | 520,425         | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 16  | cestující č. 10 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 7,588              | -0,007    | 585,0348        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 17  | cestující č. 11 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 7,588              | -0,007    | 585,0348        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 18  | cestující č. 12 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 7,588              | -0,007    | 585,0348        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 19  | cestující č. 13 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 8,427              | -0,007    | 649,7217        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 20  | cestující č. 14 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 8,427              | -0,007    | 649,7217        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 21  | cestující č. 15 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 8,427              | -0,007    | 649,7217        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 22  | cestující č. 16 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 9,265              | -0,007    | 714,3315        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 23  | cestující č. 17 (standardní hmotnost)     | 77,1                  | 9,265              | -0,007    | 714,3315        | -0,5397       |         |         |         |         |         |         | 77,1    |         |         |         |         | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    | 77,1    |
| 24  | zavazadla přední prostor                  | 46                    | 2,270              | -0,100    | 104,42          | -4,6          |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 25  | zavazadla přední prostor                  | 60                    | 2,750              | -0,100    | 165             | -6            |         |         |         |         | 60      |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 26  | zavazadla přední prostor                  | 100                   | 2,270              | -0,100    | 227             | -10           |         |         |         |         |         | 100     |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 27  | zavazadla přední prostor                  | 20                    | 2,270              | -0,100    | 45,4            | -2            |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 20      |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 28  | zavazadla přední prostor                  | 100                   | 2,750              | -0,100    | 275             | -10           |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 100     | 100     |         |
| 29  | balast u první přepážky                   | 70                    | 1,420              | -0,100    | 99,4            | -7            |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 70      |         |         |         |
| 30  | balast za poslední přepážkou              | 9                     | 9,650              | -0,100    | 86,85           | -0,9          |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 9       |         |         |         |
| 31  | balast u první přepážky                   | 111                   | 1,420              | -0,100    | 157,62          | -11,1         |         |         | 111     |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 32  | zavazadla zadní prostor                   | 37                    | 10,770             | -0,100    | 398,49          | -3,7          |         |         |         |         | 37      |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 34  | zavazadla zadní prostor                   | 121                   | 10,574             | -0,100    | 1279,454        | -12,1         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 35  | zavazadla zadní prostor                   | 83                    | 10,180             | -0,100    | 844,94          | -8,3          |         |         |         |         |         | 83      |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 36  | zavazadla zadní prostor                   | 241                   | 10,770             | -0,100    | 2595,57         | -24,1         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 241     |         |         |         |         |         |         |         |
| 37  | zavazadla zadní prostor                   | 400                   | 10,770             | -0,100    | 4308            | -40           |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 400     | 400     | 400     |         |
| 38  | palivo                                    | 1637                  | 7,221              | 0,888     | 11820,78        | 1453,656      |         |         |         |         |         | 1637    |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 39  | palivo max. při obsazení letounu          | 1237                  | 7,221              | 0,888     | 8932,377        | 1098,456      |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 1237    |         |         |
| 40  | palivo                                    | 320                   | 7,215              | 0,888     | 2308,8          | 284,16        |         |         |         |         | 320     |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 41  | palivo                                    | 1258                  | 7,222              | 0,888     | 9085,276        | 1117,104      |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 1258    |         |         |
| 42  | palivo pro 30min. let na max. trv. režimu | 170                   | 7,221              | 0,888     | 1227,57         | 150,96        | 170     | 170     | 170     |         |         |         | 170     |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 43  | palivo pro 45min. let na max. trv. režimu | 255                   | 7,217              | 0,888     | 1840,335        | 226,44        |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 255     |
| 44  | palivo max. při minimální prov. hmotnosti | 2219                  | 7,206              | 0,888     | 15990,11        | 1970,472      |         |         |         |         | 2219    |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |
| 45  | palivo po odčerpání                       | 0                     | 0,000              | 0,888     | 0               | 0             |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         |         | 0       |         |         |         |
|     |   |                       | Celkem             |           | kg              |               | 3422    | 3422    | 3379    | 5471    | 3709    | 6300    | 3379    | 4670    | 6300    | 6300    | 6300    | 6300    | 6300    | 6300    | 6300    | 6300    | 5318    |         |
|     |   |                       |                    | xT        | m               |               | 6,8187  | 6,8187  | 6,7776  | 6,9633  | 6,7782  | 6,8875  | 7,0093  | 7,1304  | 7,1306  | 7,1204  | 7,1017  |         |         |         |         |         |         |         |
|     |   |                       |                    | yT        | m               |               | 0,3116  | 0,3116  | 0,3120  | 0,5274  | 0,3208  | 0,3730  | 0,3129  | 0,1884  | 0,3135  | 0,3102  | 0,4101  |         |         |         |         |         |         |         |
|     |   |                       | Centráž            | %SAT      |                 |               | 18,2    | 16,6    | 16,0    | 26,2    | 16,0    | 22,1    | 28,8    | 35,5    | 35,5    | 34,9    | 33,9    |         |         |         |         |         |         |         |

|  |  |  |                                   |   |  |   |                                      |  |      |      |
|--|--|--|-----------------------------------|---|--|---|--------------------------------------|--|------|------|
| minimální letová hmotnost WMF - podv. vys. | minimální letová hmotnost WMF - podv. zas. | fiktivní výp. konf. mezní přední centráž | plně natanávaný letoun s posádkou | mezní přední centráž, krajní bod obálky | mezní přední centráž, krajní bod obálky WMTO | fiktivní výpočetní konfigurace WMF, mezní zadní centráž | snížená hmotnost, mez. zadní centráž | fiktivní výpočetní konfigurace WMTO, mezní zadní centráž | WMTO | WMZF |
|--|--|--|-----------------------------------|---|--|---|--------------------------------------|--|------|------|





Příloha 5: Výkony a tahy

Tab. 1: Součinitel vztlaku  $c_L$

| $c_L$ | výška letu [ft] |          |        |        |        |        |
|-------|-----------------|----------|--------|--------|--------|--------|
|       | v [m/s]         | v [km/h] | 0      | 5000   | 10000  | 15000  |
| 30    | 108             | 3,3310   | 3,4301 | 3,5325 | 3,6393 | 3,7497 |
| 40    | 144             | 1,8737   | 1,9294 | 1,9870 | 2,0471 | 2,1092 |
| 50    | 180             | 1,1991   | 1,2348 | 1,2717 | 1,3102 | 1,3499 |
| 60    | 216             | 0,8327   | 0,8575 | 0,8831 | 0,9098 | 0,9374 |
| 80    | 288             | 0,4684   | 0,4824 | 0,4968 | 0,5118 | 0,5273 |
| 100   | 360             | 0,2998   | 0,3087 | 0,3179 | 0,3275 | 0,3375 |
| 120   | 432             | 0,2082   | 0,2144 | 0,2208 | 0,2275 | 0,2344 |
| 140   | 504             | 0,1530   | 0,1575 | 0,1622 | 0,1671 | 0,1722 |
| 160   | 576             | 0,1171   | 0,1206 | 0,1242 | 0,1279 | 0,1318 |

Tab. 2: Součinitel odporu  $c_D$

| $c_D$ | výška letu [ft] |          |        |        |        |        |
|-------|-----------------|----------|--------|--------|--------|--------|
|       | v [m/s]         | v [km/h] | 0      | 5000   | 10000  | 15000  |
| 30    | 108             | 0,6888   | 0,7298 | 0,7733 | 0,8201 | 0,8699 |
| 40    | 144             | 0,2263   | 0,2392 | 0,2530 | 0,2677 | 0,2834 |
| 50    | 180             | 0,1006   | 0,1058 | 0,1114 | 0,1174 | 0,1238 |
| 60    | 216             | 0,0556   | 0,0582 | 0,0608 | 0,0637 | 0,0668 |
| 80    | 288             | 0,0273   | 0,0281 | 0,0290 | 0,0299 | 0,0308 |
| 100   | 360             | 0,0198   | 0,0201 | 0,0204 | 0,0208 | 0,0212 |
| 120   | 432             | 0,0171   | 0,0173 | 0,0174 | 0,0176 | 0,0178 |
| 140   | 504             | 0,0160   | 0,0161 | 0,0162 | 0,0162 | 0,0163 |
| 160   | 576             | 0,0155   | 0,0155 | 0,0156 | 0,0156 | 0,0157 |

