



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH DVOUMÍSTNÉHO KOVOVÉHO LETOUNU S OHLEDEM NA NÍZKOU CENU A JEDNODUCHOST STAVBY

DESIGN OF THE TWO SEATER ULTRALIGHT AIRCRAFT WITH CONSIDERATION THE
PRICE AND SIMPLICITY OF THE CONSTRUCTION

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

BC. MARTIN MACHALA

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

DOC. ING. IVO JEBÁČEK, PH.D.

BRNO 2012

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2011/2012

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

student(ka): Bc. Martin Machala

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:

Návrh dvoumístného kovového letounu s ohledem na nízkou cenu a jednoduchost stavby

v anglickém jazyce:

Design of the two seater ultralight aircraft with consideration the price and simplicity of the construction

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte dvoumístný celokovový letoun s ohledem na nízké výrobní náklady a jednoduchost stavby.

Proveďte hmotnostní rozbor a vypočtěte letové výkony. Podrobněji se zabývejte konstrukčním návrhem křídla.

Vypočtěte obálku zatížení, poryvovou obálku a stanovte rozhodující případy zatížení křídla. Proveďte pevnostní výpočet křídla a navrhněte jeho konstrukci s ohledem na technologii výroby. Respektujte požadavky předpisu UL2 s přihlédnutím k CS-VLA.

Cíle diplomové práce:

Návrh letounu, tří-pohledový výkres letounu, výpočet výkonů, výpočet zatížení a konstrukční návrh křídla, výkres křídla.

Seznam odborné literatury:

[Čalkovský A., Pávek J.: Konstrukce a pevnost letadel I., Brno, 1986]

[Píštěk A., Grégr O., Kahánek V., Böhm R.: Pevnost a životnost letadel, Brno, 1987]

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2011/2012.

V Brně, dne 21.11.2011

L.S.

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

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

Abstrakt

Cílem této práce je koncepční návrh dvoumístného celokovového letounu v dle předpisu UL-2, který bude výrobně jednoduchý a cenově dostupný. Úvodní část řeší koncepci, návrh a technologičnost daného letounu. V další části jsou řešeny aerodynamické charakteristiky letounu, hmotový rozbor a letové výkony. V závěrečné části je zpracován výpočet pevnosti křídla letounu.

Klíčová slova

Letoun, křídlo, UL-2, koncepce, technologičnost, odporová polára, aerodynamické charakteristiky, letové výkony.

Abstract

The object of the diploma thesis is a conceptual layout of two-seater metal ultralight aircraft which has simple construction and with respect to low price. The preamble of the work deals with concept, layout and technology of aircraft. As next part are solved an aerodynamic characteristics, a determinative of centre of gravity position and a performance. Last of all is strength of wing.

Keywords

Aircraft, wing, UL-2, design, technology, drag polar, aerodynamic characteristics, performance

Bibliografická citace

MACHALA, M. *Návrh dvoumístného kovového letounu s ohledem na nízkou cenu a jednoduchost stavby*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. XY s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D..

Prohlášení

Prohlašuji, že svou práci na téma „Návrh dvoumístného kovového letounu s ohledem na nízkou cenu a jednoduchost stavby“ jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

V Brně 25.5.2012

Poděkování

Děkuji tímto vedoucímu diplomové práce, panu doc. Ing. Ivo Jebáčkovi, Ph.D. za vedení celé práce a za poskytnutí cenných rad a materiálů, které mi pomohli ve vypracování této práce. Dále bych chtěl poděkovat Ing. Františku Vaňkovi, Ing. Jakubu Cejkovi a ostatním zaměstnancům leteckého ústavu za čas věnovaný odborným konzultacím.

V Brně dne 25.5.2012

Obsah

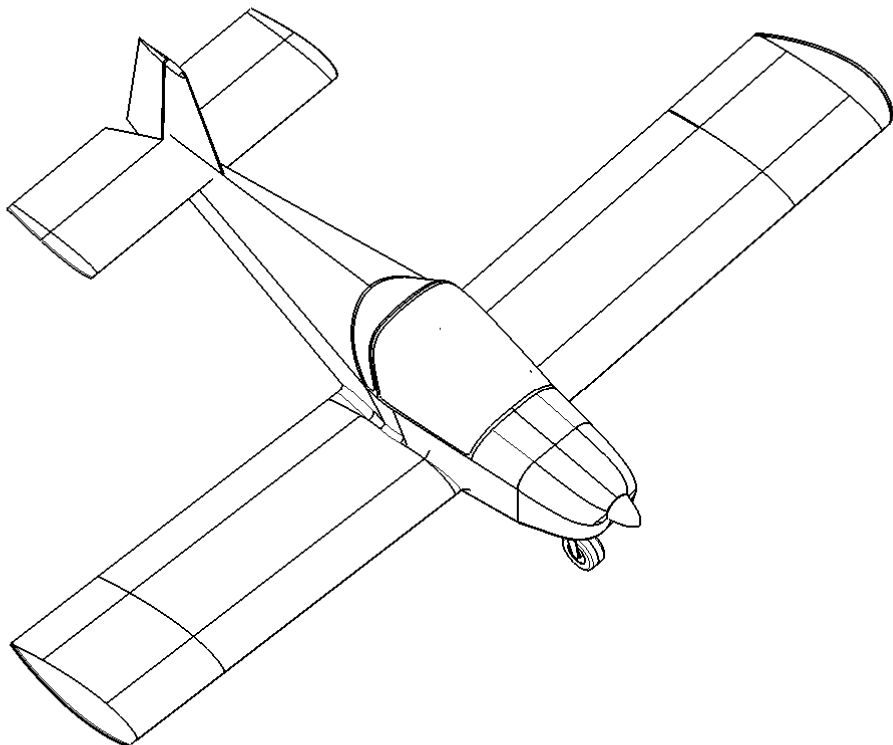
1 Úvod	1
2 Požadavky na letoun	2
2.1 Požadavky zadavatele	2
2.2 Srovnání letounu s podobnými typy	2
3 Koncepce letounu	7
3.1 Trup	8
3.2 Nosná soustava letounu	9
3.3 Centroplán	11
3.4 Motor	11
3.5 Podvozek	12
3.6 Ocasní plochy	13
4 Návrh letounu	15
4.1 Návrh křídla	15
4.2 Návrh trupu	18
4.3 Návrh ocasních ploch	18
5 Technologičnost konstrukce	20
5.1 Ovlivnění technologičnosti	20
5.2 Sestavovací přípravky	20
5.3 Technologie výroby dílů	20
5.4 Technologie výroby křídla	21
5.5 Technologie výroby ostatních částí letounu	22
5.6 Použité materiály	22
6 Centráže	25
6.1 Hmotnosti dle předpisu UL-2	25
6.2 Výpočtová rovnice	25
6.3 Hmotnostní rozbor	25
6.4 Centrážní diagram	28
7 Statická a dynamická zásoba letounu	29
7.1 Statická zásoba letounu s pevným řízením	29
7.2 Statická zásoba letounu s volným řízením	30
7.3 Dynamická zásoba stability s pevným řízením	32
7.4 Dynamická zásoba stability s volným řízením	33
7.5 Stanovení neutrálního bodu s pevným řízením	34
8 Aerodynamické charakteristiky letounu	35
8.1 Výpočet poláry bez vlivu stlačitelnosti	35
8.2 Polára letounu pro start a přistání	40
8.3 Odporová polára letounu	42

9 Výpočet obálky zatížení dle CS-VLA 333	43
9.1 Návrhové rychlosti a násobky zatížení	43
9.2 Výpočet poryvové obálky	44
9.3 Výpočet klapkové obálky	44
9.4 Grafické znázornění obálky	45
10 Letové výkony	47
10.1 Potřebný, využitelná tah a výkon	47
10.2 Klouzavost	48
10.3 Úhel klouzání	49
10.4 Rychlostní polára	49
10.5 Stoupací rychlost	50
10.6 Úhel stoupání	51
10.7 Vzlet	51
10.8 Přistání	53
11 Výpočet zatížení křídla	56
11.1 Rozložení vztlaku	56
11.2 Výpočet výchylky křidélek	59
11.3 Aerodynamické zatížení	59
11.4 Zatížení od setrvačných sil	60
11.5 Výsledné zatížení	61
12 Pevnostní kontrola křídla	65
12.1 Rozhodující případy zatížení	65
12.2 Početní zatížení v rozhodujících řezech	66
12.3 Pásnice v jednotlivých řezech	66
12.4 Kontrola řezu A-A pro případ VC+	68
12.5 Žebra	83
12.6 Výpočet sil do závěsu	84
12.7 Výpočet ok závěsu křídla	85
12.8 Uchycení závěsů	88
13 Cenový rozbor letounu	89
13.1 Rozbor jednotlivých celků	89
13.2 Náklady na vývoj a výrobu	93
13.3 Cenové porovnání s jinými letouny	98
14 Závěr	100
15 Symboly	101
16 Seznam použité literatury	111
17 Seznam obrázků a tabulek	113

1 Úvod

Cílem diplomové práce je návrh jednoduchého kovového dvoumístného ultralehkého letounu, který by mohl být stavěn pod předpisem UL-2. Spadá tedy do kategorie, kde se nachází mnoho podobných typů letounů. Tento letoun by se měl lišit od ostatních typů tím, že by měl být rychle a levně zhotovitelný. Tím by mělo dojít ke snížení výrobních nákladů a tedy i ke snížení konečné ceny pro zákazníka, při zachování letových výkonů podobných typů. Jelikož dnešní letouny v kategorii UL-2 jsou poměrně drahé a pro většinu lidí finančně nedostupné, je zde snaha alespoň o částečné snížení nákladů při výrobě. Letoun je navržen tak, aby i jeho provozní náklady byli pokud možno co nejmenší. U těchto typů letounu je důležitým faktorem také pohodlí a bezpečnost pro pilota a cestujícího, čemuž je patřičně přizpůsoben pilotní prostor.

V diplomové práci je proveden hmotnostní rozbor, obálky zatížení, poryvové obálky ze kterých se stanoví rozhodující případy zatížení křídla. Stanovení celkové poláry letounu včetně poláry letounu s vysunutou vztlakovou mechanizací. Z poláry jsou poté spočtené letové výkony letounu. Dále se práce zabývá výpočtem statické a dynamické zásoby letounu. Podrobněji se práce zabývá konstrukčním návrhem křídla, ke kterému je přiložen výkres sestavy hlavního nosníku a systémový model křídla. Je proveden pevnostní výpočet křídla a navržena jeho konstrukce s ohledem na technologii výroby. V poslední části práce je pojednáno o ceně letounu. Byly spočítány náklady na vývoj, výrobu a na závěr je porovnána cena letounu s podobnými typy.



Obr. 1.1 Izonometrický pohled na letoun

2 Požadavky na letoun

2.1 Požadavky zadavatele

Je požadován celokovový dvoumístný letoun, který bude svou jednoduchostí levný a jednoduše vyrobitelný. Letoun je svými rozměry koncipován jako rozměrově menší letoun a to hlavně kvůli menším výrobním prostorům a úspoře místa při stání v hangáru. Rozbor jednotlivých částí letounu je popsán v kapitole 3. V celé práci je zohledněno, že je letoun stavěn jako celokovový, to znamená, že tomu byl podřízen také aerodynamický návrh.

Letoun je navržen jako ultralehký a je navrhován podle předpisu UL-2 lit. [6] vydaných Leteckou amatérskou asociací. Tato kategorie letounů je považována za sportovní letouny, s nimiž se létá pouze rekreačně.

Předpokládá se použití motoru Rotax 912 UL společně s třilistou na zemi stavitelnou vrtulí Woodcomp SR 200 J/3. Letoun je navrhován na maximální výkon 58kW (79 koní). Vybavení letounu se může měnit dle náročnosti zákazníků.

2.2 Srovnání letounu s podobnými typy

Pro vývoj nového letounu je dobré získat informace o stávajících letounech dané kategorie. Tyto informace mohou sloužit jednak jako podklad pro vývoj nového typu, jednak jako kontrola vlastního návrhu. Stávající letouny dané kategorie jsou uvedeny v mé bakalářské práci [11]. Porovnáním a rozбором lze postupně dosáhnout docela spolehlivých podkladů pro ekonomický návrh nového letounu.

1. DV-1 Skylark

Dvousedadlový celokovový dolnoplošník schválený pro kategorii UL. Má pevný tříkolový podvozek. Motor Rotax 912ULS, Alpha nebo Prag. Vrtule může být pevná nebo stavitelná. Vyrábí se i jako stavebnice. Celkem bylo vyrobeno 150 letounů. Ocasní plochy jsou ve tvaru T. Letoun se dodává s nastavitelnými sedadly. Nádrže jsou umístěny v křídlech. Letové výkony jsou uvedené pro motor Rotax 912 ULS.

