



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. Proved'te hmotový rozbor a stanovte návrhové rychlosti. Spoč'tete výkony letounu, srovnajte a zhodno'tte 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 press, 1976

Vedoucí diplomové práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, 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

1. Úvod	4
2. Statistické porovnání letounů kategorie commuter	4
3. Změny konstrukce	4
4. Návrhové hmotnosti letounu pro výpočty	5
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
5. Výpočet poláry letounu	9
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
6. Výpočet letové obálky letounu	18
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 obrátová rychlost v_A	19
6.3.4 Pádová rychlost „na zádech“ v_{SG}	19
6.3.5 Návrhová obrátová 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
7. Hmotnostní rozbor letounu.....	23
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 přístávacího 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
8. Výpočet potřebných a využitelných tahů a výkonů	28
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
9. Výpočet délky vzletu s oběma motory v chodu	29
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
10. Délka vzletu s jedním nepracujícím motorem	33
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
11. Délka přistání	35
11.1 Přistávací rychlosti	35
11.2 Délka vzdušné části přistání	36
11.3 Délka dojezdu	36
11.4 Celková délka přistání	37
12. Výpočet polohy neutrálního bodu letounu s pevným řízením	37
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
13. Určení statické zásoby s pevným řízením	41
14. Směrová a příčná statická stabilita	41
14.1 Derivace bočivě klonivého momentu m_X^β	41
14.1.1 Vliv křídla na derivaci bočivě klonivého momentu $\Delta m_{Xkř}^\beta$	41
14.1.2 Vliv šípů křídla na derivaci bočivě klonivého momentu Δm_{XS}^β	42
14.1.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě klonivého momentu Δm_{XSOP}^β	42
14.1.4 Derivace bočivě klonivého momentu m_X^β	43
14.2 Derivace bočivě zatáčivého momentu m_y^β	43
14.2.1 Vliv trupu na derivaci bočivě zatáčivého momentu Δm_{ytr}^β	43
14.2.2 Vliv gondol na derivaci bočivě zatáčivého momentu Δm_{yg}^β	43
14.2.3 Vliv svislé ocasní plochy na derivaci bočivě zatáčivého momentu	44
14.2.4 Vliv interference na derivaci zatáčivého momentu Δm_{yint}^β	44
14.2.5 Vliv vrtule na derivaci zatáčivého momentu Δm_{yvrt}^β	44
14.2.6 Derivace bočivě zatáčivého momentu m_y^β	45
14.3 Zhodnocení výsledků směrové a příčné statické stability	45
15. Dolet a vytrvalost letounu	45
15.1 Dolet letounu	45
15.2 Vytrvalost letounu	46
16. Porovnání letounů EV-55 a EV-55 Outback	47
16.1 Návrhové hmotnosti	47
16.2 Výkony	47
17. Závěr	48
18. Seznam použitých zdrojů	49
19. Seznam výkresů	50
20. Seznam použitých veličin a zkratk	51
21. Seznam příloh	57

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 porovnávající 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 pětistavé stavitelné 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}

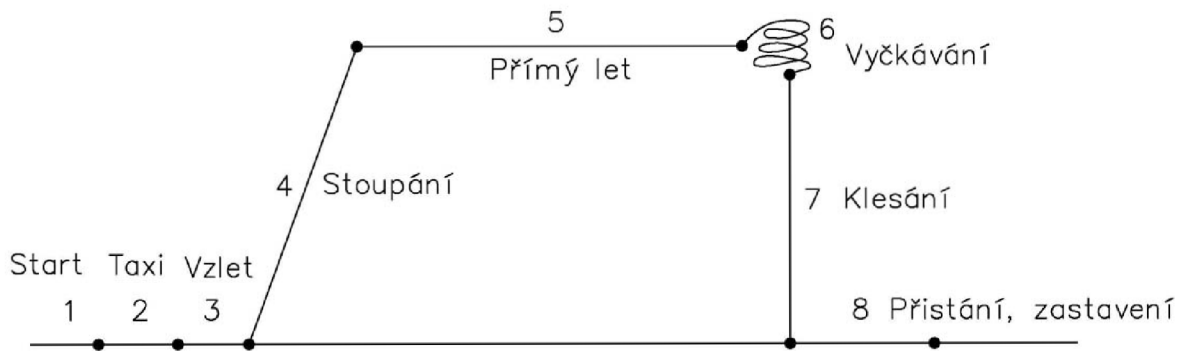
Maximální hmotnost s nulovým palivem W_{MZF} byla vypočtena dle vzorce (5.8), uvedeného na str. 69 v knize Airplane design, Part V: Component weight estimation od Dr. Jana Roskama (lit. [9]):

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

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	$W_1/W_{10} = 0,99$
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

$$L/D = 15$$

$$c_p = 0,6$$

$$\eta_p = 0,77$$

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

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

$$W_6/W_5 = 1$$

Hodnoty poměru vztlaku ku odporu L/D , účinnosti vrtule η_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]).

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

$$W_F = 2944,46 \text{ lbs} = 1335,6 \text{ kg}$$

4.4.6 Výpočet maximální hmotnosti s nulovým palivem

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

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 Přepočtení profilových polár na výpočtová Re

Pro výpočet byly použity poláry kořenového profilu NASA LS(1)-0417 a koncového profilu NASA MS(1)-0313 při $\text{Re}_{\text{st}} = 6 \cdot 10^6$ (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 δ 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 λ_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 $S = 33,66$ m²; plocha křídla zakrytá trupem $S_1 = 4,34$ m² 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 vztahený 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]).

η_c – součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a rozdíl mezi rozložením tlaku na rovinné desce a trupu. Hodnoty součinitele η_c v závislosti na štíhlosti trupu λ_{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 λ_{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 $S_{TR} = 3,17$ m²

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 $F_{TRb} = 17,91$ m² a plocha půdorysu trupu $F_{TRp} = 21,79$ m²

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 $\nu = 0,00001455$ m²s⁻¹.

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 $\nu = 0,00001455$ m²s⁻¹.

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}

$$c'_{xkOPmax} = c'_{xpminVOP} + c'_{xpminSOP} + \sum c'_{xOP} = 0,0009 + 0,0012 + 0,003 + 0,0003 + 0,0003 = 0,0057$$

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

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

Součinitel minimálního odporu profilu VOP $c_{xpminOP}$ je pro použitý profil NASA

LS(1) – 0013 $c_{xpminOP} = 0,006$

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

Plocha křídla $S = 33,66 \text{ m}^2$

Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel $c_{xpminOP}$, je dáno vztahem:

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

Kde maximální rychlost letu $v_{max} = 107,73 \text{ m/s}$; kinematická viskozita 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 $l_{VOP} = 5,04 \text{ m}$.

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

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

Součinitel minimálního odporu profilu SOP $c_{xpminOP}$ je pro použitý profil NASA

LS(1) – 0013 $c_{xpminOP} = 0,006$

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

Plocha křídla $S = 33,66 \text{ m}^2$

Reynoldsovo číslo, na které byl přepočítán součinitel $c_{xpminOP}$, je dáno vztahem:

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

Kde maximální rychlost letu $v_{max} = 107,73 \text{ m/s}$; kinematická viskozita 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 $l_{SOP} = 2,97 \text{ m}$.