Tab. 3: Součinitel tahu  $c_F$

| $c_F$ | výška letu [ft] |        |        |        |        |
|-------|-----------------|--------|--------|--------|--------|
|       | 0               | 5000   | 10000  | 15000  | 20000  |
| J     | 0               | 5000   | 10000  | 15000  | 20000  |
| 0,36  | 0,2096          | 0,2215 | 0,2215 | 0,2330 | 0,2330 |
| 0,47  | 0,1899          | 0,2013 | 0,2013 | 0,2124 | 0,2124 |
| 0,59  | 0,1701          | 0,1808 | 0,1808 | 0,1914 | 0,1914 |
| 0,71  | 0,1523          | 0,1625 | 0,1625 | 0,1722 | 0,1722 |
| 0,95  | 0,1231          | 0,1321 | 0,1321 | 0,1406 | 0,1406 |
| 1,19  | 0,1010          | 0,1086 | 0,1086 | 0,1162 | 0,1162 |
| 1,42  | 0,0848          | 0,0914 | 0,0914 | 0,0979 | 0,0979 |
| 1,66  | 0,0716          | 0,0775 | 0,0775 | 0,0832 | 0,0832 |
| 1,90  | 0,0605          | 0,0656 | 0,0656 | 0,0708 | 0,0708 |

Tab. 4: Využitelný tah  $F_V$

| $F_V$ [N] |          | výška letu [ft] |            |            |            |            |
|-----------|----------|-----------------|------------|------------|------------|------------|
| v [m/s]   | v [km/h] | 0               | 5000       | 10000      | 15000      | 20000      |
| 30        | 108      | 19320,1978      | 20417,0983 | 20417,0983 | 21477,1282 | 21477,1282 |
| 40        | 144      | 17504,3204      | 18555,1327 | 18555,1327 | 19578,2920 | 19578,2920 |
| 50        | 180      | 15679,2254      | 16665,5141 | 16665,5141 | 17642,5852 | 17642,5852 |
| 60        | 216      | 14038,4834      | 14978,6839 | 14978,6839 | 15872,7961 | 15872,7961 |
| 80        | 288      | 11346,9291      | 12176,5178 | 12176,5178 | 12960,0182 | 12960,0182 |
| 100       | 360      | 9309,8281       | 10010,3696 | 10010,3696 | 10710,9112 | 10710,9112 |
| 120       | 432      | 7816,5686       | 8424,9336  | 8424,9336  | 9024,0809  | 9024,0809  |
| 140       | 504      | 6599,8385       | 7143,6800  | 7143,6800  | 7669,0861  | 7669,0861  |
| 160       | 576      | 5576,6792       | 6046,7795  | 6046,7795  | 6526,0973  | 6526,0973  |

Tab. 5: Využitelný výkon  $P_V$

| $P_V$ [kW] |          | výška letu [ft] |           |           |           |           |
|------------|----------|-----------------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| v [m/s]    | v [km/h] | 0               | 5000      | 10000     | 15000     | 20000     |
| 30         | 108      | 579,6059        | 612,5129  | 612,5129  | 644,3138  | 644,3138  |
| 40         | 144      | 700,1728        | 742,2053  | 742,2053  | 783,1317  | 783,1317  |
| 50         | 180      | 783,9613        | 833,2757  | 833,2757  | 882,1293  | 882,1293  |
| 60         | 216      | 842,3090        | 898,7210  | 898,7210  | 952,3678  | 952,3678  |
| 80         | 288      | 907,7543        | 974,1214  | 974,1214  | 1036,8015 | 1036,8015 |
| 100        | 360      | 930,9828        | 1001,0370 | 1001,0370 | 1071,0911 | 1071,0911 |
| 120        | 432      | 937,9882        | 1010,9920 | 1010,9920 | 1082,8897 | 1082,8897 |
| 140        | 504      | 923,9774        | 1000,1152 | 1000,1152 | 1073,6721 | 1073,6721 |
| 160        | 576      | 892,2687        | 967,4847  | 967,4847  | 1044,1756 | 1044,1756 |

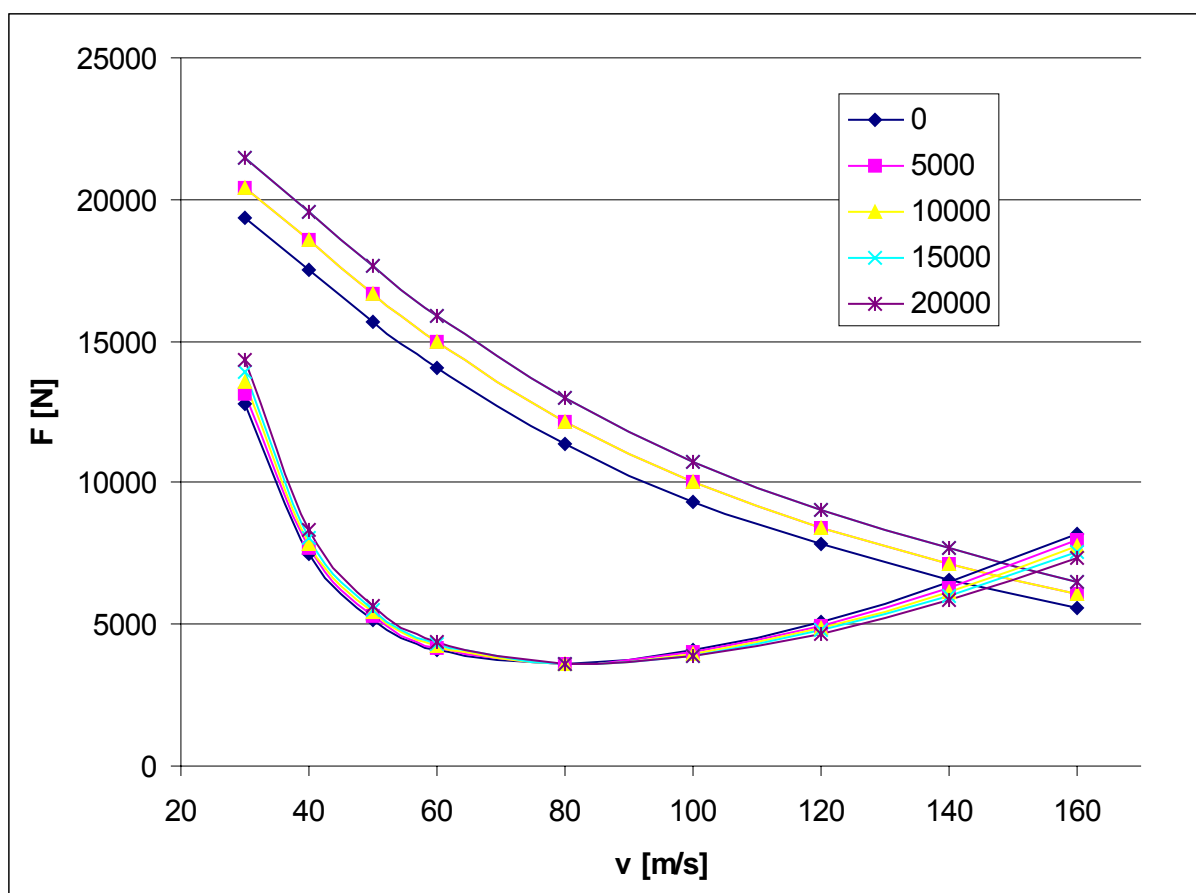
Tab. 6: Potřebný tah  $F_P$

| $F_P = D$ |          | výška letu [ft] |            |            |            |            |
|-----------|----------|-----------------|------------|------------|------------|------------|
| v [m/s]   | v [km/h] | 0               | 5000       | 10000      | 15000      | 20000      |
| 30        | 108      | 12780,4813      | 13148,6319 | 13529,6059 | 13927,2584 | 14338,6094 |
| 40        | 144      | 7465,5069       | 7662,8828  | 7867,7185  | 8082,1006  | 8304,4349  |
| 50        | 180      | 5182,3653       | 5295,5838  | 5413,9098  | 5538,5675  | 5668,6477  |
| 60        | 216      | 4129,8577       | 4191,9364  | 4257,9827  | 4328,7064  | 4403,6164  |
| 80        | 288      | 3607,4458       | 3603,5296  | 3602,8324  | 3605,4245  | 3611,3587  |
| 100       | 360      | 4073,3727       | 4018,4583  | 3966,9364  | 3918,4080  | 3873,3509  |
| 120       | 432      | 5077,3386       | 4973,0228  | 4872,7456  | 4775,6688  | 4682,6853  |
| 140       | 504      | 6465,0518       | 6308,3401  | 6156,6313  | 6008,6310  | 5865,6736  |
| 160       | 576      | 8172,0628       | 7958,0428  | 7750,2440  | 7546,8783  | 7349,7645  |