Označení v příloze [11]	12
Rozpětí	8,14m
Délka	6,62m
Plocha křídla	9,44m ²
Prázdná hmotnost	287kg
Maximální cestovní rychlost	218km/h
Dolet	1000km
Objem palivové nádrže	90l
Pádová rychlost	65km/h
Stoupavost	5,9m/s



Obr. 2.1 DV-1 Skylark [11]

2. Ev-97 EuroStar SL

Dvouosedadlový, celokovový dolnoplošník, trup i křídla jsou potažena tenkým duralovým plechem. Spoje jsou nýtovány a lepeny pro vyšší pevnost a lepší únavové vlastnosti spoje. Letoun je schválený pro kategorii UL. Má pevný tříkolový podvozek. Motor Rotax 912UL nebo 912ULS. Vrtule může být pevná nebo stavitelná. Eurostar může být zakoupen jako stavebnice i jako hotový letoun připravený pro létání. Bývá využíván také pro vlečení kluzáků až do hmotnosti 700kg. Bylo dodáno přes 900 kusů do více jak 40 zemí. Letové výkony jsou uvedeny pro motor Rotax 912UL

Označení v příloze [11]:	14
Rozpětí	8,15m
Délka	5,98m
Plocha křídla	9,84m ²
Prázdna hmotnost	280kg
Pádová rychlost	65km/h
Maximální cestovní rychlost	180km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	267km/h
Dolet	750km
Objem palivové nádrže	65l
Stoupavost	6m/s



Obr. 2.2 Ev-97 Eurostar SL [11]

3. Skyleader 150 (KP-2U Sova)

Dvouosedadlový, celokovový dolnoplošník s lichoběžníkovým křídlem. Trup i křídla jsou potažena tenkým duralovým plechem. Schválený pro kategorii UL a LSA. Je možno zakoupit stavebnici nebo kompletní letoun připravený pro létání. V centroplánu se nachází dvě integrální nádrže, které mohou být doplněny o přídavné nádrže. Do centroplánu se zatahuje hlavní podvozek, příďové kolo se zatahuje do trupu. Letoun je možno vybavit i pevným podvozkem. Zákazník si může zvolit mezi motory Rotax 912 UL, 912 ULS a 914 UL. Letové výkony jsou uvedeny pro motor Rotax 912UL

Označení v příloze [11]	20
Rozpětí	9,9m
Délka	7,17m
Plocha křídla	11,85m ²
Prázdna hmotnost	290kg
Pádová rychlost	56km/h
Maximální cestovní rychlost	200km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	260km/h
Dolet	760km (standard)
Objem palivové nádrže	64l
Stoupavost	7,5m/s



Obr. 2.3 Skyleader 150 [11]

4. P-2002 Sierra

Dvousedadlový, celokovový dolnoplošník. Má pevný tříkolový podvozek. Křídlo se skládá z hlavního a pomocného nosníku, palivové nádrže jsou umístěny v náběžné hraně. Přední část trupu je příhradové konstrukce s plechovým potahem a s laminátovou karoserií. Ocasní plochy jsou klasického uspořádání. Je možné volit mezi motorem Rotax 912UL nebo 912ULS. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912UL.

Označení v příloze [11]	25
Rozpětí	8,6m
Délka	6,61m
Plocha křídla	11,5m ²
Prázdná hmotnost	300kg
Pádová rychlost	63km/h
Maximální cestovní rychlost	210km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	250km/h
Dolet	1000km
Objem palivové nádrže	90l
Stoupavost	6m/s



Obr. 2.4 P-2002 Sierra [11]

5. Zenair CH601UL

Dvousedadlový, celokovový dolnoplošník. Dnes se již sériově nevyrábí, prodává se pouze formou stavebnice nebo licence. Letoun má pevný tříkolový podvozek z ocelových trubek nebo dvoukolový podvozek s ostruhou. Křídlo je obdélníkově, má hlavní a pomocný nosník, je potaženo tenkým duralovým plechem. Trup je poloskořepinové konstrukce. Směrové kormidlo je plovoucí. Do letounu je možno zastavit všechny typy motorů Rotax a Jabiru. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912UL

Označení v příloze [11]	53
Rozpětí	8,23m
Délka	5,8m
Plocha křídla	12,1m ²
Prázdná hmotnost	262kg
Pádová rychlost	65km/h
Maximální cestovní rychlost	190km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	241km/h
Dolet	550km
Objem palivové nádrže	50l
Stoupavost	5,5m/s



Obr. 2.5 Zenair CH601UL [11]

6. Zenair CH601XL

Dvousedadlový, celokovový dolnoplošník s lichoběžníkovým křídlem. Konceptně vychází ze Zenairu CH601 UL. Má pevný tříkolový podvozek. Hlavní podvozek je vyroben z laminátu. Příďový podvozek je vyroben z oceli. Křídlo má hlavní a pomocný nosník, je potaženo tenkým duralovým plechem. Trup je poloskořepinové konstrukce. Směrové kormidlo je plovoucí. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912UL.

Označení v příloze [11]	54
Rozpětí	8,23m
Délka	6,1m
Plocha křídla	12,3m ²
Prázdná hmotnost	270kg
Pádová rychlost	62km/h
Maximální cestovní rychlost	190km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	224km/h
Dolet	1056km
Objem palivové nádrže	100l
Stoupavost	5,5m/s



Obr. 2.6 Zenair CH601XL [11]

7. Alto UL

Jednomotorový, dvoumístný samonosný dolnokřídový klasický jednoplošník, celokovové nýtované konstrukce s možností zástavby záchranného systému. Křídlo je obdélníkového půdorysu, je potaženo plechy ze slitiny hliníku a vybaveno křídélky a šterbinovými klapkami. V křídle jsou umístěny integrální nádrže s objemem 105l paliva. Trup je obdélníkového průřezu poloskořepinové konstrukce. Kryt kabiny se při otvírání posouvá vpřed. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912 UL.

Rozpětí	8,2m
Délka	6,15m
Plocha křídla	10,5m ²
Prázdná hmotnost	285kg
Pádová rychlost	65km/h
Maximální cestovní rychlost	185km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	230km/h
Dolet	1100km
Objem palivové nádrže	105l
Stoupavost	5,6m/s



Obr. 2.7 Alto UL [25]

8. M-2 Scout

Dvousedadlový, celokovový dolnoplošník. Letoun je tvarem inspirován poválečným choceňským Skautem. Trup je 120 cm široký. Křídlo má lichoběžníkového tvaru. Ocasní plochy jsou běžné koncepce. Ke stavbě je použito nýtování s lepením. Trup i křídla jsou potažena tenkým duralovým plechem. Letoun má pevný tříkolový podvozek. Motor Rotax 912ULS. Vrtule může být pevná nebo stavitelná. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912ULS.

Rozpětí	9,6m
Délka	6,87m
Plocha křídla	9,83m ²
Prázdná hmotnost	295kg
Pádová rychlost	65km/h
Maximální cestovní rychlost	210km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	260km/h
Dolet	600km
Objem palivové nádrže	90l
Stoupavost	6m/s



Obr. 2.8 M-2 Scout [26]

9. Viper SD-4

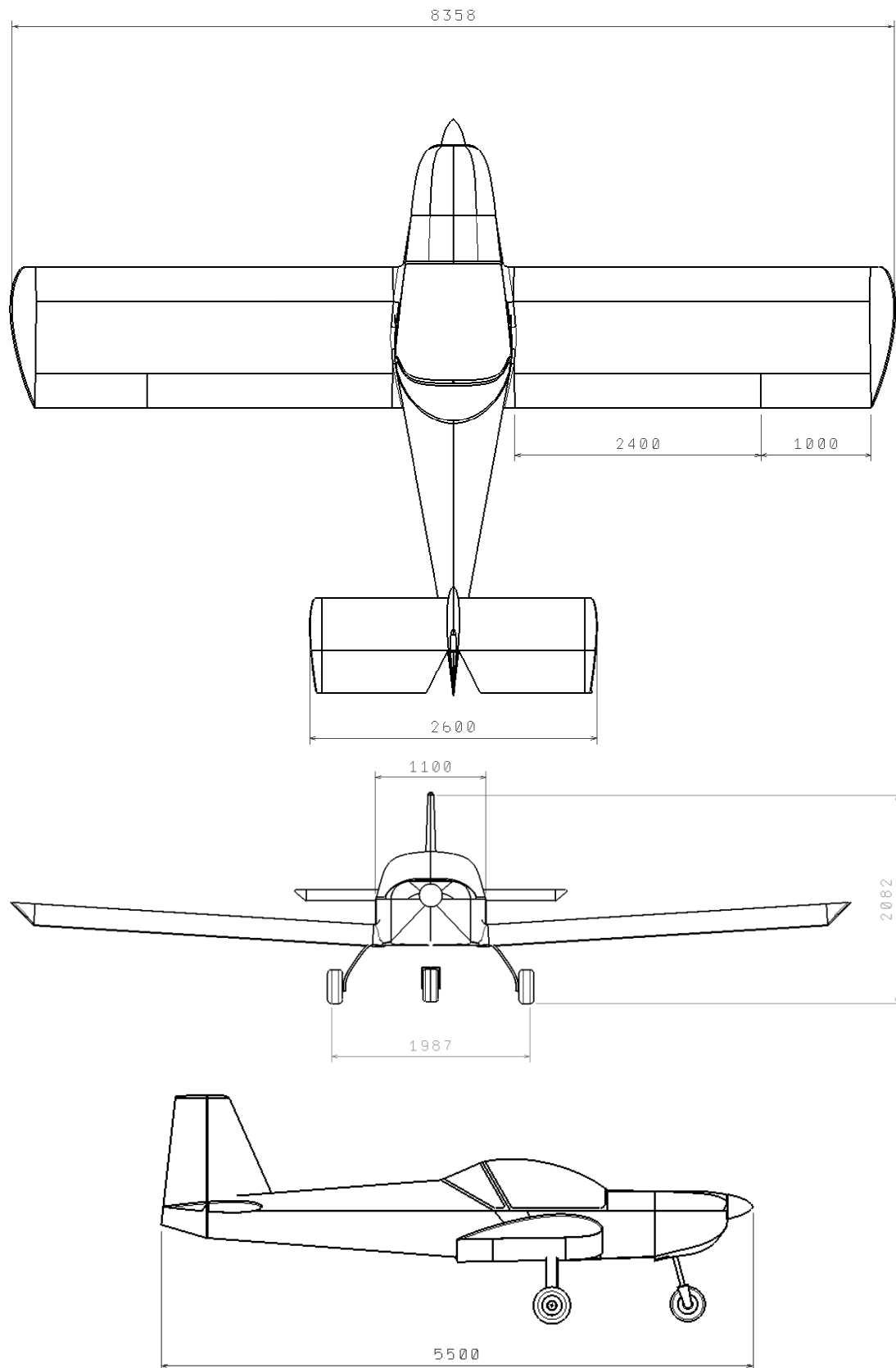
Dvousedadlový, celokovový dolnoplošník s obdélníkovým křídlem. Má pevný tříkolový podvozek. Hlavní podvozek je vyroben z laminátu. Předový podvozek je vyroben z oceli. Křídlo má hlavní a pomocný nosník, je potaženo tenkým duralovým plechem, je vybaveno štěrbinovými klapkami polohovatelnými elektrickým trimem ve třech polohách. Trup je poloskořepinové konstrukce. V křídlech jsou umístěny palivové nádrže, každá o objemu 35l. Letové výkony jsou pro motor Rotax 912ULS.

Rozpětí	8,34m
Délka	6,4m
Plocha křídla	10,5m ²
Prázdná hmotnost	300kg
Pádová rychlost	65km/h
Maximální cestovní rychlost	220km/h
Max. nepřekročitelná rychlost	240km/h
Dolet	750km
Objem palivové nádrže	70l
Stoupavost	6,5m/s



Obr. 2.9 Viper SD-4 [24]

3 Koncepce letounu



Obr. 3.1 Muška letounu

Jak již ze zadání plyne, letoun je koncipován jako dvoumístný. Pilot i cestující sedí vedle sebe. Tato koncepce byla zvolena z důvodu vyššího komfortu posádky a lepší centráže na úkor většího odporu trupu letounu. Vnitřní rozměry jsou voleny jako 5-95% percentil Gausovi křivky rozměrů člověka z modulu Mankyn z programu Catia. Primární a předpokládané používání letounu je na vyhlídkové lety, cestování na krátké tratě a výukový neakrobatický provoz. Přičemž se uvažuje použití pro letiště se zpevněným tak i travnatým povrchem. Užívání je také omezeno předpisy [8].

Při návrhu tohoto letounu je brána v potaz také cena a doba stavby. Jde jak o pořizovací cenu, provozní náklady, ale také náklady na údržbu. Pořizovací cena je ovlivnitelná jednoduchostí konstrukce, přístrojovým vybavením, nadstandardním příslušenstvím, jako je použití množství elektrických trimů, autopilot, speciální lakování.