5.5.3.2 Škodlivý odpor ocasních ploch při v_{min}

$$c'_{xkOPmin} = c'_{xpminVOP} + c'_{xpminSOP} + \sum c'_{xOP} = 0,0008 + 0,0011 + 0,003 + 0,0003 + 0,0003 = 0,0054$$

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

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 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 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°)

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°)

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
ρ_0	hustota vzduchu na hladině moře	kg/m ³
c_{SAT}	střední aerodynamická těživa	m
g	gravitační zrychlení	m/s ²
v	ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS)	m/s
a	sklon křivky vztlaku	1/rad
S	plocha křídla	m ²
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 přistávací 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 těliv 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 těživ 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 centrází. 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 ρ pro jednotlivé letové hladiny je uvedena v následující tabulce:

H [ft]	ρ [kg/m ³]
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; ρ 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 ρ 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

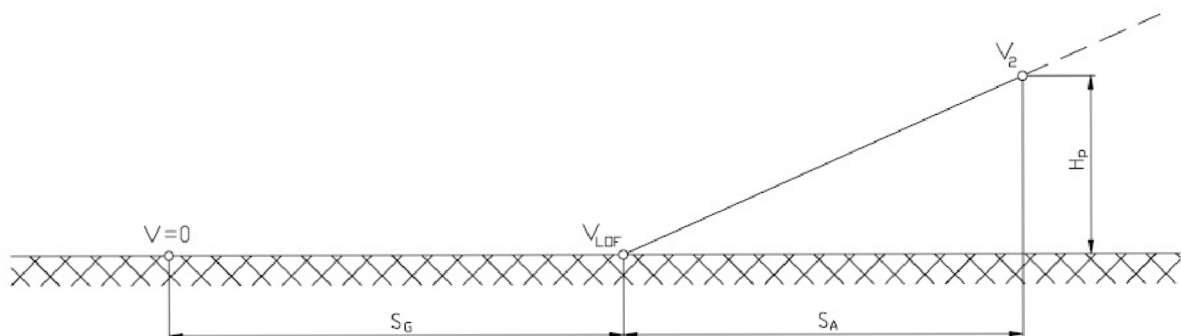
Rychlost odpoutání v_{LOF}

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

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:

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

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

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

η – 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/s²]
 g – gravitační zrychlení [m/s²]
 F – tah motorů [N]
 G – tíha letounu [N]
 f – součinitel tření [-]
 c_D – součinitel odporu [-]
 c_L – součinitel vztlaku [-]
 ρ – hustota vzduchu v 0 m MSA [kg/m³]
 v – rychlost [m/s]
 S – plocha křídla [m²]

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_{Lrozj} a součinitel odporu vzletu c_D

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

$$c_D = c_{D0} + \Delta c_{Dpodv} + \Delta c_{Dklap} + \frac{c_{Lrozj}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = 0,015 + 0,0165 + 0,0282 + \frac{0,379^2}{\pi \cdot 10,73 \cdot 0,75} = 0,065$$

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 $\Delta c_{Dpodv} = 0,0165$ a přírůstek odporu od klapky $\Delta c_{Dklap} = 0,0282$.

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:

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

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

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

η – 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:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$F_{v_{LOF}}$ – 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_{xa} [m/s ²]	dX	S _G [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

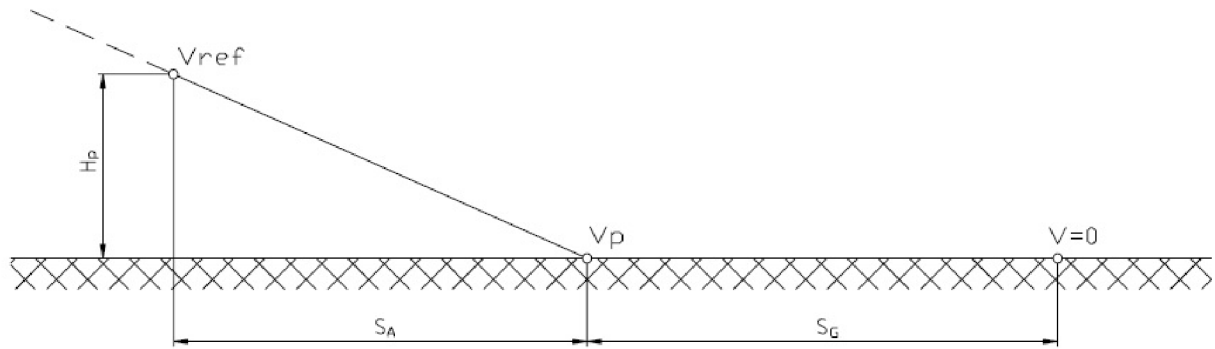
Rychlost přiblížení v_{ref}

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

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:

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

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

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

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

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

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

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

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

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 [-]
 ρ – 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 tětivy c_{SAT} . Poloha aerodynamického středu křídla je pro výpočet vyjádřena jako : $\bar{X}_{Fkr} = 0,25$.

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 tětivy $b = 2,21$ m; plocha křídla $S = 33,66$ m²; délka střední aerodynamické tětivy $c_{SAT} = 1,807$ 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 tětivy křídla $b = 2,21$ m

délka trupu $L_{tr} = 13,5816$ m

vzdálenost od poč. trupu k poč. kořenové tětivy 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. tětivy 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 tětivy $c_{SAT} = 1,807 \text{ m}$.

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 šípu čtvrtinové čáry vodorovných ocasních ploch $\kappa_{VOP} = 7,3^\circ = 0,127 \text{ rad}$ a štíhlost vodorovných ocasních ploch λ_{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]):

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

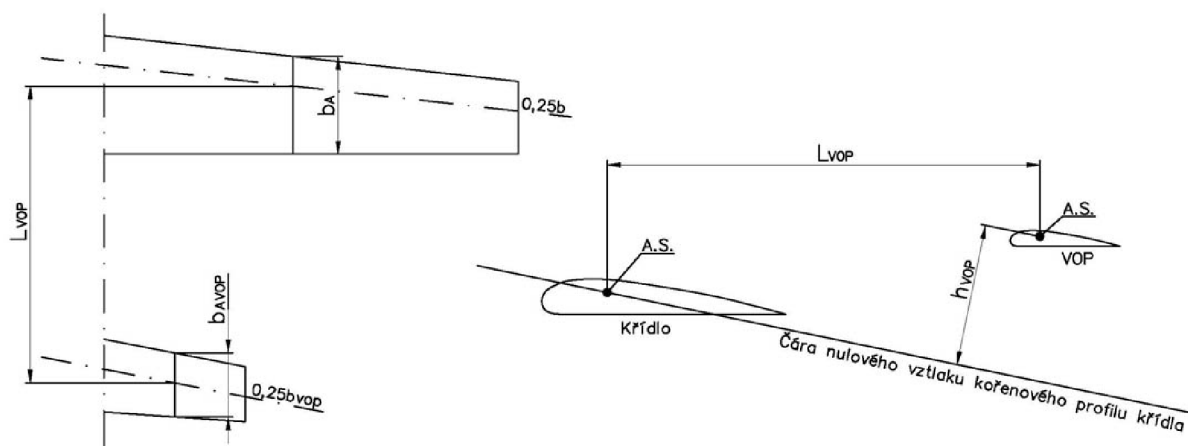
Kde úhel náběhu křídla $\alpha = 17^\circ = 0,297 \text{ rad}$; poměr koncové a kořenové tětivy křídla;

$\eta = 0,624$ 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 polorozpětí 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 tětiny $c_{SAT} = 1,807 \text{ m}$; 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^β

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 $\Delta m_{x\dot{\alpha}}^\beta$

Vliv šípu křídla vyjadřuje vztah:

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

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 λ_{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 letounu m_x^β

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

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

14.2 Derivace bočivě zatáčivého momentu m_y^β

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 Δm_{ytr}^β

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 vztlakové 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 Δm_{yint}^β

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 Δm_{yvrt}^β

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^β

Hodnota derivace bočivě zatáčivého momentu je dána součtem všech vlivů.