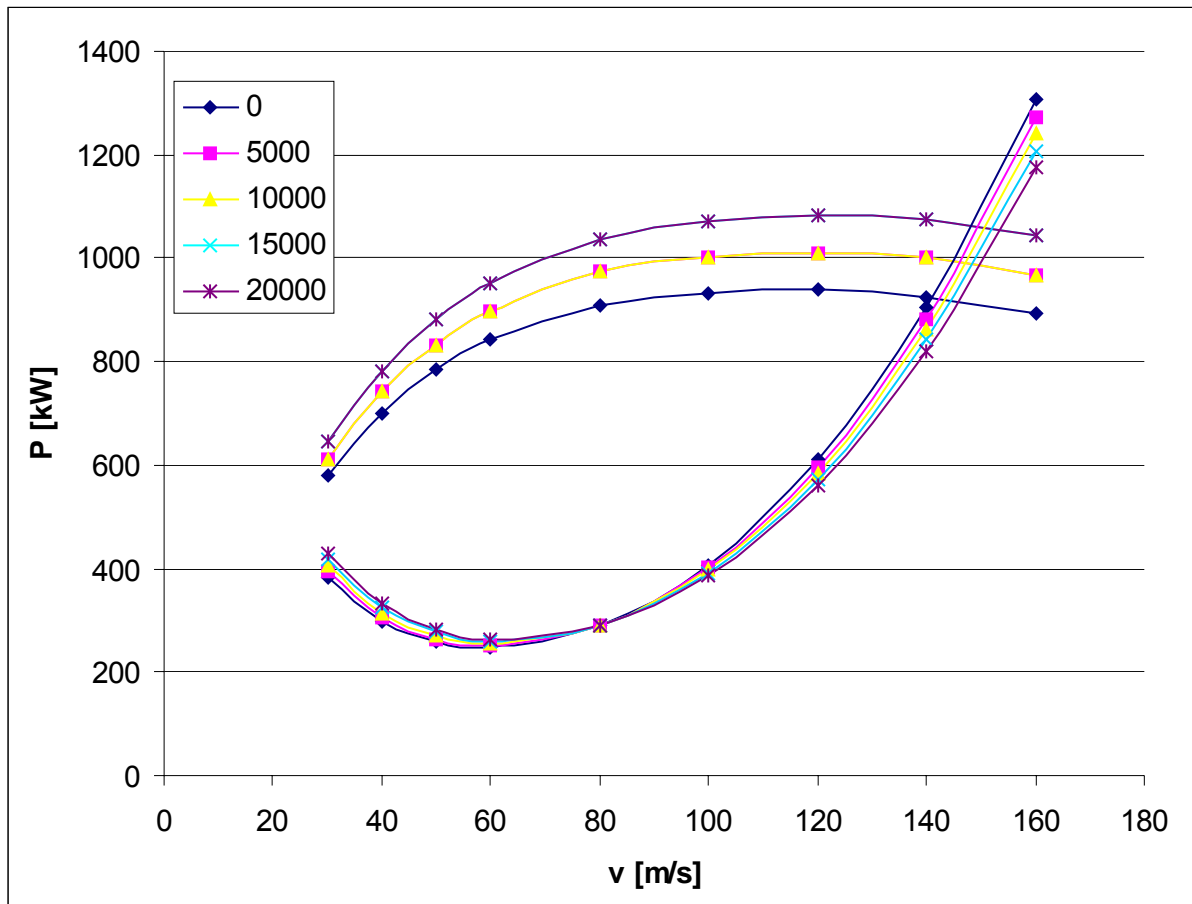
Tab. 7: Potřebný výkon  $P_p$

| $P_p$ [kW] |          | výška letu [ft] |           |           |           |           |
|------------|----------|-----------------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| v [m/s]    | v [km/h] | 0               | 5000      | 10000     | 15000     | 20000     |
| 30         | 108      | 383,4144        | 394,4590  | 405,8882  | 417,8178  | 430,1583  |
| 40         | 144      | 298,6203        | 306,5153  | 314,7087  | 323,2840  | 332,1774  |
| 50         | 180      | 259,1183        | 264,7792  | 270,6955  | 276,9284  | 283,4324  |
| 60         | 216      | 247,7915        | 251,5162  | 255,4790  | 259,7224  | 264,2170  |
| 80         | 288      | 288,5957        | 288,2824  | 288,2266  | 288,4340  | 288,9087  |
| 100        | 360      | 407,3373        | 401,8458  | 396,6936  | 391,8408  | 387,3351  |
| 120        | 432      | 609,2806        | 596,7627  | 584,7295  | 573,0803  | 561,9222  |
| 140        | 504      | 905,1072        | 883,1676  | 861,9284  | 841,2083  | 821,1943  |
| 160        | 576      | 1307,5300       | 1273,2869 | 1240,0390 | 1207,5005 | 1175,9623 |

Graf 1: Závislost využitelného a potřebného výkonu na rychlosti letu



Graf 2: Závislost využitelného a potřebného výkonu na rychlosti letu



Zobrazená tabulka součinitele tahu byla získána od firmy Avia Propellers

Propeller V 510  
 Altitude 0 m ISA  
 Number of blades 5  
 Prop dia 2.3 m

## THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.0100  | 0.0200 | 0.0300 | 0.0400 | 0.0500 | 0.0600 | 0.0700 |
|------|---------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.05 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.10 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.15 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.20 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.25 |         |        |        |        |        |        |        |
| 0.30 |         |        |        | 0.1386 |        |        |        |
| 0.35 |         |        |        | 0.1293 |        |        |        |
| 0.40 |         |        | 0.0970 | 0.1135 |        |        |        |
| 0.45 |         | 0.0689 | 0.0874 | 0.1031 |        |        |        |
| 0.50 |         | 0.0636 | 0.0806 | 0.0956 |        |        |        |
| 0.55 |         | 0.0425 | 0.0593 | 0.0751 | 0.0896 |        |        |
| 0.60 | 0.0217  | 0.0395 | 0.0554 | 0.0703 | 0.0846 |        |        |
| 0.65 | 0.0206  | 0.0371 | 0.0520 | 0.0660 | 0.0796 |        |        |
| 0.70 | 0.0024  | 0.0194 | 0.0350 | 0.0489 | 0.0622 | 0.0749 |        |
| 0.75 | 0.0025  | 0.0183 | 0.0330 | 0.0462 | 0.0589 | 0.0709 |        |
| 0.80 | 0.0026  | 0.0173 | 0.0311 | 0.0435 | 0.0556 | 0.0670 |        |
| 0.85 | 0.0164  | 0.0295 | 0.0412 | 0.0528 | 0.0636 |        |        |
| 0.90 | 0.0154  | 0.0277 | 0.0389 | 0.0500 | 0.0604 |        |        |
| 0.95 | 0.0145  | 0.0263 | 0.0370 | 0.0475 | 0.0576 |        |        |
| 1.00 | 0.0136  | 0.0248 | 0.0351 | 0.0451 | 0.0549 |        |        |
| 1.05 | 0.0128  | 0.0235 | 0.0333 | 0.0428 | 0.0523 |        |        |
| 1.10 | 0.0120  | 0.0222 | 0.0317 | 0.0407 | 0.0497 |        |        |
| 1.15 | 0.0112  | 0.0209 | 0.0302 | 0.0388 | 0.0474 |        |        |
| 1.20 | 0.0105  | 0.0197 | 0.0289 | 0.0371 | 0.0453 |        |        |
| 1.25 | 0.0097  | 0.0185 | 0.0273 | 0.0354 | 0.0433 |        |        |
| 1.30 | 0.0091  | 0.0174 | 0.0257 | 0.0339 | 0.0414 |        |        |
| 1.35 | 0.0086  | 0.0164 | 0.0243 | 0.0321 | 0.0398 |        |        |
| 1.40 |         | 0.0155 | 0.0230 | 0.0304 | 0.0379 |        |        |
| 1.45 |         | 0.0149 | 0.0220 | 0.0290 | 0.0361 |        |        |
| 1.50 | -0.0017 | 0.0060 | 0.0136 | 0.0209 | 0.0276 | 0.0344 |        |
| 1.55 |         |        | 0.0266 | 0.0331 |        |        |        |
| 1.60 | 0.0047  | 0.0115 | 0.0183 | 0.0252 | 0.0319 |        |        |
| 1.65 |         | 0.0107 | 0.0171 | 0.0236 | 0.0300 |        |        |
| 1.70 |         |        | 0.0163 | 0.0224 | 0.0285 |        |        |
| 1.75 |         |        | 0.0216 | 0.0274 |        |        |        |
| 1.80 |         |        |        |        |        |        |        |
| 1.85 |         | 0.0072 | 0.0130 | 0.0187 | 0.0245 |        |        |