Rozměry jednotlivých částí letounu jsou navrhovány s ohledem na rozměry běžně dostupných polotovarů tab. 5.1. S přihlédnutím na jednoduché sestavení jednotlivých dílů, s použitím co možná nejméně přípravků a využitím běžně prodávaných a standardizovaných dílů pro letouny (kola, podvozkové nohy, silentbloky, atd.)

Aerodynamické hledisko

Letoun je navrhován jako celokovový s ohledem na snadnou konstrukci a cenu. Letoun není tedy navrhován jako aerodynamicky úplně čistý. Bude navrhován jako sportovní letoun, pro rekreační létání. Bude sestaven z tenkých plechů vyrobených ze slitin hliníku a spojen trnovými nýty. Lze předpokládat mírné vyboulení plechů za letu, které bude narušovat aerodynamickou čistotu. Odpor vzroste také od hlav nýtů.

3.1 Trup

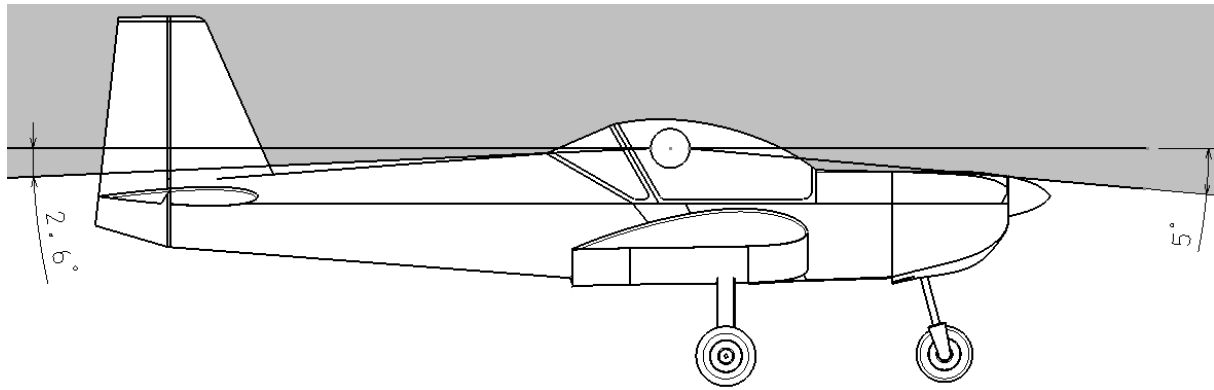
Trup slouží pro přepravu pasažérů a zavazadel. V trupu je zastaven motor a podvozek. Připojeny ocasní plochy a křídla. V pilotním prostoru je pak zastavěna veškerá avionika.

Tvar příčného průřezu přední části trupu je oválný, čímž je docíleno příznivějšího obtékání proudů vzduchu. Tvar příčného průřezu ve střední části trupu je obdélníkový.

Tvar příčného průřezu zadní části trupu je obdélníkový a se zaoblenou horní stranou. Tento tvar je dobrý z hlediska konstrukce a výroby. Avšak méně výhodný z hlediska odporu a náchylnosti k lupání potahu.

Pilotní prostor

Pilotní prostor musí poskytovat posádce dostatečné pohodlí a příjemné prostředí. Toho je docíleno vhodnými rozměry a pohodlnými sedadly. Pilotní prostor je zasazen do trupu a překryt kabinou z vyfukovaného organického skla, která zajistí malý aerodynamický odpor. Pilotní prostor musí být uzpůsoben pro dobrý výhled z kabiny a to hlavně v režimech startu a přistání. Nesmí být omezen jinými částmi letounu.



Obr. 3.2 Výhled z letounu

Při návrhu je nutné respektovat ostatní části nacházející se v pilotním prostoru, jako například páky řízení, dosažitelnost letových a motorových přístrojů, umístění hlavního nosníku a nožní řízení.

3.2 Nosná soustava letounu

Podle počtu nosných ploch

Je zvoleno jednoplošné uspořádání v samonosném provedení, které je dnes také nejpoužívanější a to z důvodu nízkého aerodynamického odporu. Má také výhodu lepšího výhledu z letounu a nižší hmotnost.

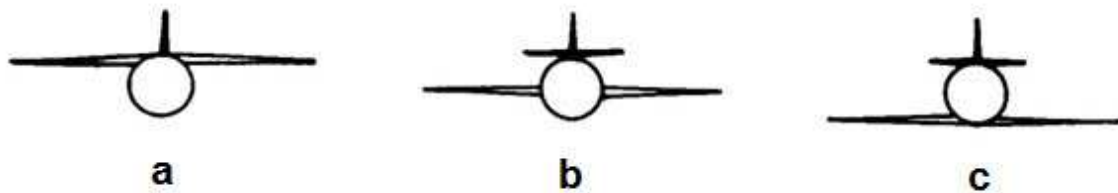
Výšková poloha křídla na trupu

Dnes se používají výhradně tři typy poloh křídel, a to dolnoplošné, středplošné a hornoplošné uspořádání.

Hornoplošné uspořádání obr. 3.3(a) představuje výhody v podobě lepšího výhledu z letounu na zem, nízkého interferenčního odporu mezi křídlem a trupem, letoun není potřeba stabilizovat pomocí vzepětí. Jako nevýhody lze uvést horší rozložení sil od křídla do trupu, které bývá často řešené vzpěrou, špatný výhled při náklonu letounu, nebezpečí poničení trupu hmotou křídla při nouzovém přistání.

Středplošné uspořádání obr. 3.3(b) má nejlepší interferenční odpor, křídlo ale zabírá převážnou část středu trupu, která by mohla být využita pro zavazadla nebo pro pasažéry.

Nakonec je zvoleno **dolnoplošné** uspořádání 3.3(c). U tohoto uspořádání je dobrý výhled v zatáčce, křídlo může sloužit jako deformační zóna při nouzovém přistání. Jako nevýhody lze uvést, že letoun je potřeba stabilizovat vzepětím křídla a je zde větší interferenční odpor.

Výšková poloha nosné plochy

Obr. 3.3 Výšková poloha nosné plochy [14]

Půdorysné uspořádání**Obdelníkové křídlo**

Je zvoleno obdelníkové křídlo *obr. 3.4a*, které je konstrukčně nejjednodušší, ale z hlediska aerodynamického odporu nejhorší. V obdelníkovém křídle postačuje pouze forma žebra v jednom řezu. Na ní se vyrobí žebra, která se v ostatních řezech opakují. Taktéž rozvin potahového plechu je poté pouze obdelníkový. Má příznivé odtrhávání proudu od kořene, vysoký součinitel vztlaku a nemusíme křídlo aerodynamicky ani geometricky kroutit.

Nevýhoda tohoto křídla je aerodynamika. Obdelníkové křídlo produkuje veliký indukovaný odpor a z toho plyne také celkový vyšší odpor křídla. Má také těžší hlavní nosník, který oproti lichoběžníkovému křídlu má konstantní výšky stojiny.

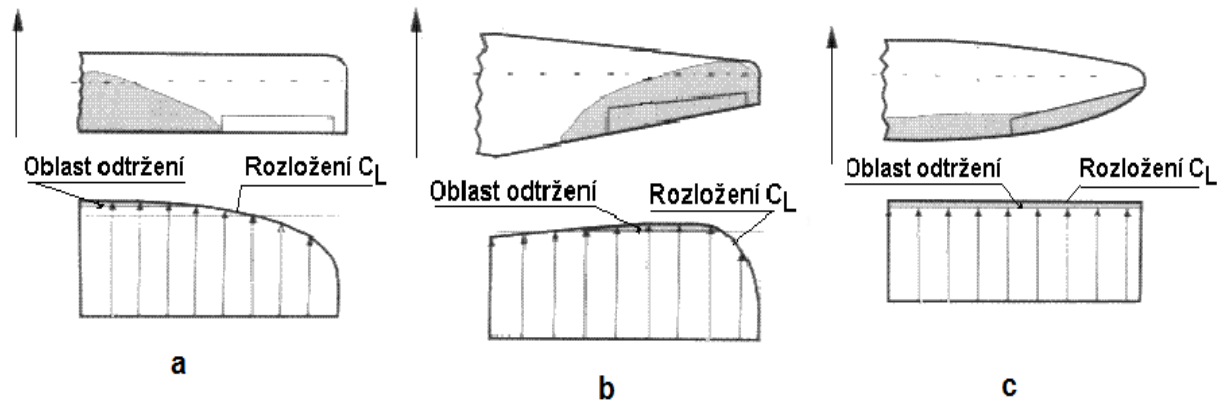
Lichoběžníkové křídlo

Lichoběžníkové křídlo *obr. 3.4b* je aerodynamicky výhodnější než křídlo obdelníkové a hmotnostně vychází lehčí.

Je však výrobně složitější a má horší odtrhávání proudu při malých rychlostech, které nastává v oblasti mezi klapkou a křidélkem. Z toho důvodu se musí křídlo geometricky krouceno, tím se posune bod odtržení proudu blíže ke kořeni křídla.

Eliptické křídlo

Eliptické křídlo *obr. 3.4c*, má vůbec nejnižší indukovaný odpor z těchto křidel. Je však výrobně velmi složitě. Má také nejhorší odtrhávání proudu při malých rychlostech, které nastává po celé odtokové hraně a tím zhoršuje účinnost křidélek a klappek.



Obr.3.4 Půdorysný tvar křídla [9]

Vlivy na půdorysný tvar

Na půdorysný tvar křídla má vliv: šíp, zúžení a štíhlost křídla.

Křídlo je navrženo jako **nešípovité**, z důvodu nízkých rychlostí letu by bylo neefektivní. Šípová křídla se u sportovních letounů užívají spíše kvůli centrácii a to se šípem do $\Lambda=5^\circ$.

Zúžení křídla se zde rovná jedné, jelikož střední aerodynamická těživa u obdélníkového křídla je stejná jak u kořene, tak i na konci křídla.

Štíhlost křídla je poměr rozpětí k jeho střední hloubce. Křídlo o vysoké štíhlosti má malý indukovaný odpor, vede tedy k lepším letovým výkonům.

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{8,2^2}{11,07} = 6,07$$

3.3 Centroplán

Skládá se z hlavního a pomocného nosníku. Je zastaven do trupu bez použití dalších žeber. Do centroplánu je zastaven hlavní podvozek, páka řízení VOP, křídélek, ovládání klapek, páka trimu a centroplán slouží také jako posed pro pasažéry.

3.4 Motor

Jako pohonná jednotka je volen čtyřtákní čtyřválcový motor Rotax 912 UL, je to nejslabší motor ze skupiny čtyřtákních motorů Rotax. Tento zážehový motor je poháněn standardním palivem do motorových vozidel Natural 95, je vodou a olejem chlazený. Válce mají uspořádání typu Boxer. Udávaný výkon motoru je 58kW (79 koní). Doba do první generální opravy je 2000 hodin. Tato pohonná jednotka je volena také z důvodu porovnání letových výkonů s konkurencí, která tento motor nejčastěji používá [11, str. 28].

Vrtule je třílistá na zemi stavitelná Woodcomp SR 200 J/3 o průměru 1630mm. Je vyrobena z lisovaného dřeva a uhlíkového kompozitu. Náběžná hrana vrtule je chráněna vysoce odolným plastovým materiálem proti poničení od nečistot nebo kamínků.

Pohonná jednotka je umístěna v přední části trupu. Připojena je přes silentbloky motorovým ložem k trupu. Motorové lože je svařeno z tenkostěnných ocelových trubek.



Obr. 3.5 Motor Rotax 912UL [30]

3.5 Podvozek

Rozdělení:

- Pevný
- Zatahovací

Zatahovací podvozek výrazně snižuje odpor letounu, přesto je zde podvozek volen s ohledem na jednoduchost a hmotnost konstrukce jako pevný.

Pevné podvozky používané u sportovních letounů se dělí převážně pouze na dva druhy:

Podvozek s příďovým kolem obr. 3.6b, tento typ dnes u letounů drtivě převládá

- Není citlivý na přesnost přistání
- Můžeme zde intenzivně brzdit, aniž by došlo k převrácení
- Příznivější úhel náběhu při startu, který zkrátí délku rozjezdu
- Je směrově stabilní a lze přistávat i s bočním větrem

Podvozek s ostruhou obr.3.6a vychází nepatrně lehčí než podvozek s příďovým kolem, hlavní podvozek však musí být vyšší kvůli dodržení vzdálenosti vrtule od země. Je také levnější. Nevýhody tohoto typu, jsou:

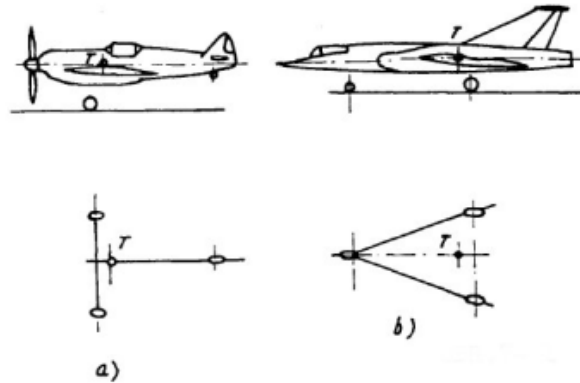
- Špatný výhled při pojíždění na směr jízdy
- Větší nebezpečí překlopení při přistání

Po uvážení výhod a nevýhod je zvolen podvozek s příďovým kolem.