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

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

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^β a derivace bočivě zatáčivého momentu m_y^β 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^{-1}]

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]

ρ – hustota vzduchu v letové hladině [kg/m^3]

n – otáčky motoru [s^{-1}]

D – průměr vrtule [m]

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

Specifická spotřeba motoru Pratt & Whitney PT-6A-34 $c_{ep} = 10,06\text{E-}8 \text{ kg/kW.h}$,
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 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 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 pětisté vrtule se kladně projevilo zvýšením maximální rychlosti letu a z toho vyplývajícím zkrácením doby letu do cílové destinace. Výkonnější motory a zvětšení plochy klapky 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> [cit. 12-4-2013]
- [21] <https://en.wikipedia.org/wiki/Beechcraft_1900> [cit. 12-4-2013]
- [22] <http://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-28> [cit. 12-4-2013]
- [23] <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> [cit. 12-4-2013]
- [25] <http://en.wikipedia.org/wiki/Dornier_Do_228> [cit. 12-4-2013]
- [26] <http://en.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB_110_Bandeirante> [cit. 12-4-2013]
- [27] <https://en.wikipedia.org/wiki/Fairchild_Swearingen_Metroliner> [cit. 12-4-2013]
- [28] <http://en.wikipedia.org/wiki/Harbin_Y-12> [cit. 12-4-2013]
- [29] <http://en.wikipedia.org/wiki/Britten-Norman_Trilander> [cit. 12-4-2013]
- [30] <http://en.wikipedia.org/wiki/Short_SC.7_Skyvan> [cit. 12-4-2013]
- [31] <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 tětiv SOP
$1/2_h$	[rad]	Úhel spojnic polovin tětiv 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 ²]	Zrychlení při rozjezdu
a_{xap}	[m/s ²]	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 ²]	Omočený povrch gondoly
F_{Gb}	[m ²]	Plocha bokorysu gondoly
F_{Gp}	[m ²]	Plocha půdorysu gondoly
F_P	[N]	Potřebný tah
F_{TR}	[m ²]	Omočený povrch trupu
F_{TRb}	[m ²]	Plocha bokorysu trupu
F_{TRp}	[m ²]	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 ²]	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 ⁻¹]	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
R_{eG}	[-]	Reynoldsovo číslo gondoly
R_{eSOP}	[-]	Reynoldsovo číslo profilu SOP
R_{eTR}	[-]	Reynoldsovo číslo trupu
R_{eVOP}	[-]	Reynoldsovo číslo profilu VOP
R_{st}	[-]	Efektivní Reynoldsovo číslo R při kterém byl prováděn experiment
S	[m ²]	Plocha křídla
S_1	[m ²]	Plocha křídla zakrytá trupem
S_A	[m]	Délka vzdušné části vzletu
S_{Ap}	[m]	Délka vzdušné části přistání
S_{TR}	[m ²]	Maximální čelný průřez trupu
S_B	[m ²]	Plocha bokorysu trupu
S_{fgs}	[ft ²]	Hrubá plocha trupu
S_G	[m]	Délka rozjezdu

S_g	[m ²]	Plocha bokorysu gondoly
S_{G0}	[m ²]	Maximální čelní průřez gondoly
S_{Gp}	[m]	Délka dojezdu
S_h	[ft ²]	Plocha VOP
S_P	[m]	Celková délka přistání
S_v	[ft ²]	Plocha SOP
S_V	[m]	Celková délka vzletu
S_{VOP}	[m ²]	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

Řecká abeceda

α	[rad]	Úhel náběhu křídla
δ	[-]	Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla
$\Delta c'_{xTR}$	[-]	Člen vyjadřující zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání způsobené vyčnívajícími částmi
η	[-]	Poměr koncové a kořenové tětiny křídla
η	[-]	Účinnost vrtule
η_c	[-]	Součinitel tlakového odporu gondoly
η_c	[-]	Součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a rozdíl mezi rozložením tlaku na rovinné desce a trupu
κ	[°]	Úhel šípu křídla
κ_{SOP}	[rad]	Úhel šípu čtvrtinové čáry svislé ocasní plochy
κ_{VOP}	[rad]	Úhel šípu čtvrtinové čáry vodorovných ocasních ploch
$\Lambda_{1/2}$	[rad]	Úhel šípu mezi polovinami profilových tětin
λ_e	[-]	Efektivní štíhlost
λ_G	[-]	Štíhlost gondoly
λ_{SOP}	[-]	Štíhlost svislé ocasní plochy
λ_{TR}	[-]	Štíhlost trupu
λ_{VOP}	[-]	Štíhlost vodorovných ocasních ploch
μ_g	[-]	Hmotnostní poměr letounu
ν	[m ² /s]	Kinematická viskozita pro 0 m MSA je
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu v 0 m MSA

ρ_0	[kg/m ³]	Hustota vzduchu na hladině moře
ρ_{10000}	[kg/m ³]	Hustota vzduchu v letové hladině 10000 ft
σ	[%]	Stabilitní zásoba letounu
$\sum c'_{xOP}$	[-]	Suma přídavných součinitelů odporu na ocasních plochách
χ	[-]	Vliv interference pro hornoplošník
ψ	[°]	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