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.0800 0.0900 0.1000 0.1100 0.1200 0.1300 0.1400

|      |        |        |        |        |        |        |        |  |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--|
| 0.00 |        | 0.2039 | 0.2198 | 0.2350 | 0.2495 | 0.2633 | 0.2765 |  |
| 0.05 |        | 0.1957 | 0.2113 | 0.2264 | 0.2406 | 0.2544 | 0.2676 |  |
| 0.10 | 0.1707 | 0.1872 | 0.2028 | 0.2177 | 0.2318 | 0.2453 | 0.2584 |  |
| 0.15 | 0.1635 | 0.1787 | 0.1940 | 0.2088 | 0.2229 | 0.2363 | 0.2492 |  |
| 0.20 | 0.1582 | 0.1704 | 0.1854 | 0.1998 | 0.2137 | 0.2269 | 0.2397 |  |
| 0.25 | 0.1515 | 0.1625 | 0.1766 | 0.1908 | 0.2045 | 0.2176 | 0.2302 |  |
| 0.30 | 0.1473 | 0.1561 | 0.1682 | 0.1821 | 0.1954 | 0.2083 | 0.2209 |  |
| 0.35 | 0.1396 | 0.1475 | 0.1597 | 0.1734 | 0.1865 | 0.1991 | 0.2114 |  |
| 0.40 | 0.1233 | 0.1377 | 0.1516 | 0.1649 | 0.1778 | 0.1902 | 0.2022 |  |
| 0.45 | 0.1166 | 0.1302 | 0.1439 | 0.1569 | 0.1695 | 0.1816 | 0.1934 |  |
| 0.50 | 0.1096 | 0.1232 | 0.1364 | 0.1491 | 0.1614 | 0.1732 | 0.1847 |  |
| 0.55 | 0.1030 | 0.1163 | 0.1292 | 0.1417 | 0.1536 | 0.1652 | 0.1764 |  |
| 0.60 | 0.0975 | 0.1101 | 0.1226 | 0.1346 | 0.1463 | 0.1576 | 0.1685 |  |
| 0.65 | 0.0921 | 0.1044 | 0.1163 | 0.1280 | 0.1393 | 0.1503 | 0.1611 |  |
| 0.70 | 0.0871 | 0.0991 | 0.1105 | 0.1217 | 0.1326 | 0.1434 | 0.1537 |  |
| 0.75 | 0.0826 | 0.0939 | 0.1051 | 0.1159 | 0.1266 | 0.1368 | 0.1469 |  |
| 0.80 | 0.0785 | 0.0892 | 0.1000 | 0.1104 | 0.1206 | 0.1306 | 0.1404 |  |
| 0.85 | 0.0744 | 0.0848 | 0.0950 | 0.1052 | 0.1150 | 0.1249 | 0.1344 |  |
| 0.90 | 0.0707 | 0.0810 | 0.0907 | 0.1004 | 0.1100 | 0.1193 | 0.1287 |  |
| 0.95 | 0.0673 | 0.0771 | 0.0865 | 0.0958 | 0.1051 | 0.1141 | 0.1231 |  |
| 1.00 | 0.0642 | 0.0735 | 0.0827 | 0.0916 | 0.1005 | 0.1093 | 0.1179 |  |
| 1.05 | 0.0612 | 0.0701 | 0.0790 | 0.0877 | 0.0962 | 0.1047 | 0.1132 |  |
| 1.10 | 0.0585 | 0.0670 | 0.0754 | 0.0838 | 0.0921 | 0.1003 | 0.1085 |  |
| 1.15 | 0.0560 | 0.0642 | 0.0723 | 0.0804 | 0.0885 | 0.0964 | 0.1042 |  |
| 1.20 | 0.0534 | 0.0615 | 0.0693 | 0.0770 | 0.0848 | 0.0926 | 0.1002 |  |
| 1.25 | 0.0511 | 0.0589 | 0.0666 | 0.0740 | 0.0814 | 0.0889 | 0.0963 |  |
| 1.30 | 0.0488 | 0.0563 | 0.0638 | 0.0711 | 0.0783 | 0.0854 | 0.0926 |  |
| 1.35 | 0.0469 | 0.0540 | 0.0612 | 0.0683 | 0.0754 | 0.0823 | 0.0892 |  |
| 1.40 | 0.0451 | 0.0520 | 0.0588 | 0.0656 | 0.0725 | 0.0793 | 0.0860 |  |
| 1.45 | 0.0432 | 0.0501 | 0.0567 | 0.0632 | 0.0698 | 0.0764 | 0.0830 |  |
| 1.50 | 0.0411 | 0.0479 | 0.0546 | 0.0610 | 0.0673 | 0.0736 | 0.0800 |  |
| 1.55 | 0.0395 | 0.0459 | 0.0523 | 0.0587 | 0.0650 | 0.0711 | 0.0772 |  |
| 1.60 | 0.0380 | 0.0442 | 0.0503 | 0.0564 | 0.0625 | 0.0687 | 0.0747 |  |
| 1.65 | 0.0364 | 0.0426 | 0.0485 | 0.0544 | 0.0603 | 0.0662 | 0.0721 |  |
| 1.70 | 0.0346 | 0.0407 | 0.0468 | 0.0526 | 0.0583 | 0.0640 | 0.0696 |  |
| 1.75 | 0.0331 | 0.0389 | 0.0447 | 0.0505 | 0.0562 | 0.0620 | 0.0674 |  |
| 1.80 | 0.0320 | 0.0375 | 0.0430 | 0.0485 | 0.0540 | 0.0596 | 0.0651 |  |
| 1.85 | 0.0302 | 0.0360 | 0.0417 | 0.0470 | 0.0523 | 0.0575 | 0.0628 |  |

THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.1500 | 0.1600 | 0.1700 | 0.1800 | 0.1900 | 0.2000 | 0.2100 |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 | 0.2890 | 0.3011 | 0.3127 | 0.3241 | 0.3350 | 0.3454 | 0.3557 |
| 0.05 | 0.2802 | 0.2922 | 0.3038 | 0.3151 | 0.3260 | 0.3366 | 0.3469 |
| 0.10 | 0.2709 | 0.2830 | 0.2946 | 0.3059 | 0.3169 | 0.3274 | 0.3378 |
| 0.15 | 0.2616 | 0.2736 | 0.2851 | 0.2963 | 0.3073 | 0.3179 | 0.3284 |
| 0.20 | 0.2521 | 0.2641 | 0.2756 | 0.2868 | 0.2977 | 0.3082 | 0.3185 |
| 0.25 | 0.2425 | 0.2544 | 0.2659 | 0.2770 | 0.2878 | 0.2982 | 0.3085 |
| 0.30 | 0.2330 | 0.2447 | 0.2562 | 0.2671 | 0.2779 | 0.2883 | 0.2985 |
| 0.35 | 0.2234 | 0.2349 | 0.2463 | 0.2571 | 0.2678 | 0.2782 | 0.2883 |
| 0.40 | 0.2139 | 0.2255 | 0.2366 | 0.2475 | 0.2579 | 0.2682 | 0.2782 |
| 0.45 | 0.2048 | 0.2161 | 0.2270 | 0.2377 | 0.2480 | 0.2582 | 0.2681 |
| 0.50 | 0.1960 | 0.2069 | 0.2177 | 0.2281 | 0.2384 | 0.2483 | 0.2581 |
| 0.55 | 0.1874 | 0.1982 | 0.2086 | 0.2190 | 0.2289 | 0.2388 | 0.2484 |
| 0.60 | 0.1792 | 0.1897 | 0.2000 | 0.2100 | 0.2198 | 0.2295 | 0.2390 |
| 0.65 | 0.1714 | 0.1816 | 0.1915 | 0.2014 | 0.2110 | 0.2205 | 0.2299 |
| 0.70 | 0.1639 | 0.1737 | 0.1836 | 0.1931 | 0.2026 | 0.2119 | 0.2210 |
| 0.75 | 0.1567 | 0.1664 | 0.1758 | 0.1852 | 0.1944 | 0.2035 | 0.2125 |
| 0.80 | 0.1501 | 0.1594 | 0.1687 | 0.1777 | 0.1867 | 0.1955 | 0.2043 |
| 0.85 | 0.1437 | 0.1528 | 0.1617 | 0.1707 | 0.1793 | 0.1879 | 0.1965 |
| 0.90 | 0.1377 | 0.1466 | 0.1553 | 0.1639 | 0.1724 | 0.1808 | 0.1891 |
| 0.95 | 0.1321 | 0.1406 | 0.1492 | 0.1575 | 0.1657 | 0.1739 | 0.1819 |
| 1.00 | 0.1265 | 0.1350 | 0.1431 | 0.1513 | 0.1594 | 0.1673 | 0.1752 |
| 1.05 | 0.1214 | 0.1297 | 0.1378 | 0.1456 | 0.1535 | 0.1613 | 0.1688 |
| 1.10 | 0.1167 | 0.1245 | 0.1324 | 0.1402 | 0.1477 | 0.1552 | 0.1627 |
| 1.15 | 0.1121 | 0.1198 | 0.1274 | 0.1350 | 0.1425 | 0.1497 | 0.1569 |
| 1.20 | 0.1077 | 0.1153 | 0.1227 | 0.1300 | 0.1372 | 0.1445 | 0.1515 |
| 1.25 | 0.1036 | 0.1109 | 0.1182 | 0.1254 | 0.1324 | 0.1394 | 0.1464 |
| 1.30 | 0.0997 | 0.1068 | 0.1139 | 0.1210 | 0.1280 | 0.1347 | 0.1414 |
| 1.35 | 0.0960 | 0.1029 | 0.1098 | 0.1166 | 0.1234 | 0.1302 | 0.1368 |
| 1.40 | 0.0927 | 0.0993 | 0.1060 | 0.1126 | 0.1192 | 0.1257 | 0.1322 |
| 1.45 | 0.0895 | 0.0959 | 0.1023 | 0.1086 | 0.1150 | 0.1214 | 0.1276 |
| 1.50 | 0.0863 | 0.0926 | 0.0988 | 0.1050 | 0.1112 | 0.1174 | 0.1236 |
| 1.55 | 0.0833 | 0.0894 | 0.0955 | 0.1016 | 0.1076 | 0.1136 | 0.1196 |
| 1.60 | 0.0806 | 0.0864 | 0.0923 | 0.0982 | 0.1040 | 0.1099 | 0.1157 |
| 1.65 | 0.0780 | 0.0838 | 0.0895 | 0.0952 | 0.1009 | 0.1066 | 0.1123 |
| 1.70 | 0.0753 | 0.0809 | 0.0866 | 0.0923 | 0.0978 | 0.1033 | 0.1088 |
| 1.75 | 0.0729 | 0.0783 | 0.0838 | 0.0892 | 0.0946 | 0.1001 | 0.1055 |
| 1.80 | 0.0706 | 0.0760 | 0.0813 | 0.0865 | 0.0918 | 0.0971 | 0.1023 |
| 1.85 | 0.0681 | 0.0734 | 0.0787 | 0.0840 | 0.0892 | 0.0943 | 0.0994 |

THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.2200 | 0.2300 | 0.2400 | 0.2500 | 0.2600 | 0.2700 | 0.2800 |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 | 0.3656 | 0.3750 | 0.3841 | 0.3928 | 0.4006 | 0.4078 | 0.4142 |
| 0.05 | 0.3569 | 0.3665 | 0.3759 | 0.3847 | 0.3932 | 0.4012 | 0.4085 |
| 0.10 | 0.3477 | 0.3575 | 0.3671 | 0.3761 | 0.3850 | 0.3934 | 0.4013 |
| 0.15 | 0.3383 | 0.3481 | 0.3576 | 0.3668 | 0.3759 | 0.3847 | 0.3931 |
| 0.20 | 0.3285 | 0.3383 | 0.3479 | 0.3572 | 0.3665 | 0.3753 | 0.3840 |
| 0.25 | 0.3186 | 0.3284 | 0.3380 | 0.3473 | 0.3565 | 0.3654 | 0.3742 |
| 0.30 | 0.3084 | 0.3181 | 0.3276 | 0.3369 | 0.3462 | 0.3551 | 0.3640 |
| 0.35 | 0.2982 | 0.3078 | 0.3174 | 0.3266 | 0.3358 | 0.3447 | 0.3535 |
| 0.40 | 0.2881 | 0.2976 | 0.3070 | 0.3162 | 0.3253 | 0.3341 | 0.3429 |
| 0.45 | 0.2778 | 0.2874 | 0.2967 | 0.3058 | 0.3147 | 0.3235 | 0.3322 |
| 0.50 | 0.2677 | 0.2771 | 0.2863 | 0.2954 | 0.3042 | 0.3131 | 0.3216 |
| 0.55 | 0.2579 | 0.2671 | 0.2763 | 0.2851 | 0.2939 | 0.3025 | 0.3110 |
| 0.60 | 0.2483 | 0.2575 | 0.2665 | 0.2752 | 0.2840 | 0.2923 | 0.3007 |
| 0.65 | 0.2390 | 0.2481 | 0.2568 | 0.2655 | 0.2740 | 0.2824 | 0.2907 |
| 0.70 | 0.2300 | 0.2388 | 0.2476 | 0.2561 | 0.2645 | 0.2728 | 0.2808 |
| 0.75 | 0.2212 | 0.2299 | 0.2384 | 0.2468 | 0.2551 | 0.2632 | 0.2713 |
| 0.80 | 0.2130 | 0.2214 | 0.2297 | 0.2381 | 0.2461 | 0.2542 | 0.2621 |
| 0.85 | 0.2048 | 0.2132 | 0.2214 | 0.2295 | 0.2375 | 0.2454 | 0.2531 |
| 0.90 | 0.1973 | 0.2054 | 0.2134 | 0.2214 | 0.2291 | 0.2368 | 0.2445 |
| 0.95 | 0.1899 | 0.1979 | 0.2057 | 0.2135 | 0.2212 | 0.2288 | 0.2362 |
| 1.00 | 0.1831 | 0.1907 | 0.1984 | 0.2060 | 0.2134 | 0.2209 | 0.2283 |
| 1.05 | 0.1763 | 0.1839 | 0.1913 | 0.1987 | 0.2061 | 0.2133 | 0.2205 |
| 1.10 | 0.1700 | 0.1774 | 0.1847 | 0.1919 | 0.1990 | 0.2061 | 0.2132 |
| 1.15 | 0.1641 | 0.1712 | 0.1783 | 0.1853 | 0.1923 | 0.1992 | 0.2061 |
| 1.20 | 0.1584 | 0.1654 | 0.1723 | 0.1791 | 0.1859 | 0.1927 | 0.1995 |
| 1.25 | 0.1532 | 0.1599 | 0.1665 | 0.1732 | 0.1798 | 0.1864 | 0.1930 |
| 1.30 | 0.1480 | 0.1547 | 0.1611 | 0.1676 | 0.1740 | 0.1805 | 0.1869 |
| 1.35 | 0.1431 | 0.1495 | 0.1559 | 0.1623 | 0.1685 | 0.1747 | 0.1809 |
| 1.40 | 0.1387 | 0.1449 | 0.1511 | 0.1572 | 0.1634 | 0.1695 | 0.1755 |
| 1.45 | 0.1339 | 0.1402 | 0.1464 | 0.1523 | 0.1583 | 0.1642 | 0.1702 |
| 1.50 | 0.1297 | 0.1357 | 0.1417 | 0.1477 | 0.1537 | 0.1594 | 0.1652 |
| 1.55 | 0.1256 | 0.1316 | 0.1374 | 0.1432 | 0.1489 | 0.1546 | 0.1604 |
| 1.60 | 0.1216 | 0.1274 | 0.1332 | 0.1390 | 0.1446 | 0.1501 | 0.1557 |
| 1.65 | 0.1180 | 0.1236 | 0.1292 | 0.1348 | 0.1403 | 0.1459 | 0.1513 |
| 1.70 | 0.1143 | 0.1198 | 0.1253 | 0.1308 | 0.1362 | 0.1415 | 0.1469 |
| 1.75 | 0.1109 | 0.1162 | 0.1216 | 0.1269 | 0.1323 | 0.1376 | 0.1428 |
| 1.80 | 0.1076 | 0.1128 | 0.1181 | 0.1233 | 0.1285 | 0.1336 | 0.1388 |
| 1.85 | 0.1044 | 0.1095 | 0.1146 | 0.1197 | 0.1247 | 0.1298 | 0.1348 |



THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.2900 | 0.3000 | 0.3100 | 0.3200 | 0.3300 | 0.3400 | 0.3500 |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 | 0.4195 | 0.4227 | 0.3826 | 0.3694 | 0.3464 | 0.3235 | 0.3181 |
| 0.05 | 0.4151 | 0.4206 | 0.4244 | 0.4253 | 0.3968 | 0.3303 | 0.3246 |
| 0.10 | 0.4088 | 0.4157 | 0.4216 | 0.4261 | 0.4283 | 0.4258 | 0.3519 |
| 0.15 | 0.4012 | 0.4085 | 0.4155 | 0.4219 | 0.4273 | 0.4308 | 0.4279 |
| 0.20 | 0.3922 | 0.4002 | 0.4080 | 0.4151 | 0.4216 | 0.4276 | 0.4324 |
| 0.25 | 0.3827 | 0.3911 | 0.3991 | 0.4067 | 0.4141 | 0.4209 | 0.4272 |
| 0.30 | 0.3726 | 0.3811 | 0.3893 | 0.3973 | 0.4050 | 0.4124 | 0.4196 |
| 0.35 | 0.3621 | 0.3707 | 0.3789 | 0.3871 | 0.3950 | 0.4028 | 0.4102 |
| 0.40 | 0.3515 | 0.3601 | 0.3683 | 0.3766 | 0.3846 | 0.3925 | 0.4002 |
| 0.45 | 0.3408 | 0.3493 | 0.3576 | 0.3658 | 0.3738 | 0.3818 | 0.3895 |
| 0.50 | 0.3301 | 0.3385 | 0.3467 | 0.3549 | 0.3629 | 0.3708 | 0.3786 |
| 0.55 | 0.3195 | 0.3276 | 0.3358 | 0.3438 | 0.3517 | 0.3596 | 0.3674 |
| 0.60 | 0.3089 | 0.3170 | 0.3251 | 0.3330 | 0.3410 | 0.3487 | 0.3564 |
| 0.65 | 0.2988 | 0.3069 | 0.3148 | 0.3226 | 0.3304 | 0.3380 | 0.3456 |
| 0.70 | 0.2889 | 0.2968 | 0.3046 | 0.3124 | 0.3199 | 0.3275 | 0.3350 |
| 0.75 | 0.2792 | 0.2870 | 0.2948 | 0.3023 | 0.3098 | 0.3173 | 0.3246 |
| 0.80 | 0.2698 | 0.2776 | 0.2851 | 0.2926 | 0.3001 | 0.3073 | 0.3145 |
| 0.85 | 0.2609 | 0.2684 | 0.2759 | 0.2834 | 0.2906 | 0.2978 | 0.3050 |
| 0.90 | 0.2520 | 0.2595 | 0.2670 | 0.2742 | 0.2814 | 0.2886 | 0.2955 |
| 0.95 | 0.2436 | 0.2509 | 0.2581 | 0.2653 | 0.2725 | 0.2794 | 0.2864 |
| 1.00 | 0.2355 | 0.2427 | 0.2498 | 0.2569 | 0.2638 | 0.2707 | 0.2776 |
| 1.05 | 0.2276 | 0.2347 | 0.2416 | 0.2486 | 0.2555 | 0.2623 | 0.2689 |
| 1.10 | 0.2201 | 0.2270 | 0.2339 | 0.2407 | 0.2474 | 0.2540 | 0.2606 |
| 1.15 | 0.2129 | 0.2198 | 0.2264 | 0.2331 | 0.2397 | 0.2463 | 0.2527 |
| 1.20 | 0.2061 | 0.2127 | 0.2193 | 0.2259 | 0.2323 | 0.2386 | 0.2449 |
| 1.25 | 0.1995 | 0.2061 | 0.2124 | 0.2188 | 0.2251 | 0.2315 | 0.2377 |
| 1.30 | 0.1932 | 0.1995 | 0.2059 | 0.2122 | 0.2183 | 0.2244 | 0.2305 |
| 1.35 | 0.1872 | 0.1933 | 0.1995 | 0.2056 | 0.2117 | 0.2178 | 0.2238 |
| 1.40 | 0.1815 | 0.1876 | 0.1936 | 0.1996 | 0.2054 | 0.2113 | 0.2172 |
| 1.45 | 0.1761 | 0.1819 | 0.1877 | 0.1935 | 0.1994 | 0.2052 | 0.2109 |
| 1.50 | 0.1709 | 0.1767 | 0.1824 | 0.1881 | 0.1937 | 0.1993 | 0.2049 |
| 1.55 | 0.1660 | 0.1715 | 0.1771 | 0.1826 | 0.1882 | 0.1937 | 0.1991 |
| 1.60 | 0.1612 | 0.1667 | 0.1722 | 0.1776 | 0.1829 | 0.1883 | 0.1937 |
| 1.65 | 0.1567 | 0.1620 | 0.1673 | 0.1726 | 0.1780 | 0.1832 | 0.1884 |
| 1.70 | 0.1523 | 0.1576 | 0.1628 | 0.1679 | 0.1731 | 0.1782 | 0.1834 |
| 1.75 | 0.1480 | 0.1532 | 0.1583 | 0.1635 | 0.1687 | 0.1737 | 0.1786 |
| 1.80 | 0.1440 | 0.1491 | 0.1541 | 0.1591 | 0.1641 | 0.1690 | 0.1740 |
| 1.85 | 0.1398 | 0.1449 | 0.1499 | 0.1549 | 0.1599 | 0.1647 | 0.1695 |

THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.3600 | 0.3700 | 0.3800 | 0.3900 | 0.4000 | 0.4100 | 0.4200 |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 | 0.3126 | 0.3073 | 0.3020 | 0.2966 | 0.2913 | 0.2861 | 0.2809 |
| 0.05 | 0.3190 | 0.3134 | 0.3079 | 0.3024 | 0.2969 | 0.2915 | 0.2860 |
| 0.10 | 0.3263 | 0.3205 | 0.3148 | 0.3089 | 0.3032 | 0.2976 | 0.2920 |
| 0.15 | 0.4184 | 0.3287 | 0.3227 | 0.3167 | 0.3108 | 0.3049 | 0.2991 |
| 0.20 | 0.4272 | 0.3885 | 0.3663 | 0.3256 | 0.3194 | 0.3133 | 0.3072 |
| 0.25 | 0.4227 | 0.4244 | 0.4385 | 0.3849 | 0.3382 | 0.3228 | 0.3164 |
| 0.30 | 0.4261 | 0.4322 | 0.4376 | 0.4214 | 0.4297 | 0.4052 | 0.3273 |
| 0.35 | 0.4175 | 0.4245 | 0.4310 | 0.4290 | 0.3949 | 0.3898 | 0.4322 |
| 0.40 | 0.4078 | 0.4150 | 0.4221 | 0.4287 | 0.4351 | 0.4412 | 0.3547 |
| 0.45 | 0.3971 | 0.4046 | 0.4119 | 0.4190 | 0.4260 | 0.4325 | 0.4389 |
| 0.50 | 0.3863 | 0.3938 | 0.4012 | 0.4085 | 0.4156 | 0.4225 | 0.4293 |
| 0.55 | 0.3752 | 0.3827 | 0.3901 | 0.3975 | 0.4047 | 0.4118 | 0.4187 |
| 0.60 | 0.3641 | 0.3715 | 0.3790 | 0.3863 | 0.3936 | 0.4008 | 0.4077 |
| 0.65 | 0.3531 | 0.3605 | 0.3679 | 0.3751 | 0.3823 | 0.3895 | 0.3964 |
| 0.70 | 0.3423 | 0.3497 | 0.3570 | 0.3641 | 0.3713 | 0.3783 | 0.3852 |
| 0.75 | 0.3319 | 0.3391 | 0.3462 | 0.3533 | 0.3603 | 0.3672 | 0.3742 |
| 0.80 | 0.3217 | 0.3288 | 0.3358 | 0.3428 | 0.3497 | 0.3565 | 0.3634 |
| 0.85 | 0.3119 | 0.3188 | 0.3257 | 0.3326 | 0.3394 | 0.3461 | 0.3529 |
| 0.90 | 0.3024 | 0.3093 | 0.3161 | 0.3228 | 0.3295 | 0.3362 | 0.3427 |
| 0.95 | 0.2933 | 0.3000 | 0.3066 | 0.3133 | 0.3199 | 0.3264 | 0.3328 |
| 1.00 | 0.2842 | 0.2909 | 0.2975 | 0.3040 | 0.3105 | 0.3169 | 0.3233 |
| 1.05 | 0.2756 | 0.2822 | 0.2887 | 0.2951 | 0.3015 | 0.3078 | 0.3141 |
| 1.10 | 0.2672 | 0.2736 | 0.2801 | 0.2865 | 0.2928 | 0.2989 | 0.3051 |
| 1.15 | 0.2591 | 0.2655 | 0.2718 | 0.2780 | 0.2842 | 0.2904 | 0.2966 |
| 1.20 | 0.2513 | 0.2575 | 0.2638 | 0.2700 | 0.2762 | 0.2822 | 0.2882 |
| 1.25 | 0.2438 | 0.2500 | 0.2561 | 0.2622 | 0.2682 | 0.2741 | 0.2801 |
| 1.30 | 0.2367 | 0.2427 | 0.2486 | 0.2546 | 0.2605 | 0.2664 | 0.2722 |
| 1.35 | 0.2297 | 0.2356 | 0.2415 | 0.2474 | 0.2531 | 0.2589 | 0.2646 |
| 1.40 | 0.2231 | 0.2289 | 0.2346 | 0.2403 | 0.2460 | 0.2517 | 0.2573 |
| 1.45 | 0.2166 | 0.2223 | 0.2280 | 0.2337 | 0.2392 | 0.2447 | 0.2502 |
| 1.50 | 0.2105 | 0.2161 | 0.2216 | 0.2271 | 0.2326 | 0.2381 | 0.2436 |
| 1.55 | 0.2046 | 0.2100 | 0.2155 | 0.2209 | 0.2263 | 0.2316 | 0.2369 |
| 1.60 | 0.1991 | 0.2044 | 0.2097 | 0.2149 | 0.2202 | 0.2254 | 0.2307 |
| 1.65 | 0.1936 | 0.1988 | 0.2040 | 0.2092 | 0.2144 | 0.2195 | 0.2246 |
| 1.70 | 0.1885 | 0.1936 | 0.1987 | 0.2037 | 0.2087 | 0.2138 | 0.2188 |
| 1.75 | 0.1836 | 0.1885 | 0.1935 | 0.1984 | 0.2034 | 0.2083 | 0.2132 |
| 1.80 | 0.1790 | 0.1839 | 0.1886 | 0.1934 | 0.1982 | 0.2030 | 0.2078 |
| 1.85 | 0.1743 | 0.1790 | 0.1838 | 0.1886 | 0.1934 | 0.1981 | 0.2027 |