Tlumení přistávacího rázu

Jako pružiny jsou zde použity kompozitové podvozkové nohy a jako tlumič pneumatika. Kompozitové nohy jsou vestaveny do centroplánu letounu. Kompozitový podvozek vyniká nízkou náročností na údržbu a jednoduchou zástavbou do trupu.

Příďový podvozek je tlumen gumovými taženými provazci.



Obr. 3.6 Typy uspořádání podvozku [14]

3.6 Ocasní plochy

Účelem ocasních ploch je zajištění stability, řízení a vyvážení letounu za letu.

Vodorovné ocasní plochy

Jsou tvořeny pevnou (stabilizátor) a pohyblivou částí (výškové kormidlo). O velikosti VOP rozhodují obvykle požadavky podélné stability a ovladatelnosti.

Vodorovné ocasní plochy jsou voleny stejně jako u křídla, obdélníkové z důvodu snadné výroby a úspory nákladů. Jsou zakončené laminátovým překrytím.

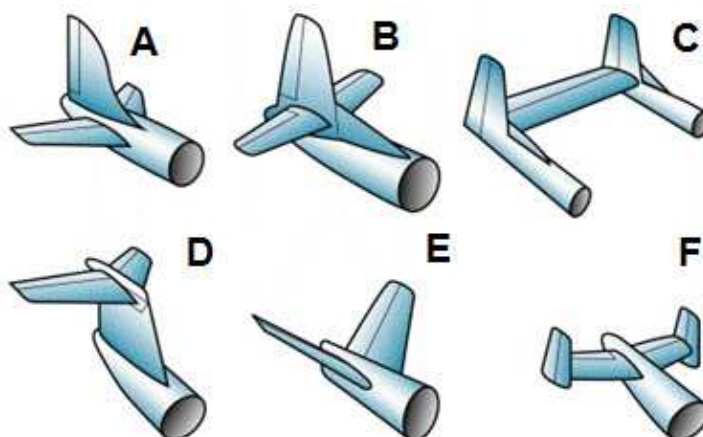
Svislé ocasní plochy

Jsou tvořeny pevnou (kýl) a pohyblivou částí (směrové kormidlo). O velikosti svislých ocasních ploch rozhodují požadavky stranové stability, ovladatelnosti a vyvážení.

Svislé ocasní plochy jsou navrženy jako lichoběžníkové s hlavním nosíkem kolmým na osu letu, zakončené laminátovým překrytím.

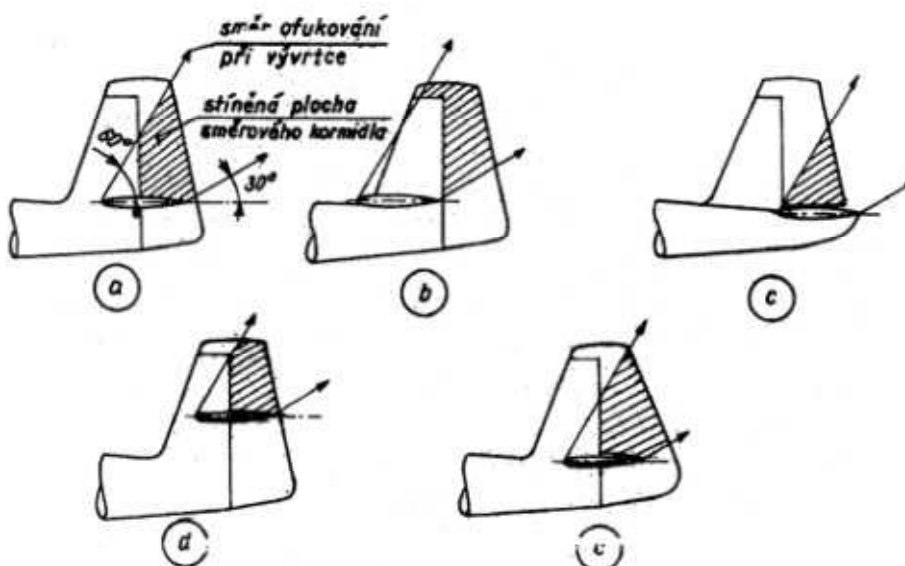
Uspořádání ocasních ploch

Z hlediska interferenčního odporu jsou nejlepší ocasní plochy tvaru T (obr. 3.7D) a V (obr. 3.7E). Tvar T vyžaduje zvýšené nároky na pevnost konstrukce a u ocasních ploch typu V je složitý mechanismus řízení. Tvar ocasních ploch na obr. 3.7C je vhodný pro dvoutrupé nebo dvouocasé letouny. Tvar ocasních ploch na obr. 3.7F je vhodný tam, kde je potřeba velké plochy pro směrovou stabilitu, tento typ má také velký odpor. Je tedy zvoleno klasické uspořádání obr. 3.7A, z důvodu snadné konstrukce a zavádění táhel řízení.



Obr. 3.7 Uspořádání ocasních ploch [25]

Vzájemná poloha vodorovných a svislých ocasních ploch je důležitá kvůli snadnému vybrání vývrtky. Výškové kormidlo musí být umístěno tak, aby nestínilo příliš SOP obr. 3.8. Pro náš případ byl vybrán případ a, který je konstrukčně nejvhodnější a zajišťuje dostatečnou nestíněnou plochu SOP.



Obr. 3.8 Vzájemná poloha svislých a vodorovných ocasních ploch [14]

4 Návrh letounu

4.1 Návrh křídla

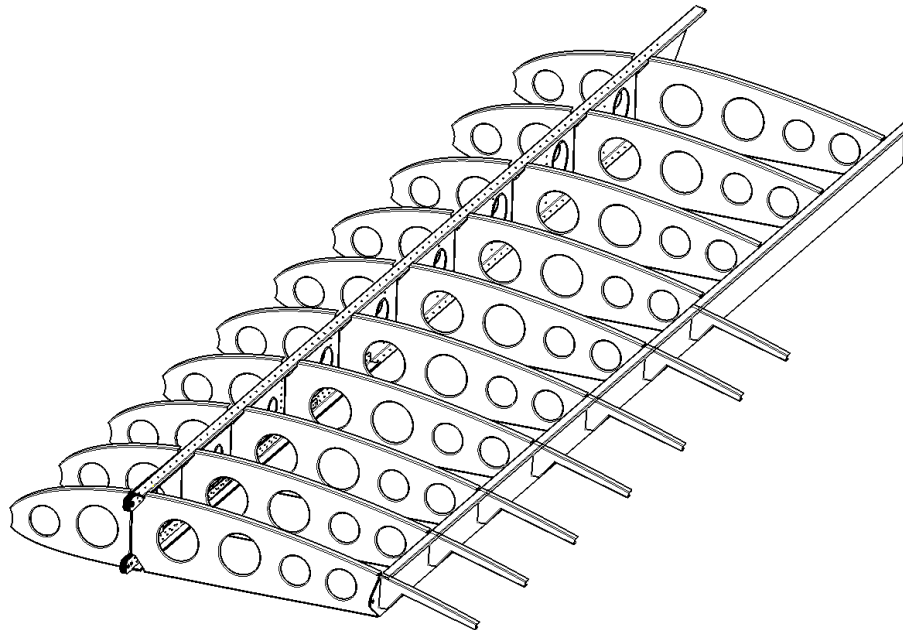
Základní geometrické charakteristiky

Křídlo	Označení	Hodnota	Jednotky
Profil u kořene	NACA 4415		
Profil na konci	NACA 4415		
Celkové rozpětí křídla	b_c	8,36	m
Efektivní rozpětí křídla	b	8,2	m
Rozpětí centroplánu	b_{TR}	1,2	m
Plocha křídla	S	11,07	m^2
Plocha křídla zakrytá trupem	S_1	1,62	m^2
Štíhlost křídla	λ	6,073	-
Efektivní štíhlost křídla	λ_e	6,4	-
Zúžení křídla	Λ	1	
Hloubka kořenového profilu	c_0	1,35	m
Hloubka koncového profilu	c_k	1,35	m
Hloubka střední aerodynamické těživy	c_{SAT}	1,35	m
Úhel vzepětí	Γ	3,5	$^\circ$
Úhel šípů křídla	χ	0	$^\circ$
Úhel nastavení křídla	φ	3,5	$^\circ$
Úhel zkroucení koncového profilu	α_z	0	$^\circ$
Klapka			
Délka po rozpětí	b_{kl}	2,4	m
Plocha klapky	S_{kl}	1,62	m^2
Hloubka klapky u kořene/na konci	c_{kl0}/c_{klk}	0,338	m
Poměrná hloubka klapky	c_{kl}	0,25	%
Výchylka klapky- poloha 1	δ_{kl15}	15	$^\circ$
Výchylka klapky- poloha 2	δ_{kl30}	30	$^\circ$
Výchylka klapky- poloha 3	δ_{kl50}	50	$^\circ$
Křídélko			
Délka po rozpětí	$b_{kř}$	1	m
Plocha křídélka	$S_{kř}$	0,338	m^2
Hloubka křídélka u kořene/na konci	$c_{kř0}/c_{křk}$	0,338	m
Poměrná hloubka křídélka	$c_{kř}$	0,25	%
Výchylka křídélka nahoru	$\delta_{křn}$	22	$^\circ$
Výchylka křídélka dolů	$\delta_{křd}$	17	$^\circ$

Tab. 4.1 Geometrické charakteristiky křídla

Profil křídla byl zvolen NACA 4415, u kořene i na konci křídla. Tento profil je ideální pro jednoduchou konstrukci. Tvar a profilové charakteristiky se nachází v příloze 2. Jelikož je spodní strana profilu rovná, nedochází k problémům s ustavováním křídla při jeho sestavování. Křídlo se dá vyrábět na rovném stole bez dalších přípravků, při zachování maximální přesnosti. Křídlo není geometricky ani aerodynamicky krouceno.

Křídlo je sestaveno ze dvou nosníků. Přední nosník je uvažován jako hlavní a zadní jako pomocný nosník. Tím nám v křídle vzniknou dvě dutiny. Přední na náběžné hraně křídla a druhá ve středu křídla mezi hlavním a pomocným nosníkem. Jedna dutina musí zůstat neporušena. Druhá dutina může například sloužit jako místo pro zatahování podvozku nebo místo pro zavazadla. U navrhovaného letounu jsou v náběžných hranách obou křídel uloženy hliníkové 35 litrové palivové nádrže, je to z důvodu centráže a bezpečnosti. Pomocný nosník dále slouží k uchycení závěsů křidélek a klapek. Ty jsou uchyceny pomocí stěžejky. Klapky jsou odštěpné. Tato konstrukce je výhodná také pro jednoduché umístění kontrolních, montážních otvorů a zavádění řídicích táhel.

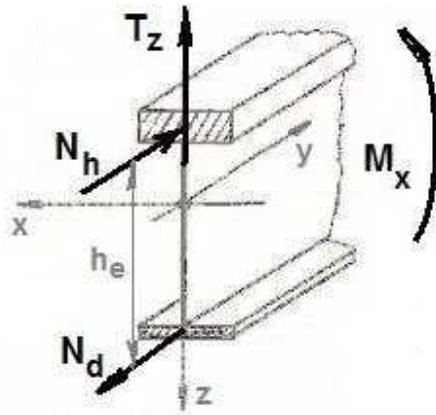


Obr. 4.1 Kostra křídla letounu

Hmotnostní hledisko

Hlavní nosník není umístěn v největší stavební výšce profilu, která se nachází ve 30 % hloubky profilu, ale v 25 % hloubky profilu. Je to z důvodu umístění sedadla pilota. Posunutím hlavního nosníku dopředu o 5% je získáno více místa pro posed posádky. Přičemž změna stavební výšky nosníku je minimální. Tím je dosaženo malého napětí v nosníku i nižší celkové hmotnosti nosníku.

Ohybový moment v normálové rovině M_k je přenášen pásnicemi hlavního nosníku a pomocného nosníku, úměrně jejich ohybovým tuhostem. Ohybový moment M_o v tečné rovině přenáší pásnice hlavního a pomocného nosníku spojené s horním a dolním potahem. Normálové posouvající síly jsou přenášeny pomocí stojiny hlavního a pomocného nosníku. Krouticí moment je přenesen torzními skříněmi, jak uvádí Zálešák [21, str. 11].