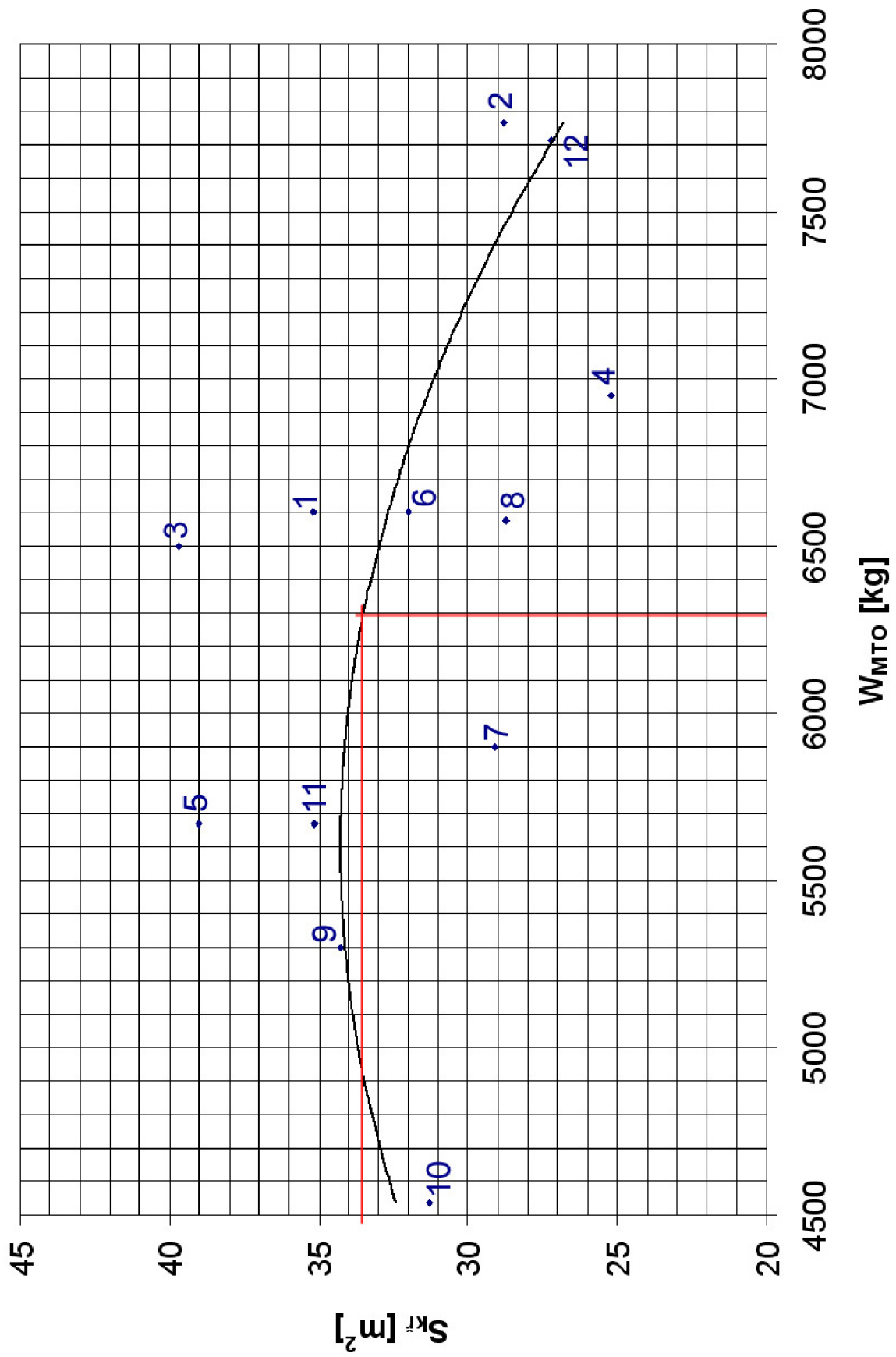
21. Seznam příloh

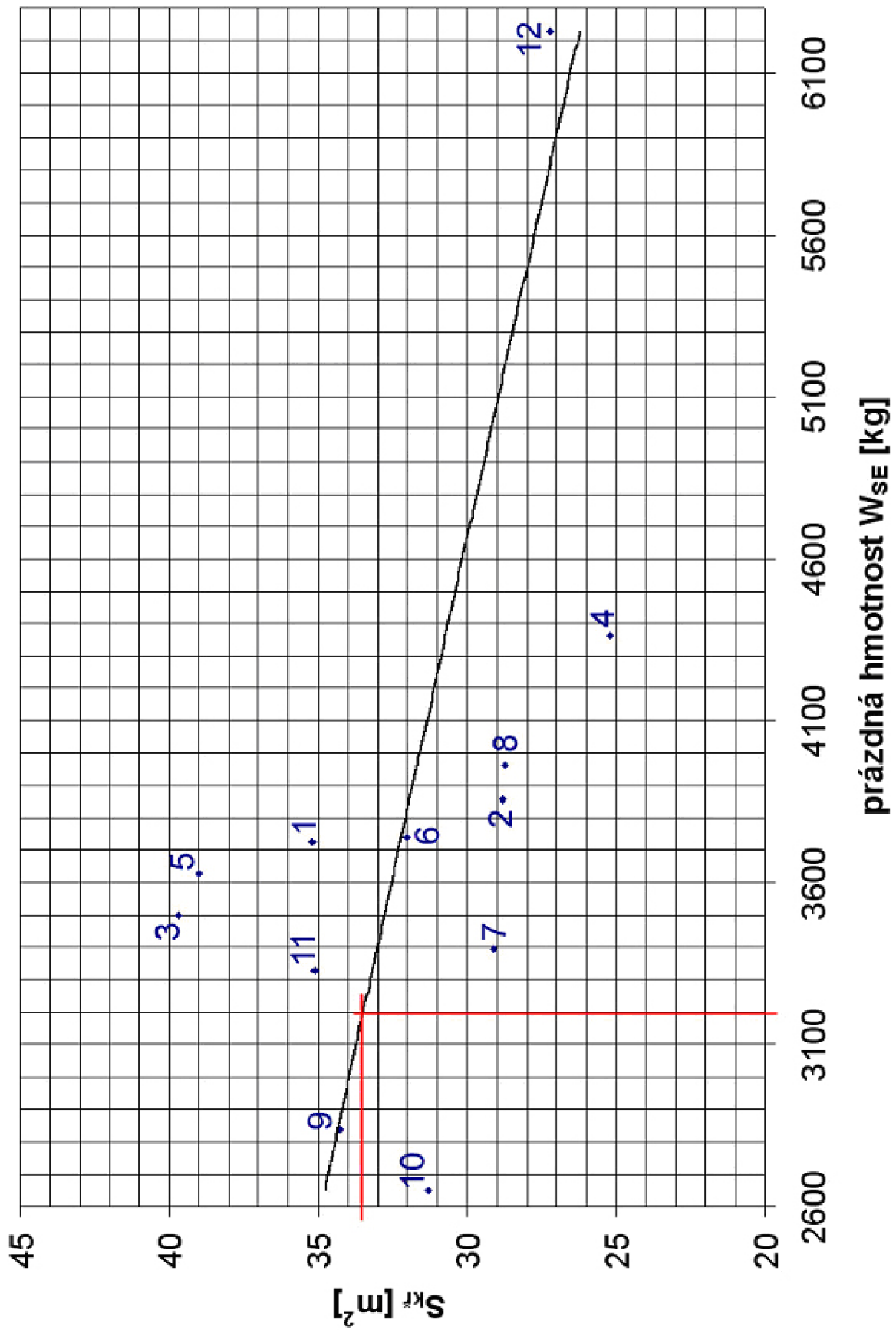
1. Statistické porovnání letounů kategorie commuter
2. Výsledky výpočtu poláry
3. Letová obálka letounu
4. Hmotnostní rozbor letounu
5. Výkony a tahy