THRUST COEFFICIENT

| J/cp | 0.4300 | 0.4400 | 0.4500 | 0.4600 | 0.4700 | 0.4800 | 0.4900 |
|------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.00 | 0.2757 | 0.2706 | 0.2654 | 0.2603 |        |        |        |
| 0.05 | 0.2807 | 0.2754 | 0.2701 | 0.2648 |        |        |        |
| 0.10 | 0.2865 | 0.2809 | 0.2753 | 0.2698 |        |        |        |
| 0.15 | 0.2932 | 0.2874 | 0.2817 | 0.2760 |        |        |        |
| 0.20 | 0.3011 | 0.2950 | 0.2891 | 0.2831 |        |        |        |
| 0.25 | 0.3101 | 0.3038 | 0.2976 | 0.2913 | 0.2851 |        |        |
| 0.30 | 0.3207 | 0.3141 | 0.3075 | 0.3010 | 0.2945 |        |        |
| 0.35 | 0.3939 | 0.3258 | 0.3189 | 0.3121 | 0.3053 | 0.2986 |        |
| 0.40 | 0.3802 | 0.4311 | 0.3866 | 0.3249 | 0.3178 | 0.3107 |        |
| 0.45 | 0.3661 | 0.3636 | 0.4176 | 0.4200 | 0.3826 | 0.3247 | 0.3173 |
| 0.50 | 0.4359 | 0.4421 | 0.3840 | 0.4462 | 0.4077 | 0.4588 | 0.4097 |
| 0.55 | 0.4255 | 0.4321 | 0.4386 | 0.4077 | 0.4353 | 0.3596 | 0.4054 |
| 0.60 | 0.4146 | 0.4214 | 0.4280 | 0.4346 | 0.4409 | 0.4361 | 0.3728 |
| 0.65 | 0.4034 | 0.4102 | 0.4170 | 0.4237 | 0.4301 | 0.4365 | 0.4428 |
| 0.70 | 0.3922 | 0.3990 | 0.4057 | 0.4124 | 0.4189 | 0.4254 | 0.4318 |
| 0.75 | 0.3811 | 0.3878 | 0.3945 | 0.4012 | 0.4077 | 0.4142 | 0.4206 |
| 0.80 | 0.3701 | 0.3768 | 0.3835 | 0.3901 | 0.3965 | 0.4030 | 0.4094 |
| 0.85 | 0.3595 | 0.3661 | 0.3727 | 0.3792 | 0.3856 | 0.3921 | 0.3984 |
| 0.90 | 0.3493 | 0.3558 | 0.3622 | 0.3686 | 0.3749 | 0.3813 | 0.3875 |
| 0.95 | 0.3393 | 0.3456 | 0.3519 | 0.3583 | 0.3645 | 0.3707 | 0.3769 |
| 1.00 | 0.3296 | 0.3358 | 0.3421 | 0.3483 | 0.3544 | 0.3605 | 0.3667 |
| 1.05 | 0.3203 | 0.3265 | 0.3326 | 0.3386 | 0.3446 | 0.3506 | 0.3566 |
| 1.10 | 0.3113 | 0.3173 | 0.3233 | 0.3292 | 0.3352 | 0.3411 | 0.3470 |
| 1.15 | 0.3026 | 0.3086 | 0.3146 | 0.3205 | 0.3263 | 0.3321 | 0.3379 |
| 1.20 | 0.2942 | 0.3002 | 0.3060 | 0.3118 | 0.3175 | 0.3233 | 0.3290 |
| 1.25 | 0.2860 | 0.2918 | 0.2975 | 0.3033 | 0.3091 | 0.3147 | 0.3203 |
| 1.30 | 0.2780 | 0.2838 | 0.2895 | 0.2952 | 0.3008 | 0.3064 | 0.3119 |
| 1.35 | 0.2703 | 0.2760 | 0.2816 | 0.2871 | 0.2927 | 0.2983 | 0.3037 |
| 1.40 | 0.2629 | 0.2684 | 0.2739 | 0.2795 | 0.2849 | 0.2903 | 0.2957 |
| 1.45 | 0.2557 | 0.2612 | 0.2667 | 0.2720 | 0.2774 | 0.2828 | 0.2881 |
| 1.50 | 0.2489 | 0.2542 | 0.2595 | 0.2648 | 0.2702 | 0.2754 | 0.2806 |
| 1.55 | 0.2422 | 0.2475 | 0.2528 | 0.2580 | 0.2632 | 0.2683 | 0.2734 |
| 1.60 | 0.2359 | 0.2410 | 0.2461 | 0.2512 | 0.2563 | 0.2614 | 0.2665 |
| 1.65 | 0.2297 | 0.2347 | 0.2398 | 0.2449 | 0.2499 | 0.2549 | 0.2598 |
| 1.70 | 0.2238 | 0.2288 | 0.2337 | 0.2386 | 0.2436 | 0.2485 | 0.2534 |
| 1.75 | 0.2180 | 0.2229 | 0.2278 | 0.2326 | 0.2375 | 0.2423 | 0.2470 |
| 1.80 | 0.2126 | 0.2174 | 0.2221 | 0.2268 | 0.2316 | 0.2363 | 0.2410 |
| 1.85 | 0.2074 | 0.2120 | 0.2167 | 0.2213 | 0.2260 | 0.2306 | 0.2352 |

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.5000 0.5100 0.5200 0.5300 0.5400 0.5500 0.5600

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50 0.3251

0.55 0.4565 0.4582

0.60 0.4138 0.4191 0.4213 0.4680

0.65 0.4489 0.3828 0.3915 0.3591 0.4213 0.4729 0.4697

0.70 0.4381 0.4444 0.4218 0.3911 0.4015 0.3651 0.4331

0.75 0.4269 0.4331 0.4393 0.4453 0.4513 0.4084 0.4060

0.80 0.4157 0.4220 0.4281 0.4342 0.4402 0.4462 0.4520

0.85 0.4046 0.4109 0.4170 0.4230 0.4291 0.4350 0.4408

0.90 0.3938 0.4000 0.4061 0.4121 0.4182 0.4240 0.4298

0.95 0.3832 0.3893 0.3953 0.4013 0.4073 0.4131 0.4190

1.00 0.3727 0.3787 0.3847 0.3906 0.3965 0.4024 0.4082

1.05 0.3626 0.3686 0.3745 0.3804 0.3861 0.3919 0.3977

1.10 0.3529 0.3587 0.3645 0.3702 0.3760 0.3817 0.3874

1.15 0.3436 0.3493 0.3549 0.3605 0.3662 0.3717 0.3773

1.20 0.3346 0.3402 0.3457 0.3513 0.3568 0.3622 0.3677

1.25 0.3259 0.3315 0.3370 0.3423 0.3477 0.3530 0.3584

1.30 0.3175 0.3229 0.3283 0.3336 0.3390 0.3443 0.3496

1.35 0.3091 0.3145 0.3199 0.3253 0.3305 0.3357 0.3409

1.40 0.3011 0.3065 0.3118 0.3170 0.3222 0.3274 0.3326

1.45 0.2934 0.2986 0.3038 0.3090 0.3142 0.3193 0.3244

1.50 0.2858 0.2910 0.2961 0.3013 0.3064 0.3114 0.3164

1.55 0.2785 0.2837 0.2887 0.2937 0.2987 0.3037 0.3087

1.60 0.2715 0.2765 0.2815 0.2864 0.2914 0.2964 0.3012

1.65 0.2647 0.2697 0.2746 0.2795 0.2843 0.2891 0.2939

1.70 0.2583 0.2631 0.2679 0.2726 0.2774 0.2821 0.2869

1.75 0.2517 0.2565 0.2612 0.2660 0.2707 0.2754 0.2800

1.80 0.2457 0.2504 0.2551 0.2597 0.2643 0.2689 0.2734

1.85 0.2398 0.2443 0.2489 0.2534 0.2580 0.2625 0.2671

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.5700 0.5800 0.5900 0.6000 0.6100 0.6200 0.6300