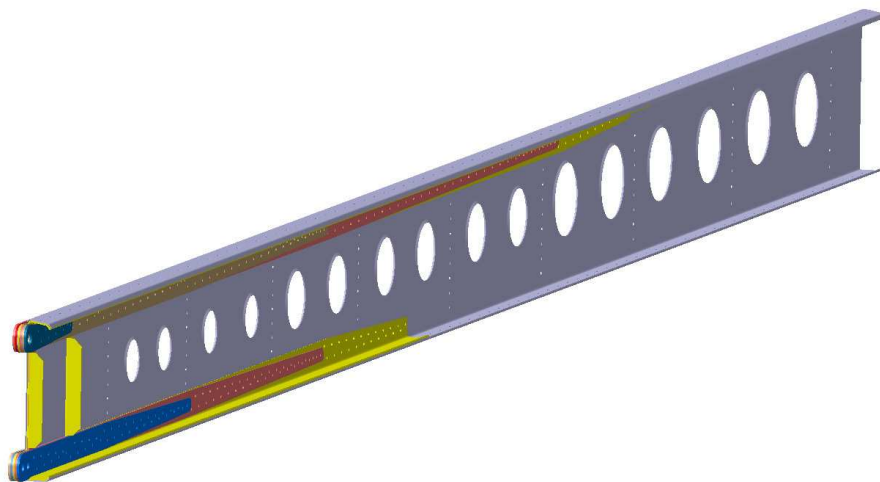
Obr. 4.2 Zatížení jednotlivých prvků nosníku [21]

Žebra v konstrukci křídel s nosným potahem

Funkce žebra je udržování tvaru profilu křídla, podpírají potah a podélné výztuhy a přidávají místní vzdušné zatížení na ostatní prvky konstrukce. Žebra bývají umístěna do míst s větší koncentrací napětí (např. závěsy), aby pomohla lepšímu rozvedení napětí. Žebra jsou rozmístěna ve směru letu. Rozteč se volí tak aby nedošlo příliš brzy ke ztrátě stability potahu ve smyku a zároveň bylo použito co možná nejméně žebra. U kořene křídla jsou rozteče menší než na konci křídla. Žebra jsou odlehčena odlehčovacími otvory a vyztužena prolisováním těchto otvorů. Žebra jsou opatřena 18mm širokým lemem, přes který je žebro uchyceno s potahem a stojinou křídla. Přední část náběžného žebra je upravena vystřížením z důvodu problémové výroby lemu v této části.

Konstrukce nosníků

Nosník je složen z několika plechů, které jsou na sebe naskládány a snýtovány. Průřezy pásnic se mění v jednotlivých řezech po rozpětí, tak aby bylo dbáno na co nejnížší hmotnost, při snižujícím se napětí. Na konci nosníku je pouze ohnutá stojina. Stojina je vyrobena z jednoho kusu plechu po celé délce. Nýty v pásnicích jsou u kořene křídla navrženy jako dvoustřížné, což stabilizuje více stojinu při namáhání smykem.



Obr. 4.3 Hlavní nosník křídla

4.2 Návrh Trupu

Bližším návrhem trupu se tato práce nezabývá.

Trup	Označení	Hodnota	Jednotky
Délka trupu	l_{TR}	5,5	m
Maximální šířka trupu	b_{TR}	1,1	m
Celková výška bez podvozku a bez SOP	l_k	0,93	m
Plocha čelního průřezu trupu	S_{TR}	1,15	m ²
Omočená plocha trupu	F_{TR}	11,97	m ²
Štíhlost trupu	λ_{TR}	4,55	-

Tab. 4.2 Geometrické charakteristiky trupu

4.3 Návrh ocasních ploch

Požadavek na ocasní plochy je nízký odpor. Pro ocasní plochy je volen symetrický profil, který splňuje požadavky na nízký aerodynamický odpor a zároveň má dostatečnou stavební výšku, pro zajištění tuhosti konstrukce.

Významnou roli pro stabilitu je mohutnost, která zahrnuje polohu a velikost ocasních ploch.

4.3.1 Vodorovná ocasní plocha

VOP	Označení	Hodnota	Jednotky
Profil u kořene	NACA 0012		
Profil na konci	NACA 0012		
Rozpětí VOP	b_{cVOP}	2,6	m
Efektivní rozpětí VOP	b_{VOP}	2,5	m
Plocha VOP	S_{VOP}	2,27	m ²
Mohutnost VOP	V_{VOP}	0,5	-
Hloubka kořenového/koncového profilu	$c_{VOP\ o}/c_{VOP\ k}$	0,9	m
Hloubka střední aerodynamické tělivy VOP	$c_{SAT\ VOP}$	0,9	m
Úhel nastavení VOP	φ_{VOP}	-2	°
Úhel vzepětí VOP	Γ_{VOP}	0	°
Úhel šípu	χ_{VOP}	0	°
Úhel zkroucení koncového profilu	α_{zVOP}	0	°
Štíhlost VOP	λ_{VOP}	2,75	-
Hloubka stabilizátoru	$c_s\ VOP$	0,495	m
Výchylka VK nahoru	$\delta_{VK\ n}$	24	°
Výchylka VK dolů	$\delta_{VK\ d}$	18	°

Tab. 4.3 Geometrické charakteristiky VOP

VOP má obdélníkový půdorysný tvar. Je zde volen profil NACA 0012 u kořene i na konci. Vzdálenost $l_{VOP}=3,295\text{m}$ je měřena od aerodynamického středu VOP k aerodynamickému středu křídlo-trupu. Z rovnice pro mohutnost vypočítáme plochu VOP.

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} l_{VOP}}{S b_s}$$

Mohutnost $\bar{V}_{VOP}=0,5$, jak uvádí Raymers [16, str. 36].

$$S_{VOP} = \frac{\tilde{V}_{VOP} S_{CSAT}}{\bar{l}_{VOP}} = \frac{0,5 * 11,07 * 1,35}{3,295} = 2,27m^2$$

Z toho plyne $c_{SAT VOP} = 0,905m$ a $b_{VOP} = 2,5m$

Výškové kormidlo zaujímá místo od 55% do 100% hloubky profilu VOP.

4.3.2 Svislá ocasní plocha

SOP	Označení	Hodnota	Jednotky
Profil u kořene	NACA 0012		
Profil na konci	NACA 0012		
Celková výška SOP	h_{SOP}	1,26	m
Plocha SOP	S_{SOP}	1,06	m^2
Mohutnost SOP	V_{SOP}	0,04	
Hloubka kořenového profilu	$c_{SOP 0}$	1,035	m
Hloubka koncového profilu	$c_{SOP k}$	0,5	m
Hloubka střední aerodynamické tělivy SOP	$c_{SAT SOP}$	1,08	m
Zúžení SOP	Λ_{SOP}	0,46	-
Výchylka SK doleva/doprava	δ_{SK}	28	°

Tab. 4.4 Geometrické charakteristiky SOP

SOP má lichoběžníkový tvar. Je zde volen profil NACA 0012 na konci SOP a NACA 0012 u kořene. Z rovnice pro mohutnost vypočítáme plochu SOP

$$\bar{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} l_{SOP}}{Sb}$$

l_{SOP} Je vzdálenost měřena od aerodynamického středu SOP k aerodynamickému středu křídlo-trup $l_{SOP} = 3,43m$.

Mohutnost \bar{V}_{SOP} volím 0,04, jak uvádí Raymers [16, str. 36].

$$S_{SOP} = \frac{\bar{V}_{SOP} Sb}{l_{SOP}} = \frac{0,04 * 11,07 * 8,2}{3,43} = 1,06m^2$$

5 Technologičnost konstrukce

Technologičnost je důležitým aspektem při návrhu letounu. Letoun může být vyráběn sériově nebo jako stavebnice. Z toho se také odvíjí výběr technologií. Pro stavebnici je předpokládáno dodání všech hlavních komponentů již v opracovaném stavu včetně snýtovaných nejdůležitějších komponentů (hlavní nosníky, kování). Nejsou zde navrženy žádné dílce vyráběné metodou odlévání nebo lisování v záпустce.

5.1 Ovlivnění technologičnosti

Sestavování draku

Probíhá způsobem pokládání potahu na kostru. U křídla se nejprve snýtují nosníky, poté se na nosníky nanýtují žebra a na závěr se takto vytvořená kostra potáhne potahovým plechem.

Spoje

Spoje jsou navrženy s ohledem na životnost. U nerozebíratelných spojů výrazně převládá nýtování, kde je v největší míře užito trnových nýtů. Hlavním důvodem je nižší technologická náročnost v porovnání s lepením a svařováním. Pro rozebíratelné části to jsou šroubové spoje. Spojení potahu a žeber je realizováno pomocí trnových nýtů a lepení. Spojení stojiny s pásnicemi a velmi namáhané spojení jsou realizovány plnými nýty. Spoje jsou navrhovány jako jednoduché, bez mnoha spojovacích uzlů v jednom místě.

Kontrolovatelnost

Z důvodu rychlé kontroly a bezpečnosti jsou všechny důležité díly a mechanismy navrženy tak, aby byl k nim snadný a rychlý přístup a aby byli snadno kontrolovatelné popřípadě opravitelné nebo vyměnitelné. Z těchto důvodů se umísťují na drak letounu různá kontrolní víka. Umístění těchto víček nebylo v této práci řešeno.

Lícování

Tolerance jsou vhodně voleny tak, aby byly pro funkci dílu dostačující a zároveň nebyly příliš přísné. Tím by se zbytečně zvyšovala cena a náročnost výroby.

5.2 Sestavovací přípravy

Pro výrobu tohoto letounu není potřeba velkých přípravků na ustavení. Výroba tvářecích přípravků se omezuje pouze na přípravy pro tvarování žeber.

Veškeré plechové díly jsou navrženy, tak aby je bylo možno vyrobit na rovném stole pomocí základních obráběcích a tvářecích metod.

5.3 Technologie výroby dílů

Jsou voleny běžné způsoby technologie, které jsou popsány v následujících kapitolách. Konstrukce je navrhována s ohledem na náklady, kvalitu a na odpovídající standard podobných letounů této kategorie.

5.3.1 Dělení materiálu

Pro plošné plechové dílce se jedná především o stříhání, a to jak ručními, tak tabulovými nůžkami. Dělení materiálu může být užito jako konečné obrábění nebo jako před-operace k dalšímu tváření (např. řezání).

5.3.2 Tváření

Letoun je koncipován do jednoduchých tvarů, aby bylo použito pro jejich tvarování co nejméně přípravků. Plechy jsou navrženy pouze s jednou křivostí. Ohyby trubek a L profilů jsou skružovány a ohýbány pouze v jedné rovině. Zvoleny byly pouze dva rádiusy pro ohýbačku popř. ohraňovací lis (R2,5 pro tloušťku plechu do 2,5mm a R5 pro tloušťku plechu nad 2,5mm). Pro výrobu žeber je použito gumolisu, po kterém je potřeba ještě daný dílec ručně dotvarovat.

5.3.3 Svařování

Svařování je použito pouze pro materiál L-CM4. Jako svařovací metoda je použita pouze TIG. Tato metoda nám zajistí dostatečnou pevnost a sváry jsou snadno kontrolovatelné.

5.3.4 Obrábění

Z třískového obrábění se jedná především o CNC frézování plechů, čemuž je z větší části podřízena navrhovaná konstrukce. CNC frézování plechů je použito pouze pro slitiny hliníku.

Jako hlavní obráběcí zařízení je použito CNC-frézovací centrum, kterým jsou opracovávány veškeré plechy ze slitiny hliníku.

Trubky motorového lože, nožního, ručního řízení, ovládání klapky a noha předového podvozku jsou navrženy na laserový CNC stroj určený pro obrábění trubkových polotovarů. Tím je umožněno navrhovat a vyrobít složité tvary s užitím jednoduchých přípravků a zajistíme tím maximální využitelnost materiálu.

Plechové díly jsou navrženy v rozvinutém tvaru ke zpracování na CNC laseru. Jedná se především o materiál L-CM3. Slitiny hliníku je výhodnější obrábět třískově z důvodu tepelného ovlivnění hran.

Jako další stroje pro obrábění jsou použity především soustruh a frézka, popřípadě CNC strojů. Typické obráběné díly jsou např. svorníky, čepy a kluzná ložiska.

5.4 Technologie výroby křídla

Stojina

Je vyfrézována z plechu na CNC obráběcím stroji. Jsou zde také předvrtány díry pro ustavení na agrafy. Stojina se musí ohnout do tvaru C, to je docíleno za pomoci ohraňovacího lisu s rádiusem 2,5mm. Prolisování lemu u odlehčovacích otvorů je docíleno jednoduchým přípravkem pod lisem. Pokud dojde ke zvlnění stojiny při jejím tváření, je ji nutno vyrovnat.

Pásnice

Jsou vyfrézovány z plechu a předvrtány, popřípadě se ohýbají na ohraňovacím lisu. Pásnice jsou spojeny se stojinou plnými nýty bez lepení.

Žebra

Žebra jsou vyfrézována z plechu. Lemy žebra jsou vylisovány na gumolisu a konečný tvar je docílen ručním tvářením.