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

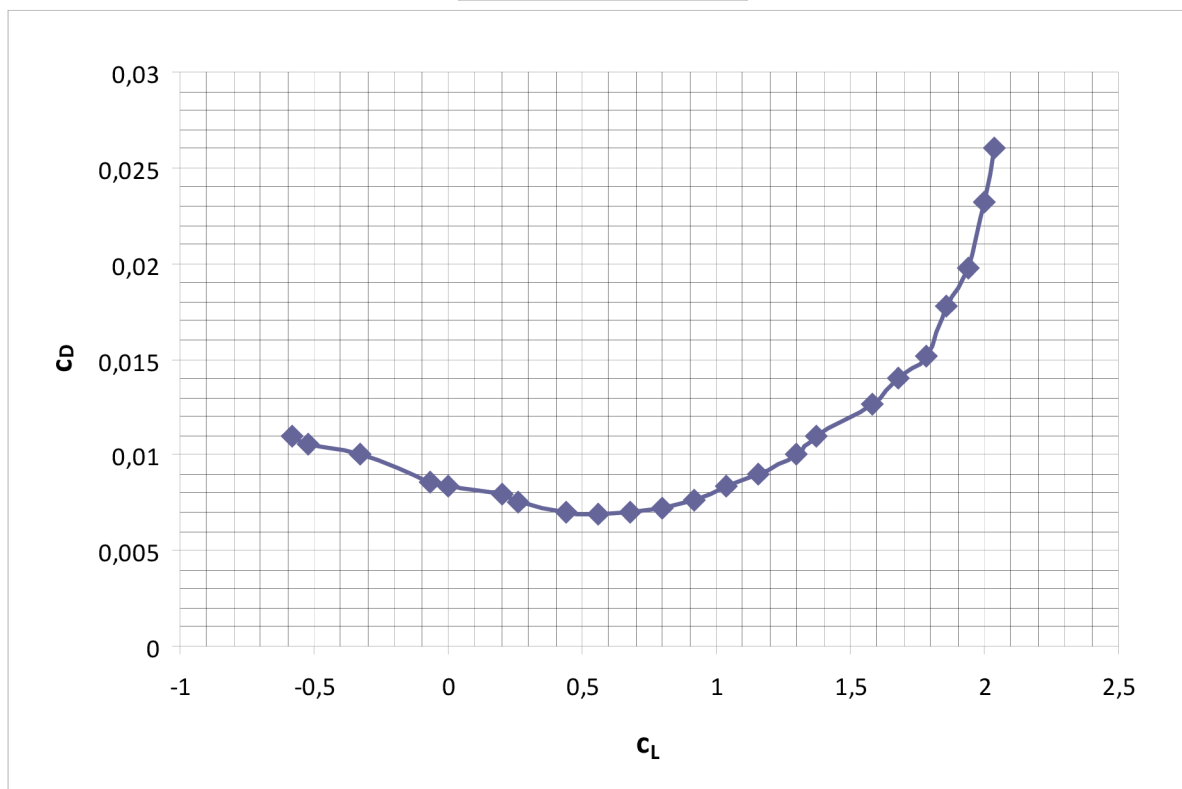




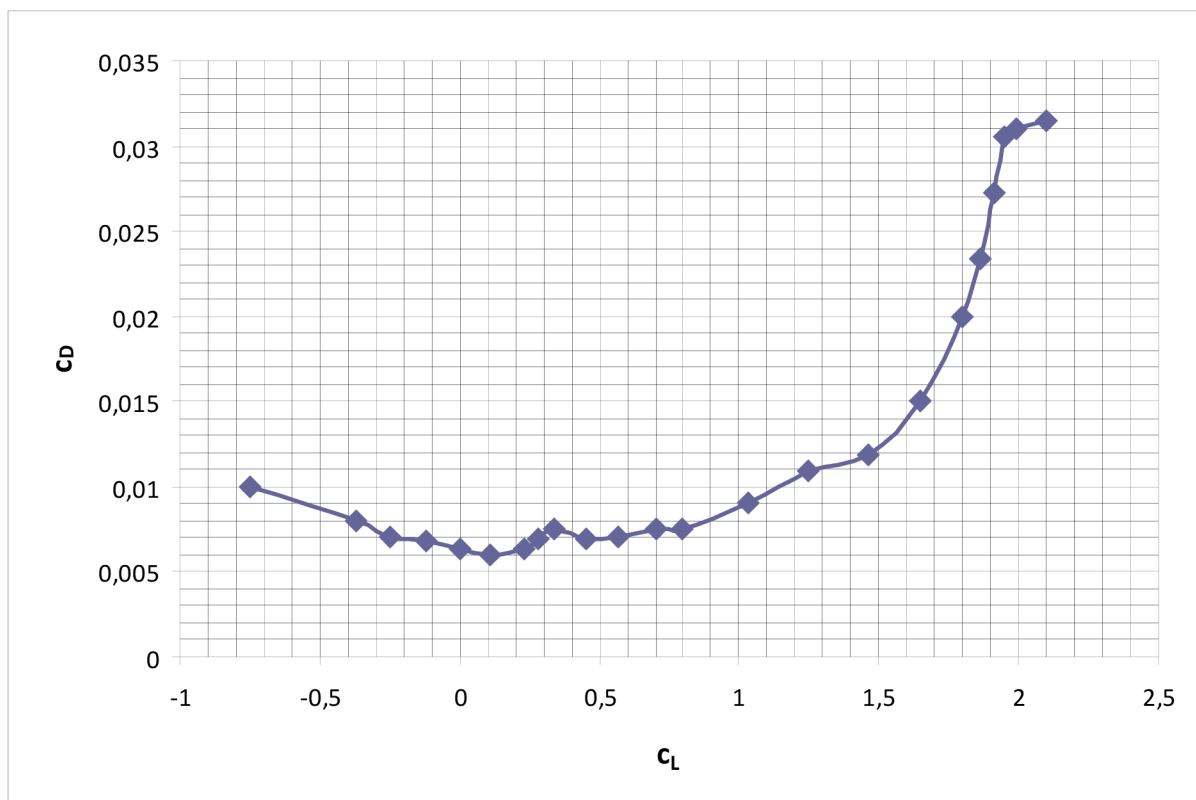
Příloha 2: Výsledky výpočtu poláry

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

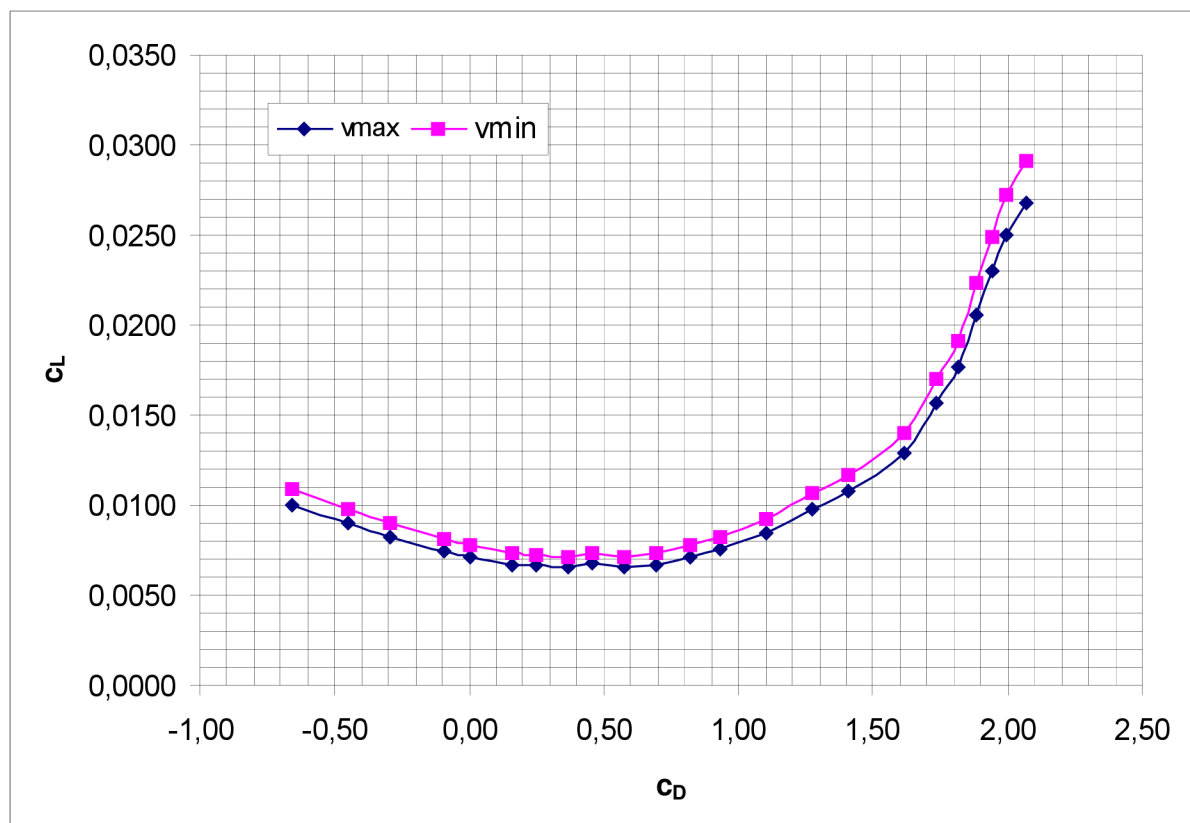
C_L	$C_{D \text{ Vmax}}$	$C_{D \text{ Vmin}}$
-0,58	0,0123	0,0109
-0,52	0,0118	0,0105
-0,33	0,0112	0,0099
-0,07	0,0096	0,0086
0	0,0094	0,0084
0,2	0,0088	0,0079
0,26	0,0084	0,0075
0,44	0,0078	0,0070
0,56	0,0077	0,0069
0,68	0,0078	0,0070
0,8	0,0080	0,0072
0,92	0,0085	0,0076
1,04	0,0094	0,0084
1,16	0,0101	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

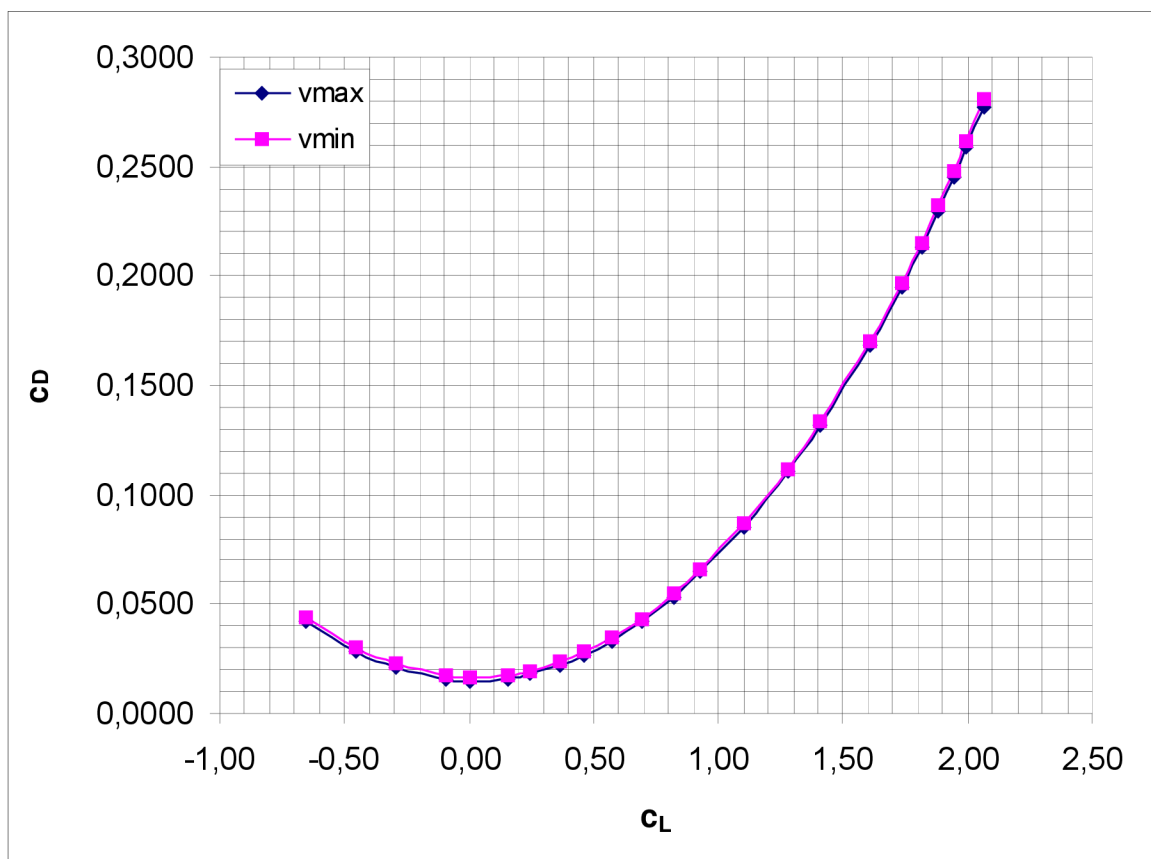
C_y	C_{xi}
-0,66	0,0209
-0,45	0,0098
-0,29	0,0042
-0,09	0,0004
0,00	0,0000
0,16	0,0012
0,25	0,0029
0,37	0,0065
0,46	0,0102
0,57	0,0159
0,69	0,0233
0,82	0,0324
0,93	0,0417
1,10	0,0584
1,28	0,0787
1,41	0,0961
1,61	0,1254
1,74	0,1453
1,82	0,1593
1,88	0,1711
1,94	0,1825
2,00	0,1921
2,07	0,2063