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70 0.4747 0.4659

0.75 0.3851 0.4299 0.4778 0.4818 0.4786

0.80 0.4579 0.3942 0.4312 0.4309 0.4626 0.4695 0.4795

0.85 0.4467 0.4525 0.4581 0.4638 0.4094 0.4236 0.4795

0.90 0.4356 0.4414 0.4471 0.4528 0.4584 0.4638 0.4693

0.95 0.4248 0.4305 0.4361 0.4417 0.4472 0.4528 0.4583

1.00 0.4140 0.4196 0.4252 0.4308 0.4364 0.4418 0.4472

1.05 0.4034 0.4090 0.4147 0.4203 0.4258 0.4312 0.4366

1.10 0.3930 0.3986 0.4042 0.4098 0.4152 0.4206 0.4261

1.15 0.3828 0.3883 0.3938 0.3993 0.4048 0.4102 0.4157

1.20 0.3732 0.3786 0.3840 0.3893 0.3947 0.4000 0.4053

1.25 0.3637 0.3690 0.3743 0.3796 0.3849 0.3902 0.3954

1.30 0.3548 0.3600 0.3652 0.3704 0.3755 0.3806 0.3857

1.35 0.3461 0.3513 0.3564 0.3614 0.3665 0.3715 0.3765

1.40 0.3378 0.3428 0.3478 0.3528 0.3578 0.3628 0.3677

1.45 0.3294 0.3344 0.3394 0.3444 0.3494 0.3542 0.3591

1.50 0.3215 0.3265 0.3315 0.3363 0.3411 0.3460 0.3508

1.55 0.3137 0.3185 0.3234 0.3282 0.3330 0.3379 0.3427

1.60 0.3060 0.3109 0.3157 0.3205 0.3253 0.3300 0.3347

1.65 0.2987 0.3035 0.3083 0.3130 0.3176 0.3223 0.3269

1.70 0.2916 0.2963 0.3009 0.3055 0.3102 0.3148 0.3194

1.75 0.2846 0.2892 0.2938 0.2985 0.3031 0.3076 0.3121

1.80 0.2780 0.2826 0.2872 0.2917 0.2961 0.3006 0.3050

1.85 0.2715 0.2760 0.2804 0.2849 0.2893 0.2938 0.2982

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.6400 0.6500 0.6600 0.6700 0.6800 0.6900 0.7000

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70

0.75

0.80 0.4817

0.85 0.4842 0.4600 0.4827 0.4828

0.90 0.4410 0.4498 0.4821 0.4611 0.4908 0.4871 0.4989

0.95 0.4638 0.4690 0.4743 0.4794 0.4843 0.4892 0.4614

1.00 0.4527 0.4580 0.4634 0.4687 0.4739 0.4790 0.4840

1.05 0.4419 0.4472 0.4525 0.4578 0.4630 0.4682 0.4733

1.10 0.4314 0.4366 0.4418 0.4471 0.4522 0.4573 0.4625

1.15 0.4210 0.4262 0.4315 0.4367 0.4418 0.4468 0.4518

1.20 0.4106 0.4158 0.4211 0.4263 0.4314 0.4365 0.4416

1.25 0.4006 0.4058 0.4110 0.4161 0.4212 0.4262 0.4313

1.30 0.3909 0.3960 0.4010 0.4061 0.4111 0.4161 0.4211

1.35 0.3815 0.3865 0.3914 0.3964 0.4013 0.4063 0.4112

1.40 0.3726 0.3775 0.3824 0.3872 0.3921 0.3969 0.4017

1.45 0.3639 0.3688 0.3736 0.3784 0.3831 0.3878 0.3925

1.50 0.3556 0.3604 0.3651 0.3697 0.3744 0.3791 0.3838

1.55 0.3473 0.3520 0.3567 0.3614 0.3661 0.3708 0.3753

1.60 0.3393 0.3440 0.3487 0.3533 0.3579 0.3624 0.3669

1.65 0.3316 0.3362 0.3408 0.3453 0.3498 0.3544 0.3589

1.70 0.3240 0.3285 0.3330 0.3375 0.3420 0.3465 0.3510

1.75 0.3165 0.3210 0.3255 0.3300 0.3345 0.3388 0.3432

1.80 0.3095 0.3140 0.3184 0.3227 0.3271 0.3314 0.3357

1.85 0.3026 0.3069 0.3112 0.3155 0.3198 0.3241 0.3284

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.7100 0.7200 0.7300 0.7400 0.7500 0.7600 0.7700

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70

0.75

0.80

0.85

0.90

0.95 0.4865 0.4906 0.4977

1.00 0.4888 0.4935 0.4980 0.5018 0.5056 0.4966 0.5093

1.05 0.4784 0.4833 0.4882 0.4930 0.4975 0.5019 0.5059

1.10 0.4676 0.4726 0.4776 0.4826 0.4875 0.4922 0.4968

1.15 0.4568 0.4618 0.4668 0.4718 0.4768 0.4816 0.4864

1.20 0.4466 0.4515 0.4564 0.4613 0.4661 0.4709 0.4758

1.25 0.4364 0.4412 0.4461 0.4510 0.4559 0.4606 0.4653

1.30 0.4261 0.4310 0.4360 0.4409 0.4458 0.4505 0.4552

1.35 0.4161 0.4210 0.4258 0.4307 0.4355 0.4403 0.4450

1.40 0.4064 0.4112 0.4160 0.4208 0.4255 0.4303 0.4350

1.45 0.3972 0.4020 0.4066 0.4113 0.4159 0.4206 0.4253

1.50 0.3884 0.3930 0.3975 0.4021 0.4067 0.4113 0.4158

1.55 0.3798 0.3843 0.3888 0.3934 0.3979 0.4023 0.4068

1.60 0.3715 0.3760 0.3805 0.3850 0.3893 0.3937 0.3981

1.65 0.3634 0.3679 0.3723 0.3767 0.3810 0.3854 0.3897

1.70 0.3554 0.3598 0.3642 0.3685 0.3729 0.3772 0.3816

1.75 0.3475 0.3519 0.3562 0.3605 0.3649 0.3692 0.3734

1.80 0.3400 0.3443 0.3486 0.3529 0.3571 0.3613 0.3655

1.85 0.3327 0.3369 0.3411 0.3453 0.3495 0.3537 0.3579

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.7800 0.7900 0.8000 0.8100 0.8200 0.8300 0.8400

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70

0.75

0.80

0.85

0.90

0.95

1.00

1.05 0.5094 0.5122 0.5092

1.10 0.5014 0.5056 0.5098 0.5134 0.5166 0.5196 0.5217

1.15 0.4911 0.4959 0.5003 0.5048 0.5092 0.5131 0.5169

1.20 0.4806 0.4854 0.4900 0.4946 0.4993 0.5038 0.5081

1.25 0.4701 0.4748 0.4794 0.4841 0.4887 0.4933 0.4978

1.30 0.4599 0.4646 0.4692 0.4737 0.4783 0.4829 0.4874

1.35 0.4498 0.4545 0.4591 0.4637 0.4682 0.4727 0.4773

1.40 0.4397 0.4444 0.4490 0.4536 0.4582 0.4628 0.4673

1.45 0.4299 0.4345 0.4391 0.4437 0.4482 0.4528 0.4573

1.50 0.4203 0.4249 0.4294 0.4339 0.4384 0.4429 0.4473

1.55 0.4112 0.4157 0.4201 0.4246 0.4290 0.4334 0.4378

1.60 0.4024 0.4068 0.4112 0.4155 0.4198 0.4241 0.4284

1.65 0.3941 0.3984 0.4026 0.4068 0.4111 0.4153 0.4195

1.70 0.3858 0.3901 0.3943 0.3985 0.4027 0.4069 0.4111

1.75 0.3776 0.3818 0.3861 0.3903 0.3945 0.3987 0.4027

1.80 0.3697 0.3740 0.3782

1.85 0.3620



THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.8500 0.8600 0.8700 0.8800 0.8900 0.9000 0.9100

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70

0.75

0.80

0.85

0.90

0.95

1.00

1.05

1.10

1.15 0.5204 0.5234

1.20 0.5123 0.5166 0.5202 0.5238

1.25 0.5023 0.5067 0.5112 0.5154 0.5194 0.5235

1.30 0.4919 0.4964 0.5009 0.5054 0.5097 0.5139 0.5182

1.35 0.4817 0.4861 0.4906 0.4950 0.4994 0.5037 0.5080

1.40 0.4717 0.4761 0.4804 0.4848 0.4892 0.4935 0.4978

1.45 0.4617 0.4661 0.4705 0.4749 0.4792 0.4835 0.4877

1.50 0.4518 0.4562 0.4606 0.4651 0.4694 0.4736 0.4778

1.55 0.4421 0.4465 0.4509 0.4552 0.4595 0.4637 0.4680

1.60 0.4327 0.4370 0.4413 0.4455 0.4498 0.4540 0.4583

1.65 0.4237 0.4279 0.4321 0.4363 0.4405 0.4446 0.4488

1.70 0.4152 0.4193 0.4234 0.4275 0.4316 0.4357 0.4398

1.75 0.4068 0.4109 0.4149 0.4190 0.4230

1.80

1.85

THRUST COEFFICIENT

J/cp 0.9200 0.9300 0.9400 0.9500 0.9600 0.9700 0.9800

0.00

0.05

0.10

0.15

0.20

0.25

0.30

0.35

0.40

0.45

0.50

0.55

0.60

0.65

0.70

0.75

0.80

0.85

0.90

0.95

1.00

1.05

1.10

1.15

1.20

1.25

1.30

1.35 0.5123

1.40 0.5021 0.5064

1.45 0.4920 0.4962

1.50 0.4821 0.4863

1.55 0.4723 0.4765

1.60 0.4625 0.4668

1.65 0.4530

1.70

1.75

1.80

1.85