Závěsy

Závěsy hlavního i pomocného nosníku musí být po sestavení a snýtování převrtány a vystruženy na toleranci H7.

Potah

Potah je vyfrézován z plechu a předvrtán na systém žebra a nosníku. Potah náběžné hrany musí být ohnut. Ohyb je proveden na jednoduchém přípravku. Při vrtání na konečný rozměr díry a následném nýtování musí být potah stažen stahovacími popruhy. Spojení potahu ke kostře je provedeno pomocí lepení a trnovými nýty.

Po obrábění musí být materiál zbaven všech otřepů.

5.5 Technologie výroby ostatních částí letounu

Ostatní části letounu zde nejsou podrobně řešeny. Principiálně se však jedná o obdobný způsob technologického řešení jako v kapitole 5.4 Technologie a výroba křídla.

5.6 Použité materiály



Obr. 5.1 Model letounu

Na modelu letounu obr. 5.1 je naznačeno, z jakých materiálů se bude letoun vyrábět. Stříbrné plochy jsou vyrobeny ze slitiny EN AW-6061.T6. Červenou barvou je značen materiál L-CM3 a modrou barvou jsou značeny kompozitní díly.

Slitina EN AW-6061.T6 [AlMgSiCu]

Jako primární materiál je použita slitina EN AW-6061.T6 (stringery, potahový plech, pásnice, stojina, žebra) specifikace je uvedena v tab. 5.3. Tento materiál je výhodný z hlediska korozní odolnosti a tvárnosti (ve srovnání s durallem). Má však nižší mez pevnosti a mez kluzu.

Výhody celokovové konstrukce z materiálu EN AW-6061.T6 ve srovnání k jiným:

Tento materiál je výhodný pro jeho jednoduchou zpracovatelnost, přičemž není potřeba žádných speciálních nástrojů a praxe stavitelů jako tomu je u svařovaných konstrukcí nebo šití potahu.

Při sériové výrobě se snižují náklady na opracování při použití NC strojů (fréz, laserů)

Ve srovnání s kompozitovou konstrukcí, není potřeba mnoho forem.

Nevýhody

Poměrně rychlé šíření trhlin

Nebezpečí zranění ostrými úlomky při havárii letounu

Konstrukce není úplně aerodynamicky čistá

Rozměry plechů

Tloušťka plechu v palcích	Tloušťka v mm
0,016	0,4064
0,02	0,508
0,025	0,635
0,032	0,8128
0,04	1,016
0,05	1,27
0,063	1,6002
0,09	2,286
0,125	3,175
0,19	4,826

Tab. 5.1 Tloušťky plechů

Formát plechu					
Ve stopách			V metrech		
4	x	12	1,22	x	3,66
4	x	8	1,22	x	2,44
4	x	6	1,22	x	1,83
4	x	4	1,22	x	1,22

Tab. 5.2 Formáty plechů

L-CM3 (15 131.7) ČSN 41513, Cr-Mo

L-CM materiál je zde použit ve formě trubek, pro motorové lože, rám kabiny, příďovou podvozkovou nohu a řídicí páky. Je dobře tvářitelný i obrobitelný. Vhodný pro svařování. Je vhodný k zušlechťování do maximálního průměru 40mm.

L-ROLN (16 532.8), ČSN 41653, Cr-Mo-Al

Tato slitina se používá především pro vysoce namáhané součásti, např. na výrobu svorníků. Ve stavu žíhaném naměkko je dobře obrobitelná. Menší vrubová citlivost a menší prokalitelnost ve srovnání s L-ROL.

Kompozitní materiály

Vyskytují se zde pouze jako kryty, které nejsou nosné. Zlepšují aerodynamické vlastnosti letounu. Jsou použity na přechod křídlo- trup, ukončení křídel, ocasních ploch a na motorové kryty. Jako kompozit je použito skleněné vlákno s epoxidovou pryskyřicí.

Označení materiálu	Mez pevnosti	Mez kluzu	Tažnost	Hustota	Složení
	Rm [MPa]	Rp 0,2 [MPa]	A [%]	ρ [MPa]	[%]
EN AW-6061.T6	290	240	10	2700	AlMg1SiCu
L-CM3 (15 130.7)	880-1030	690	12	7800	0,25C;1,0Cr;0,2Mo
L-ROLN (16 532.8)	1620-1770	1420	9	7800	0,3C;1,6Ni;1,1Cr;1,1Mn;1,1Si

Tab. 5.3 Mechanické vlastnosti materiálů

6 Centráže

Hmotnostní rozbor byl proveden odhadem jednotlivých konstrukčních dílů a celků konstrukce letounu. Odhad byl proveden na základě statistických údajů letounů stejné kategorie. Součtem všech komponentů byla spočtena celková hmotnost. Poloha jednotlivých komponent byla odečtena z mušky a modelu letounu.

6.1 Hmotnosti dle předpisu UL-2

Maximální vzletová hmotnost $m_{TOW}=450\text{kg}$

Neproměnlivé hmoty $m_n=285,7\text{kg}$

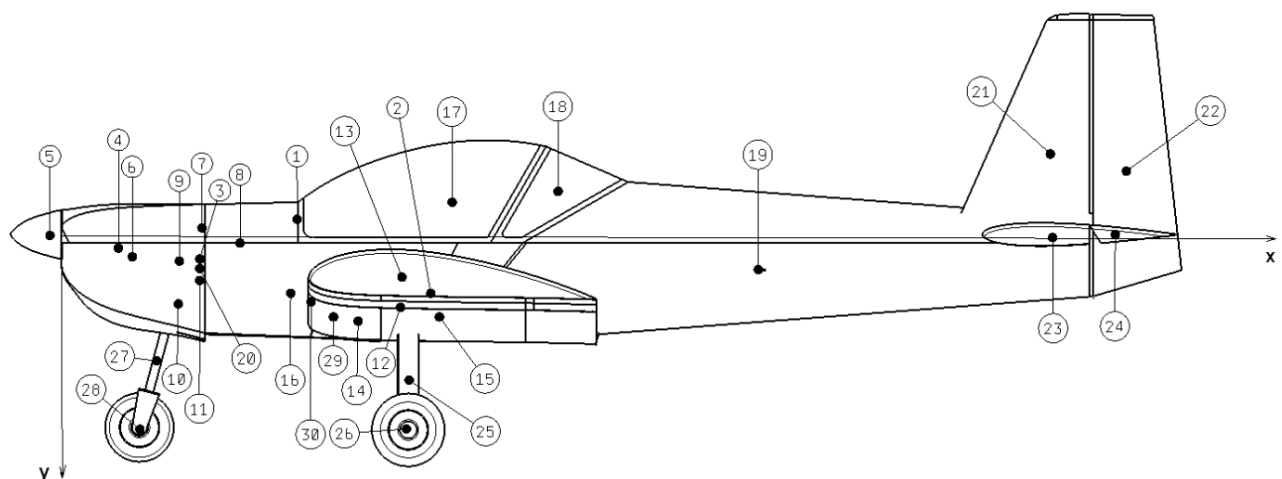
Proměnlivé hmoty (užitečné zatížení) $m_p=164,3\text{kg}$

6.2 Výpočtová rovnice

$$I_{xi} = m_i x_i$$

6.3 Hmotnostní rozbor

Neproměnlivé hmoty



Obr. 6.1 Rozložení hmot na letounu

Pozice	Část	Položka	m(kg)	X (mm)	Ix(kg.mm)
1	Výstroj	Přístrojová deska	6	1150	6900
2		Sedačky pilota	5	1700	8500
3		Baterie	4	650	2600
		Suma	15		

Tab. 6.1 Hmotnosti výstroje

Přístrojová deska se sestává z těchto komponent:

Výškoměr	BG-3E	0,85kg
Rychloměr	BK-15	0,5kg

Vario	LUN 1144	0,4kg
Sklonoměr	6x6	0,1kg
Kompas	CM-13	0,26kg
Otáčkoměr	Rotax	0,2kg
Tlakoměr oleje	Rotax proudový	0,1kg
Teploměr oleje	Rotax 50-150	0,12kg
Teploměr chladící kapaliny	CH 50-150	0,12kg
Panel + elektroinstalace		3,35kg

Pozice	Část	Položka	m(kg)	X (mm)	Ix(kg.mm)
4	Pohonná soustava	Motor	75	300	22500
5		Vrtule	8	-50	-400
6		Kapotáž	4	350	1400
7		Palivový systém	2	650	1300
8		Ovládání motoru	1	700	700
9		Motorové lože	4	580	2320
10		Výstupní soustava	3	580	1740
11		Vybavení protipožární stěny	3,5	650	2275
Suma			100,5		

Tab. 6.2 Hmotnosti pohonné soustavy

Pozice	Část	Položka	m(kg)	X (mm)	Ix(kg.mm)
12	Konstrukce draku	Vnější křídla	66	1540	101640
13		Koncové oblouky	2	1540	3080
14		Nádrže	4	1250	5000
15		Centroplán	15	1600	24000
16		Trup po sedačku	15	1100	16500
17		Zasklení přední	8	1800	14400
18		Zasklení zadní	2	2800	2780
19		Trup. Ocas	11	3000	33000
20		Mot. přepážka	2	650	1300
21		SOP - kýl	2,2	4600	10120
22		SOP - kormidlo	1,5	4950	7425
23		VOP - stabilizátor	5,5	4600	25300
24		VOP - kormidlo	2,5	4900	12250
25		Hlavní podvozek - nohy	5	1630	8150
26		Kola hl. podvozku	10	1630	16300
27		Příďový podvozek - noha	4	480	1920
28		Kolo př. podvozku	2,5	350	875
29		Řízení	4	1300	5200
30		Nátěr	8	1300	10400
Suma			170,2		

Tab. 6.3 Hmotnosti konstrukce draku

Proměnlivé hmoty

Z důvodu dodržení předpisu UL-2 část I.A. (maximální vzletová hmotnost $m_{TOW}=450\text{kg}$) je nutné omezit hmotnosti pilota a pasažéra na průměrnou maximální hmotnost 82,15kg. Při celkovém naloženém zavazadlovém prostoru (5kg) je stanovena hmotnost pilota a pasažéra na průměrnou maximální hmotnost 79,65kg.

Hmotnosti pilotů	Položka	m(kg)	Poloha (m)	$I_x(\text{kg}\cdot\text{mm})$
Maximální hmotnost	Pilot 1	82,15	1800	147870
	Pilot 2	82,15	1800	147870
Maximální hmotnost se zavazadlem	Pilot 1	79,65	1800	143370
	Pilot 2	79,65	1800	143370
Minimální hmotnost	Pilot 1	55	1800	99000
	Pilot 2	55	1800	99000
	Palivo v.k. (2x35 l)	49	1550	75950
	Zavazadla	5	2200	11000