Tab. 5: Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor

C_y	ΔC_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

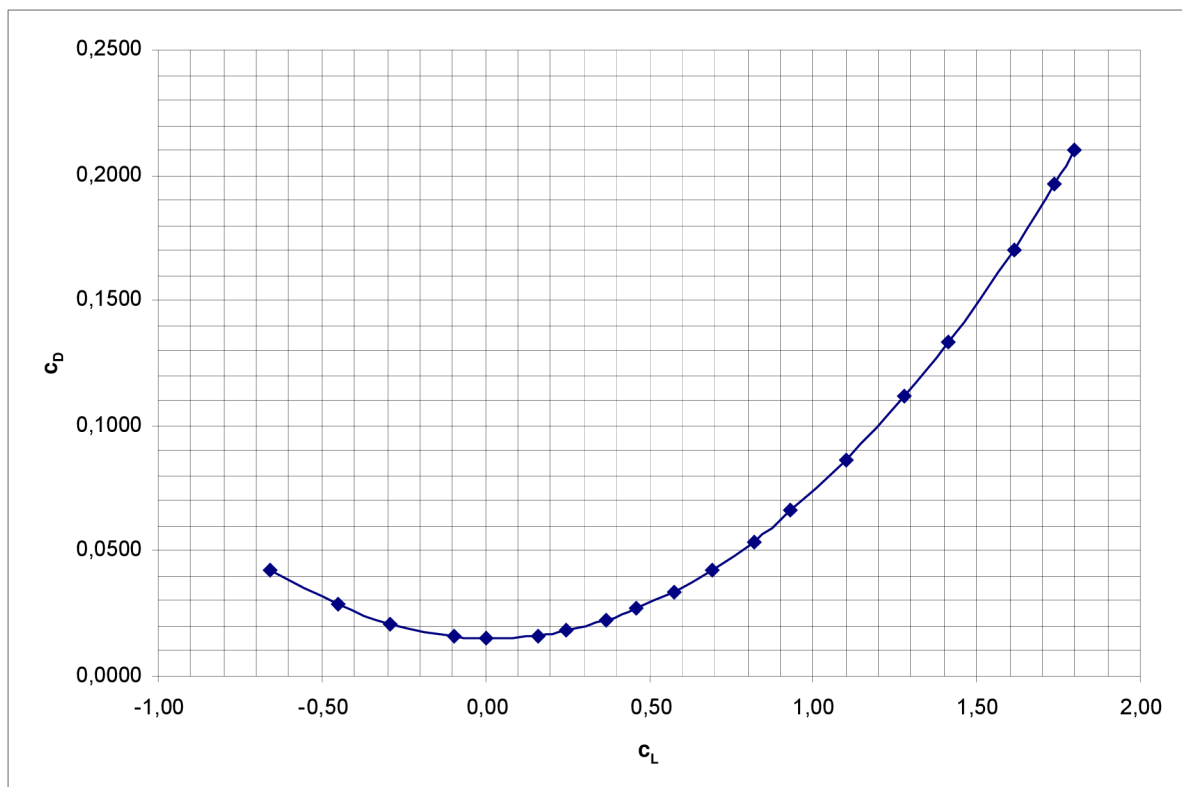
Tab.6: Poláry letounu pro v_{max} a v_{min}

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}	δ
Vzletová konf.	3,413	3,293	0,985	6,649	30	20
Přistávací konf.	3,831	3,711	0,985	6,649	30	38

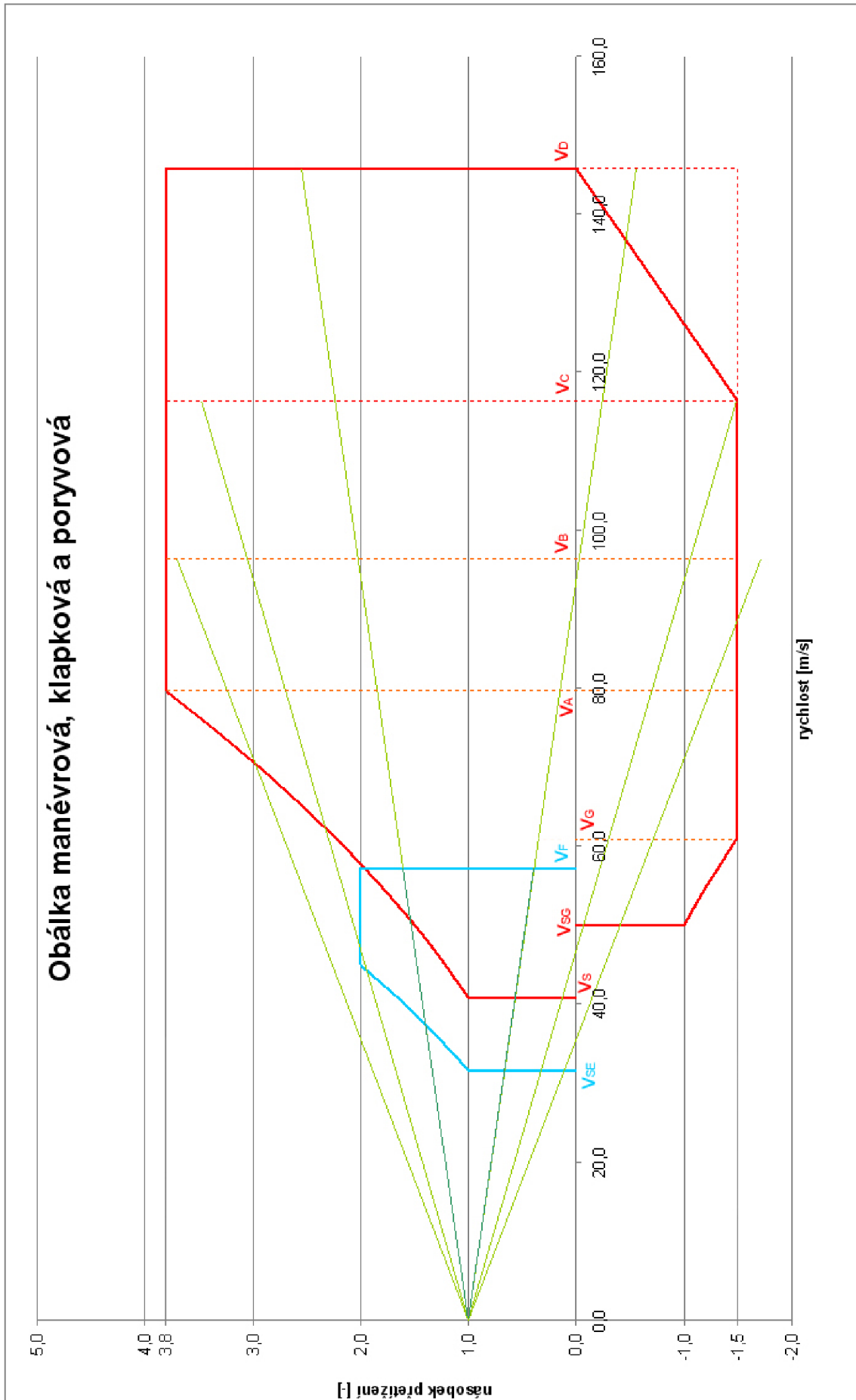
Legenda ke grafům 1 a 2:

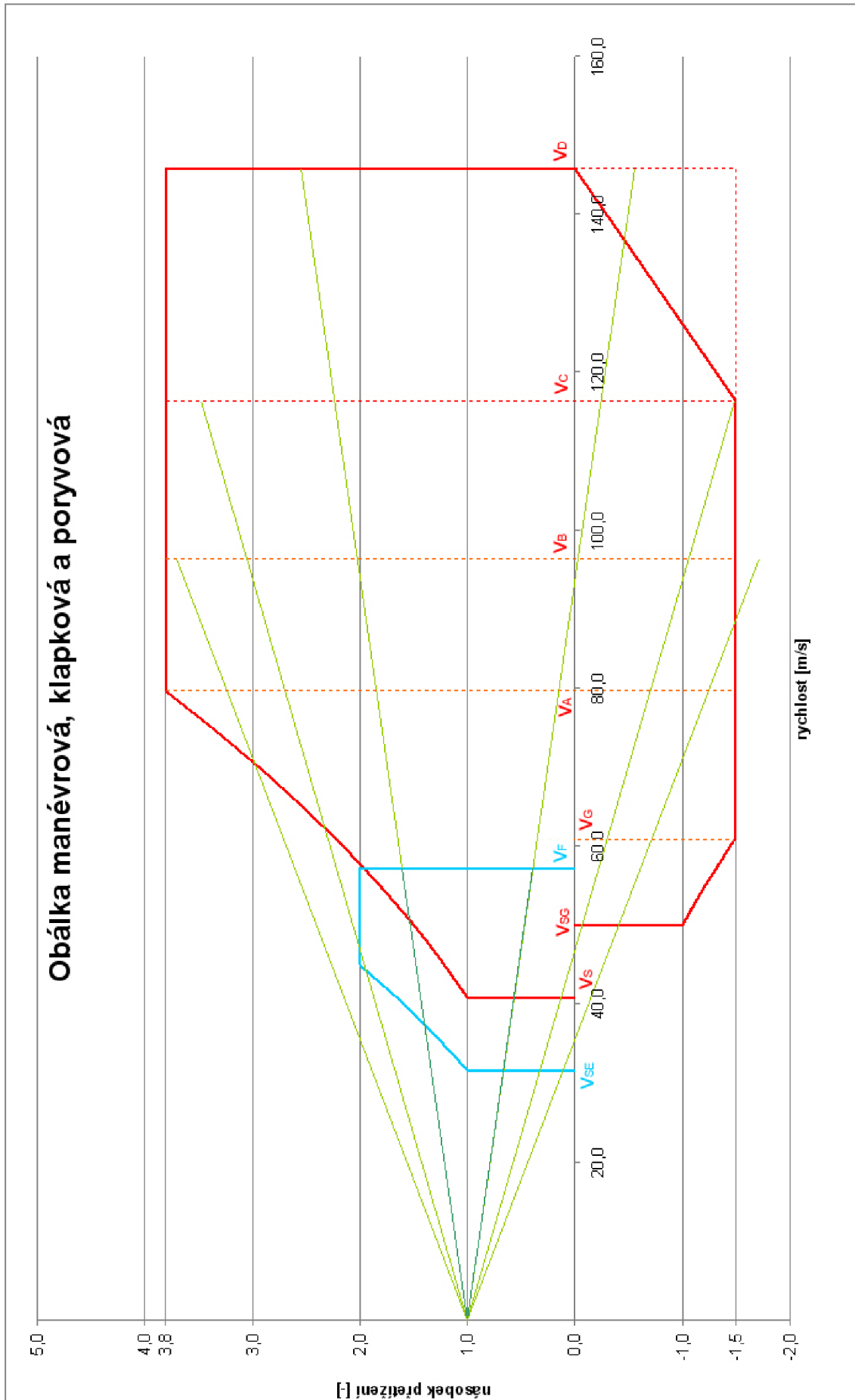
Červená – manévrová obálka

Modrá – klapková obálka

Zelená – poryvová obálka

Graf 1: Letová obálka pro vzletovou konfiguraci



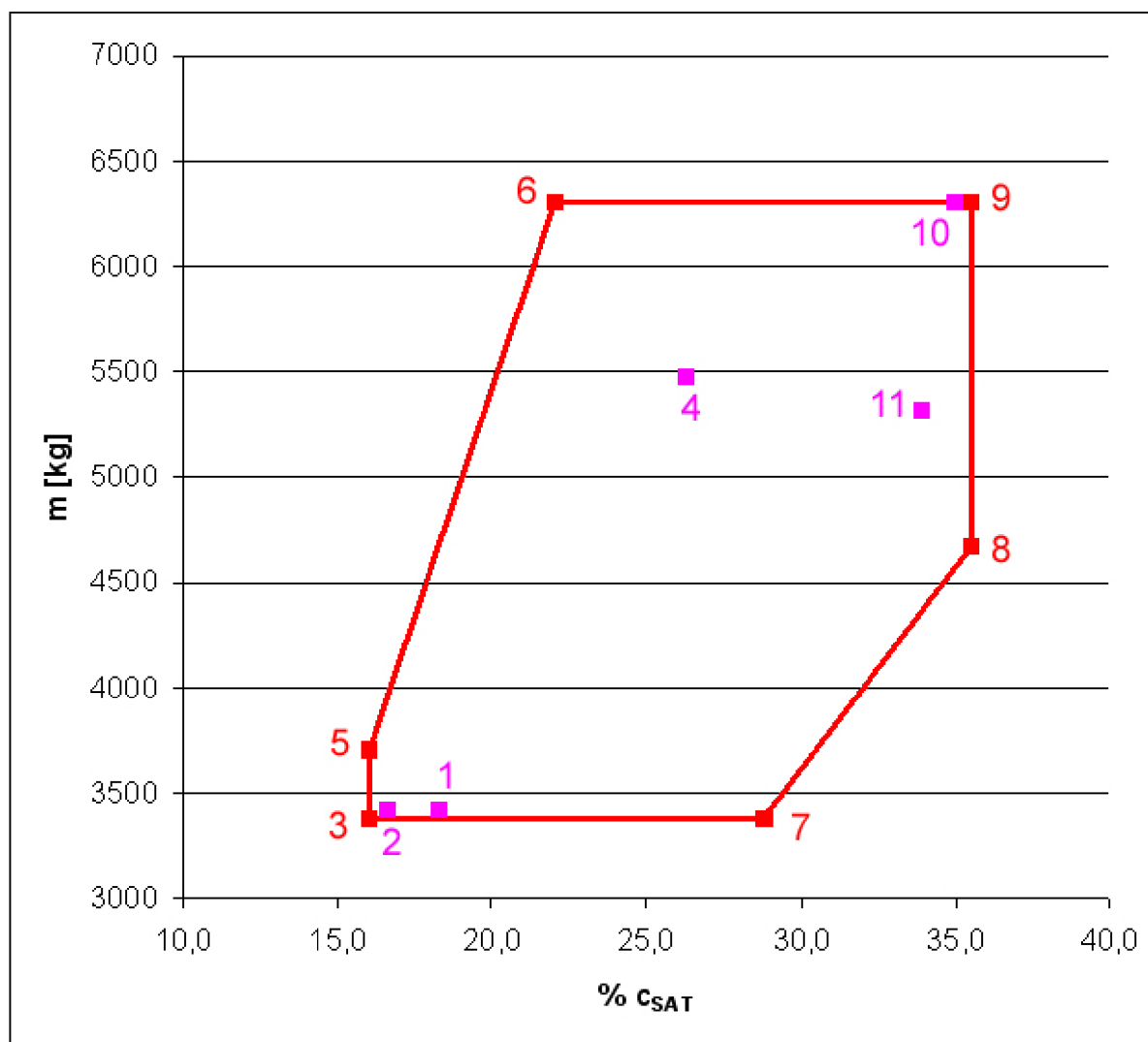


Příloha 4: Hmotnostní rozbor letounu

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	vtule	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	