Tab. 6.4 Proměnlivé hmotnosti

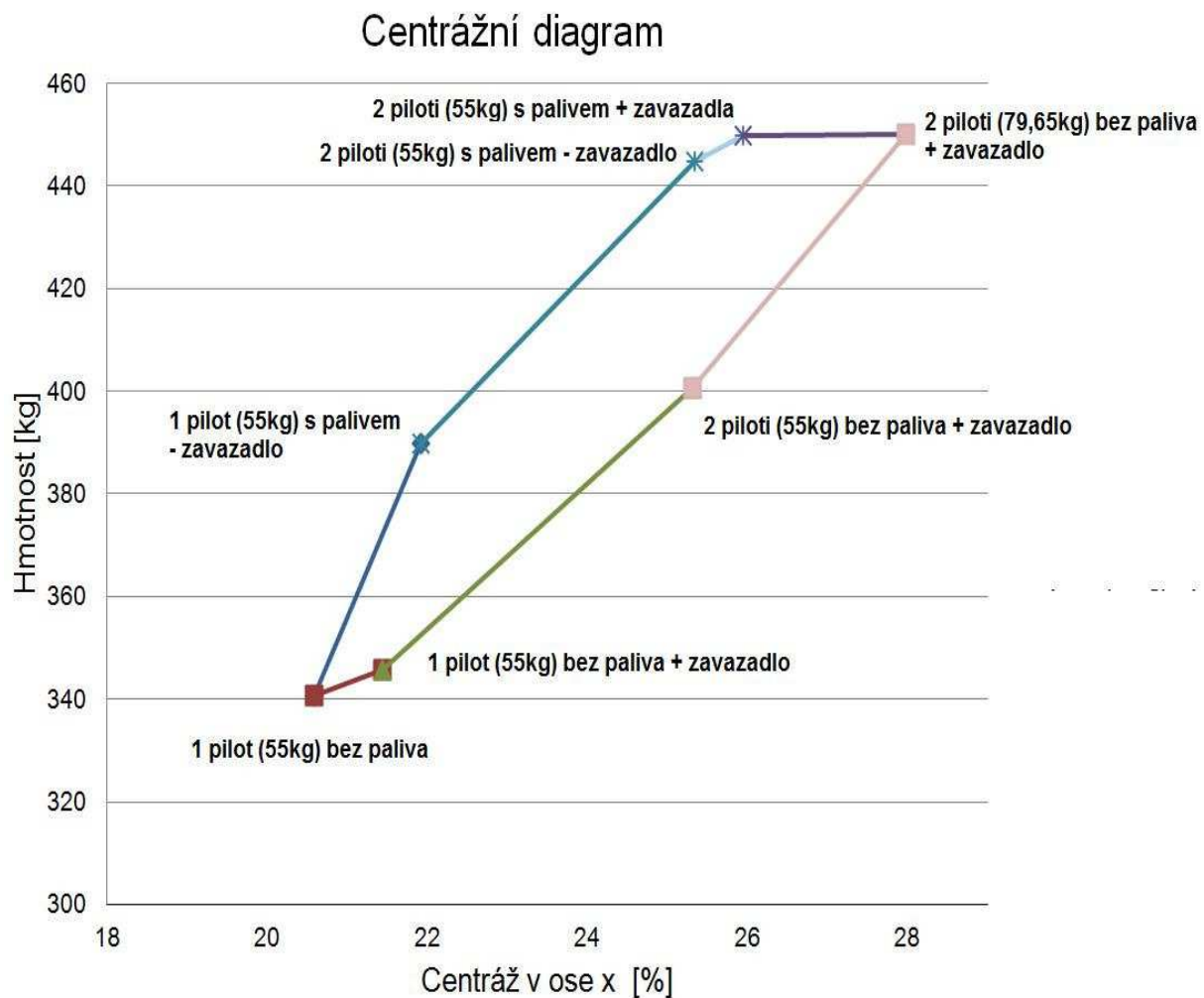
	m(kg)	$I_x(\text{kg}\cdot\text{mm})$	Centráž X (%)
Centráž prázdného letounu	285,7	1332,53	15
Přední mezní centráž	340,7	1408	20,6
Zadní mezní centráž	450	1508	27,97
Rozsah centrání			7,38

Tab. 6.5 Centráže letounu

Přední mezní centráž 20,6% je pro nejnižší možné zatížení. Zadní mezní centráž 27,97% je pro maximální zatížení letounu $m_{TOW}=450\text{kg}$. Z uvedených výsledků plyne rozsah centrání 7,38%. Tento rozsah centrání můžeme považovat spíše za menší. Jelikož největší proměnné hmoty tvoří právě pilot a pasažér je tento rozsah centrání dán polohou sedadel vedle sebe a umístěním blízko těžiště celého letounu. Centráž prázdného letounu vyšla 15%.

6.4 Centrážní diagram

Po vyhodnocení všech možných kombinací proměnných hmot byl vytvořen jejich centrážní diagram v procentech hloubky křídla.



Obr. 6.2 Centrážní diagram

7 Statická a dynamická zásoba letounu

Statická a dynamická zásoba letounu byla určena z [4].

7.1 Statická zásoba letounu s pevným řízením

a) Poloha aerodynamického středu konfigurace křídlo – trup

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK\check{r}} + \Delta\bar{x}_{ATR}$$

$\bar{x}_{AK\check{r}}=0,25$

Příspěvek trupu k posunu aerodynamického středu letounu stanovíme dle vztahu

$$\Delta\bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \frac{b_{TR} c_o^2}{S c_A}$$

Kde K_{ATR} je určeno z přílohy 4. Tato příloha platí pro středoplošníky. Pro dolnoplošníky je třeba tuto hodnotu o 5% zvýšit.

$$\frac{c_o}{l_{TR}} = \frac{1,35}{5,5} = 0,245$$

$$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}} = \frac{1,47}{5,5} = 0,267$$

l_{TR} Délka trupu

l_{ATR} Vzdálenost $0,25c_o$ od nosu trupu

Z diagramu v příloze 5 odečteme faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu letounu

$K_{ATR}=0,21$ dosadíme do vzorce a zvětšíme o 5%:

$$\Delta\bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \frac{b_{TR} c_o^2}{S c_A} = -1,05 \cdot 0,21 \cdot \frac{1,1 \cdot 1,35^2}{11,07 \cdot 1,35} = -0,03$$

Dosadíme do rovnice konfigurace křídlo – trup

$$\bar{x}_{AKT} = 0,25 - 0,03 = 0,22$$

b) Příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu

$$\Delta\bar{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

Stanovení derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu v místě VOP

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \doteq 1,75 \frac{\alpha_K}{\pi \lambda (\bar{l}_{VOP 0,25} \Lambda)^{1/4} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)}$$

Λ Zúžení křídla $\Lambda=1$

Geometrické parametry, které definují VOP ke křídlu, se nacházejí v [4]

$$\bar{l}_{VOP 0,25} = \frac{l_{VOP 0,25}}{(b/2)} = \frac{3,254}{(8,2/2)} = 0,79$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP}}{(b/2)} = \frac{0,51}{(8,2/2)} = 0,124$$

Dosadíme do rovnice

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \doteq 1,75 \frac{5,48}{\pi 6,074 (0,791)^{1/4} (1 + 0,124)} = 0,474$$

Mohutnost \bar{V}_{VOP} byla stanovena v kapitole 4.3.1 $\bar{V}_{VOP}=0,5$

$$l_{VOP} = l_{VOP 0,25} + (0,25 - \bar{x}_{AKT})c_A = 3,254 + (0,25 - 0,22)1,35 = 3,295m$$

Sklon vztlakové čáry určíme

$$\alpha_{KT} \doteq \alpha_K$$

$$a = a_{KT} + a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 4,095 + 3,51 \cdot 0,95 \frac{2,38}{11,07} (1 - 0,474) = 4,47 \text{ rad}^{-1}$$

Příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu letounu

$$\Delta \bar{x}_{AVOP} = \frac{3,51}{4,47} 0,95 \cdot 0,5 (1 - 0,474) = 0,196$$

Výsledná poloha aerodynamického středu s pevným řízením

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{AVOP} = 0,22 + 0,196 = 0,416$$

c) Statická zásoba letounu s pevným řízením pro přední centráž

$$\sigma_{Ap} = \bar{x}_A - \bar{x}_{Tp} = 0,416 - 0,206 = 0,21$$

d) Statická zásoba letounu s pevným řízením pro zadní centráž

$$\sigma_{Az} = \bar{x}_A - \bar{x}_{Tz} = 0,416 - 0,28 = 0,136$$

Statická zásoba s volným řízením byla stanovena pro přední i zadní centráž. Statická zásoba by měla být větší než 10% c_{SAT} , což je splněno.

7.2 Statická zásoba letounu s volným řízením

Polohu aerodynamického středu s volným řízením stanovíme na základě polohy středu s pevným řízením.

$$\bar{x}'_A = \bar{x}_A + \left(1 - \frac{a}{a'}\right) \frac{l_{VOP}^*}{c_A}$$

Sklon vztlakové čáry s volným řízením

$$C'_{L\alpha} = C_{L\alpha} - C_{L\delta} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}}$$

a) Derivace součinitelů závěsového momentu VK

$$C_{H\alpha VOP} = -0,12 a_{VOP} \frac{S_{VK}}{S_{VOP}}$$

$$C_{H\delta} = -0,14 a_{VOP} \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right)^{3/2} \right]$$

S_{V0} Plocha osového odlehčení $S_{V0}=0\text{m}^2$
 S_{VK} Plocha výškového kormidla $S_{VK}=1,022\text{m}^2$
 S_{VOP} Plocha VOP $S_{VOP}=2,27\text{m}^2$

Poměrná velikost výškového kormidla

$$\frac{S_{VK}}{S_{VOP}} = \frac{1,022}{2,27} = 0,45$$

Derivace součinitele závěsového momentu VK dle úhlu náběhu VOP

$$C_{H\alpha VOP} = -0,12 \cdot 3,51 \frac{1,022}{2,27} = -0,1896 \text{rad}^{-1}$$

Derivace součinitele závěsového momentu VK dle úhlu náběhu letounu

$$C_{H\alpha} = C_{H\alpha VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = -0,1896(1 - 0,474) = -0,1 \text{rad}^{-1}$$

Derivace součinitele závěsového momentu VK dle výchylky VK

$$C_{H\delta} = -0,14 \cdot 3,51 = -0,49 \text{rad}^{-1}$$

b) Derivace součinitele vztlaku celého letounu dle výchylky výškového kormidla

$$C_{L\delta} = C_{L,VOP\delta} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S}$$

$C_{L,VOP\delta}$ Derivace součinitele vztlaku VOP podle výchylky VK

$$C_{L,VOP\delta} = \frac{dC_{L,VOP}}{d\delta_v} = a_{VOP} \left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right)_{VK} = a_{VOP} \eta_1 \eta_2 \left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right)_0 = 3,51 \cdot 1 \cdot 0,9 \cdot (0,72) = 2,2745$$

$\left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right)_0$ Základní účinnost kormidla bez osového odlehčení a bez štěrbin je rovno 0,72 [4] str.

224 obr. 10-8

η_1 Vliv velikosti a tvaru nosu na účinnost kormidla, pro stěžejku je $\eta_1=1$ [4] str. 225 obr. 10-9

η_2 Korekční faktor účinnosti kormidla, vyjadřující vliv výchylky kormidla $\eta_2=0,9$ [4] str. 225 obr. 10-10

$$C_{L\delta} = 2,2745 \cdot 0,95 \frac{2,27}{11,07} = 0,443 \text{rad}^{-1}$$

c) Výpočet sklonu vztlakové čáry letounu s volným řízením

$$a' = a - C_{L\delta} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} = 4,47 - 0,443 \frac{-0,1}{-0,49} = 4,38 \text{rad}^{-1}$$

d) Výpočet polohy aerodynamického středu letounu s volným řízením

$$\bar{x}'_A = \bar{x}_A + \left(1 - \frac{a}{a'} \right) \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = 0,417 + \left(1 - \frac{4,47}{4,38} \right) \frac{3,07}{1,35} = 0,37$$

e) Statická zásoba letounu s volným řízením pro přední centráž

$$\sigma'_{Ap} = \bar{x}'_A - \bar{x}_{Tp} = 0,37 - 0,206 = 0,164$$

- f) Statická zásoba letounu s volným řízením pro zadní centráž

$$\sigma'_{Az} = \bar{x}'_A - \bar{x}_{Tz} = 0,37 - 0,28 = 0,09$$

7.3 Dynamická zásoba stability s pevným řízením

- a) Dynamický bod s pevným řízením

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{c_{mq}}{2\mu - c_{Lq}}$$

Početní odhad derivace tlumení klopení

$$C_{mq} = -2,4a_{VOP}k_{VOP}\tilde{V}_{VOP}\frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

k_{VOP} Koeficient snížení tlaku v místě VOP

c_A Hloubka střední aerodynamické tětiny křídla

Výpočte derivace tlumení součinitele vztlaku

$$C_{Lq} = -c_{yq} = 2\alpha_{VOP}k_{VOP}\tilde{V}_{VOP}$$

a_{VOP} Sklon vztlakové čáry VOP

Výpočet bezrozměrné hmotnosti letounu

$$\mu = \frac{2m_{TOW}}{\rho c_{SAT}S} = \frac{2\,450}{1,225\,1,35\,11,07} = 49,16$$

m_{TOW} Hmotnost letounu

ρ Hustota vzduchu v 0m MSA

Mohutnost vodorovných ocasních ploch pro přední centráž

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP}\tilde{l}_{VOP}}{Sc_A} = \frac{2,27\,3,38}{11,07\,1,35} = 0,513$$

\tilde{l}_{VOP} Vzdálenost AS VOP za těžištěm letounu

Mohutnost vodorovných ocasních ploch pro zadní centráž

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP}\tilde{l}_{VOP}}{Sc_A} = \frac{2,27\,3,28}{11,07\,1,35} = 0,498$$

Po dosazení pro přední centráž

$$C_{mq} = -2,4\,3,51\,0,95\,0,513\frac{3,38}{1,35} = -10,279$$

$$C_{Lq} = 2\,3,51\,0,95\,0,513 = 3,42$$

$$\mu = \frac{2\,450}{1,225\,11,07\,1,35} = 49,16$$

Po dosazení pro zadní centráž

$$C_{mq} = -2,4\,3,51\,0,95\,0,498\frac{3,28}{1,35} = -9,68$$

$$C_{Lq} = 2\,3,51\,0,95\,0,498 = 3,321$$

$$\mu = \frac{2\,450}{1,225\,11,07\,1,35} = 49,16$$

b) Výpočet dynamického bodu pro přední centráž

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{mq}}{2\mu - C_{Lq}} = 0,417 - \frac{-10,279}{2\,49,16 - 3,42} = 0,5294$$

Výpočet dynamického bodu pro zadní centráž

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{mq}}{2\mu - C_{Lq}} = 0,417 - \frac{-9,68}{2\,49,16 - 3,321} = 0,5226$$