Graf 1: Centrážní diagram



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]				
	J	0	5000	10000	15000
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

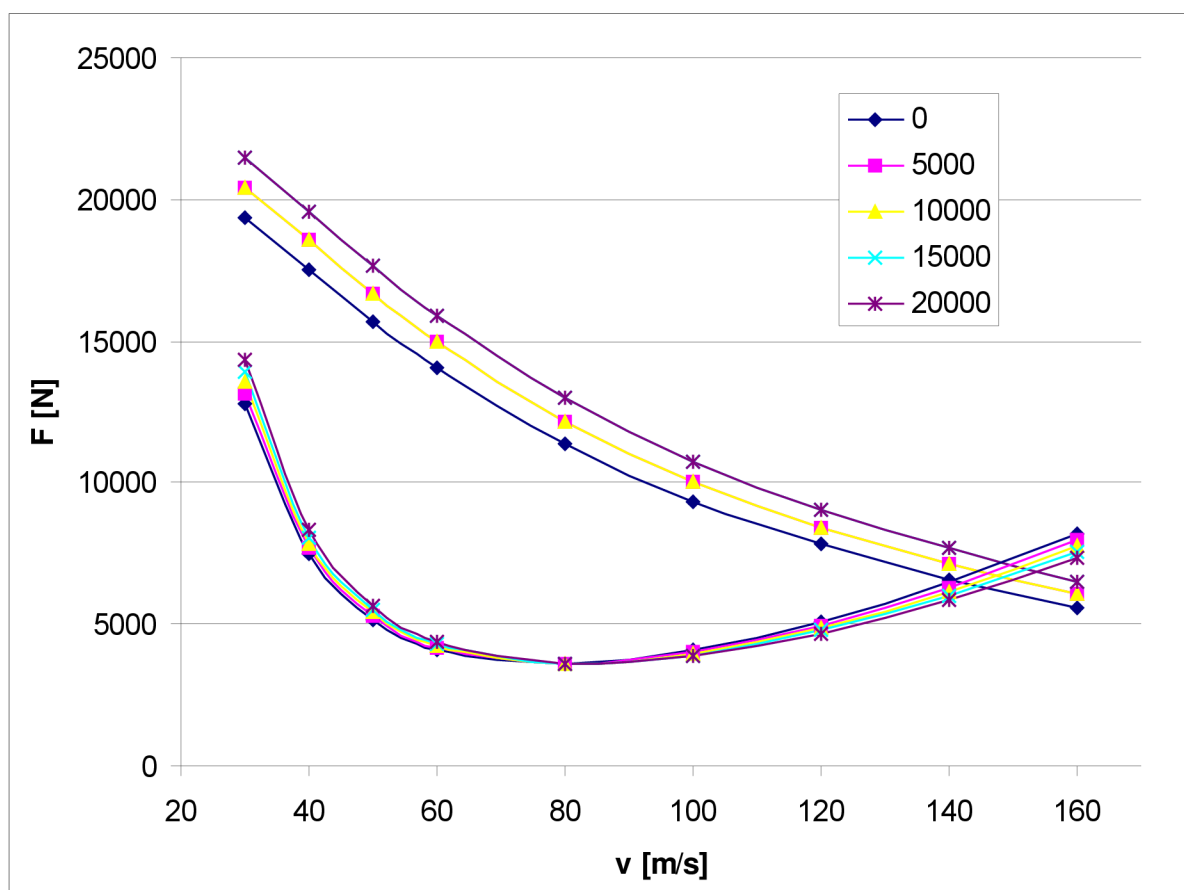
Tab. 6: Potřebný tah F_P

$F_P = D$		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

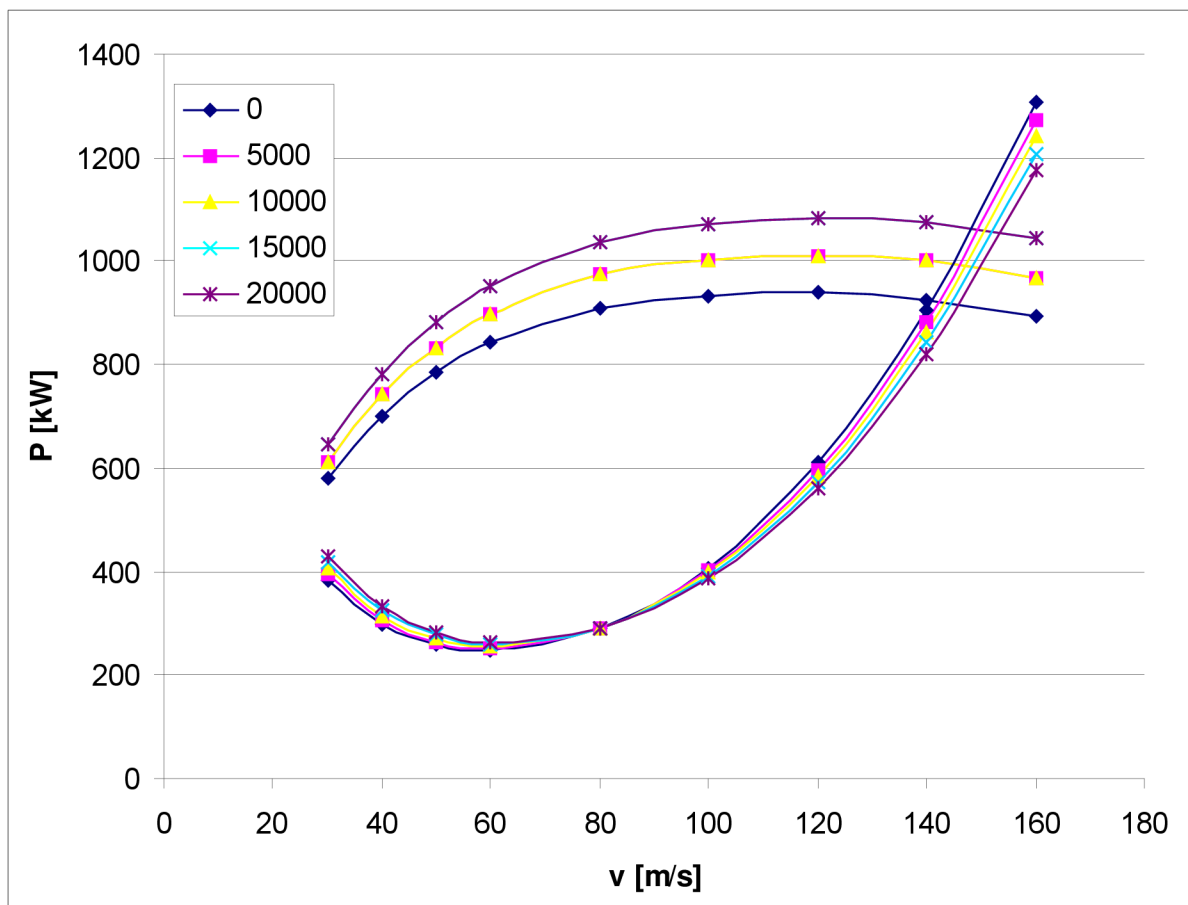
Tab. 7: Potřebný výkon P_p

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



Příloha 6: Součinitel tahu c_F

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

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