Dynamická zásoba letounu s pevným řízením pro přední centráž

$$\sigma_{Dp} = \bar{x}_D - \bar{x}_{Tp} = 0,5294 - 0,206 = 0,32$$

Dynamická zásoba letounu s pevným řízením pro zadní centráž

$$\sigma_{Dz} = \bar{x}_D - \bar{x}_{Tz} = 0,5226 - 0,28 = 0,24$$

7.4 Dynamická zásoba letounu s volným řízením

$$\bar{x}'_D = \bar{x}_D + \frac{C_{L\alpha} C_{m\delta}^*}{C'_{L\alpha} C_{H\delta}} \left(\frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{Hq}}{2\mu - C_{Lq}} \right)$$

Derivace součinitele klopivého momentu k aerodynamickému středu letounu

$$C_{m\delta}^* = -C_{L\delta} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = -0,443 \frac{3,07}{1,35} = -1,007$$

Derivace součinitele závěsového momentu VK dle bezrozměrové úhlové rychlosti klopení

$$C_{Hq} = 2C_{H\alpha VOP} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A}$$

$$C_{H\alpha VOP} = -0,12 a_{VOP} \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} = -0,12 \cdot 3,51 \frac{1,022}{2,27} = -0,1896$$

Pro přední centráž

$$C_{Hq} = 2(-0,1896) \frac{3,38}{1,35} = -0,9494$$

Potom

$$\bar{x}'_D = 0,5294 + \frac{4,47(-1,007)}{4,36(-0,49)} \left(\frac{-0,1003}{4,47} + \frac{-0,9494}{2\,49,16 - 3,42} \right) = 0,46$$

Pro zadní centráž

$$C_{Hq} = 2(-0,1896) \frac{3,28}{1,35} = -0,921$$

Potom

$$\bar{x}'_D = 0,5226 + \frac{4,47(-1,006)}{4,36(-0,49)} \left(\frac{-0,1}{4,47} + \frac{-0,921}{2 \cdot 49,16 - 3,321} \right) = 0,454$$

Dymanická zásoba letounu s volným řízením pro přední centráž

$$\sigma'_{Dp} = \bar{x}'_D - \bar{x}_{Tp} = 0,46 - 0,206 = 0,254$$

Dymanická zásoba letounu s volným řízením pro zadní centráž

$$\sigma'_{Dz} = \bar{x}'_D - \bar{x}_{Tz} = 0,454 - 0,28 = 0,174$$

7.5 Stanovení neutrálního bodu s pevným řízením

Za podmínky, že se nemění poloha orgánů řízení klopivého momentu. Neutrální bod byl stanoven z [5].

$$\bar{x}_{NB} = \bar{x}_{Akř} + \Delta\bar{x}_{Atr} + \Delta\bar{x}_{AVOP} + \Delta\bar{x}_{Apropulze}$$

$\bar{x}_{Akř}$ Aerodynamický střed křídla $\bar{x}_{Fkř}=0,25$

Příspěvek trupu viz. kapitola 7.1 a)

Posune neutrální bod dopředu.

$$\Delta\bar{x}_{Atr} = -K_{Ftr} \frac{b_{tr} c_o^2}{S c_{SAT}} = -0,03$$

K_{Ftr} Faktor vlivu trupu

Příspěvek vodorovných ocasních ploch je řešen v kapitole 7.1 b)

Posune neutrální bod dozadu.

$$\Delta\bar{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 0,197$$

Příspěvek propulze

$$\Delta\bar{x}_{Apropulze} = -0,05 \sum \frac{i_L D_{vrt} L_{vrt}}{S c_{SAT} a_{kř}}$$

i_L Počet listů vrtule $i_L=3$

L_{vrt} Vzdálenost disku vrtule od $\bar{x}_{Akř}$ $L_{vrt}=1488\text{mm}$

D_{vrt} Průměr vrtule $D_{vrt}=1630\text{mm}$

$$\Delta\bar{x}_{Apropulze} = -0,05 \frac{3 \cdot 1,63^2 \cdot 1,488}{11,07 \cdot 1,35 \cdot 4,095} = -0,0097$$

Poloha neutrálního bodu

$$\bar{x}_{NB} = \bar{x}_{Akř} + \Delta\bar{x}_{Atr} + \Delta\bar{x}_{AVOP} + \Delta\bar{x}_{Apropulze}$$

$$\bar{x}_{NB} = 0,25 - 0,030 + 0,197 - 0,0097 = 0,4073$$

Je požadováno, aby těžiště letounu leželo alespoň 10% c_{SAT} před neutrálním bodem, což je zde splněno.

8 Aerodynamické charakteristiky letounu

Pro předběžné stanovení výkonů letounu a jeho letových vlastností je potřeba znát jeho poláru. Výpočet je proveden dle literatury [18].

Zjednodušení:

- Neuvažujeme stlačitelnost vzduchu
- Hustota vzduchu je brána v 0m MSA
- Změnu rychlosti bereme jako konstantu

8.1 Výpočet poláry bez vlivu stlačitelnosti

Vlastní postup určení poláry bez vlivu stlačitelnosti

Základní rovnice:

$$c_D = \underbrace{(c_{Dp \min}) \left(1 - K_1 \frac{S_1}{S}\right)}_{\text{Polára náhradního profilu křídla}} + \underbrace{\frac{c_L^2}{\pi \lambda_e} (1 + \delta)}_{\text{Indukovaný odpor}} + \underbrace{1,03 \frac{\sum c_{Dk} S_K}{S} + \frac{c_L^2}{\pi \lambda_e}}_{\text{Součinitel minimálního odporu ostatních částí letounu}} + \underbrace{(1 + \delta) \left(\frac{1}{e} - 1\right)}_{\text{Změna škodlivého odporu s úhlem náběhu}}$$

8.1.1 Určení poláry křídla bez vlivu indukovaného odporu

Přepočítání poláry profilu dle výpočtu Re letounu. Poláry jsou uváděny v literatuře pro stanovená Reynoldsova čísla. Tyto čísla musíme přepočítat pro naše hodnoty Re_{\min} a Re_{\max} . Přepočítávají se hodnoty minimálního profilového odporu $c_{Dp \min}$ a hodnoty maximálního součinitele vztlaku $c_{L\max}$. $\Delta c_{Dp \min st}$ (změnu součinitele odporu profilu vlivem úhlu náběhu) zanedbáváme, jak uvádí Florián [18, str. 7].

Rozložení vztlaku křídla bylo spočteno v programu Glauert III. včetně $c_{L\max}$. VOP ubírá letounu 7% vztlaku v celém rozsahu rychlostí.

Výpočet Reynoldsova čísla pro rychlost $V_s=23\text{m/s}$ volená jako maximální pádová rychlost

$$Re = \frac{c_o V_s \rho}{\mu} = \frac{1,35 \cdot 23 \cdot 1,225}{1,714 \cdot 10^{-5}} = 2220223$$

Nejbližší Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment $Re=3000000$

Výpočet Reynoldsova čísla pro rychlost $V_D=79\text{m/s}$

$$Re = \frac{c_o V_D \rho}{\mu} = \frac{1,35 \cdot 79 \cdot 1,225}{1,7414 \cdot 10^{-5}} = 7622302$$

Nejbližší Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment $Re=6000000$

Přepočítání odporu na Reynoldsovo číslo, s kterým počítáme

Pro Re_{\min} :

$$c_{Dp \min} = c_{Dp \min st} \left(\frac{Re}{Re_{st}}\right)^{0,11} = 0,0072 \left(\frac{2220223}{3000000}\right)^{0,11} = 0,0072$$

Pro Re_{max} :

$$c_{Dp\ max} = c_{Dp\ max\ st} \left(\frac{Re}{Re_{st}} \right)^{0,11} = 0,0066 \left(\frac{7622302}{6000000} \right)^{0,11} = 0,0066$$

Re_{st} Efektivní Reynoldsovo číslo, při kterém byl prováděn experiment

Re Reynoldsovo číslo, na které přepočítáváme

Sklon vztlakové čáry profilu:

Je pro kořenový i koncový profil stejný

$$\frac{L}{\alpha} * \frac{180}{\pi} = \frac{1}{10} * \frac{180}{\pi} = 5,73 \text{ 1/rad}$$

Poláru křídla určíme ze vztahů:

$$c_L = k_o c'_{Lo} + k_k c'_{Lk}$$

$$c_{Dp} = k_o c'_{Dpo} + k_k c'_{Dpk}$$

Součinitelé, vyjadřující ovlivnění vlastností křídla vlastnostmi koncového a kořenového profilu

$$k_o = \frac{1(2b_o + b_k)}{3(b_o + b_k)} = \frac{1(2 \cdot 1,35 + 1,35)}{3(1,35 + 1,35)} = 0,5$$

$$k_k = \frac{1(2b_k + b_o)}{3(b_o + b_k)} = \frac{1(2 \cdot 1,35 + 1,35)}{3(1,35 + 1,35)} = 0,5$$

Součinitel c_{Dp} je nutno vynásobit součinitelem $\left(1 - K_1 \frac{S_1}{S}\right)$, tento součinitel vyjadřuje vliv zmenšení obtékaného profilu křídla o část zakrytou trupem a vliv interference křídlo- trup (K_1) odečet na str. 14 [18]. Plocha křídla zakrytá trupem $S_1=1,485\text{m}^2$

Pro dolnoplošník s rovnými boky trupu $K_1=0,6$

8.1.2 Indukovaný odpor

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \lambda_e} (1 + \delta)$$

Kde efektivní štíhlost je:

$$\lambda_e = \frac{l^2 \kappa}{S \left(1 - \frac{S_1}{S}\right)} = \frac{8,2^2 \cdot 0,9}{11,07 \left(1 - \frac{1,485}{11,07}\right)} = 6,31$$

δ Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla lit. [2] obr. 30, pro náš případ je stanoven na 0,048 [18] obr. 30

κ Koeficient který je roven 0,9

8.1.3 Škodlivé odpory $C_{D\kappa}$

a) Škodlivé odpory na křídle

Jsou voleny z literatury [18] str. 15. U celokovového letounu se jedná především o hlavy nýtů, zvlnění potahu a přesnost provedení. Škodlivé odpory jsou vztaženy na plochu křídla (není nutno je přepočítávat).

Nýty

Počet nýtu je odhadován na $n=5000$ ks, výška hlavy nýtu je $h_n=1,4$ mm a poměrná tloušťka profilu $\bar{c}_e=0,15$

$$c_{DKN} = 5n \frac{h_n^2}{S} \left(\frac{h_n}{b_e} \right)^{\frac{2}{5}} (1 + 1,5\bar{c}_e) = 5 \cdot 5000 \frac{0,0011^2}{11,07} \left(\frac{0,0011}{1,35} \right)^{\frac{2}{5}} (1 + 1,5 \cdot 0,15) = 0,000195$$

Přistávací klapky

$$c_{Dk kl} = 0,001$$

Křidélka

$$c_{Dk kř} = 0,0003$$

Vliv turbulence proudu za tažnou vrtulí

$$c_{Dk vr} = 0,0003$$

Součet všech odporů na křídle

$$c_{D kř} = 0,001795$$

b) Škodlivý odpor trupu a částí trupu

Předpokládáme, že trup nepřispívá žádným vztlakem, ale že způsobuje pouze škodlivý odpor. Uvažujeme zde celou meznou vrstvu jako turbulentní. Vliv dalších vyčnívajících částí (jako jsou např. střeškové věže) nebudeme uvažovat.

$$c'_{DK TR} = c_f \eta_c \frac{F_{TR}}{S_{TR}} + \Delta c'_{D TR} + \underbrace{\frac{\sum c'_{DK} S_K}{S_{TR}}}_{\text{Vliv dalších vyčnívajících částí}}$$

$$\lambda_{TR} = \frac{L_{TR}}{\sqrt{4 \frac{S_{TR}}{\pi}}} = \frac{5,5}{\sqrt{4 \frac{1,15}{\pi}}} = 4,54$$

$\Delta c'_{D TR}$ Zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání, způsobené vyčnívajících částmi (hlavně kabinou). Hodnota pro tento případ je 0,007 a získáme ji z [18] obr. 33.

c_f Součinitel tření rovinné desky při stejném Re jako má trup, $c_f=0,0027$ pro V_{min} a $c_f=0,0023$ pro V_{max} .

η_c Součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a skutečnost, že rozložení tlaku na rovinné desce je jiné než na trupu a je rovno 1,28

F_{TR} Omočený povrch trupu

S_{TR} Maximální čelný průřez trupu $S_{TR}=1,15m^2$
 L_{TR} Délka trupu $L_{TR}=5,5m$

Poslední člen, vliv dalších vyčnívajících částí, jako jsou například střelecké věže, není ve výpočtu uvažován.

Výpočet omočeného povrchu trupu

$$F_{TR} = (F_{TRb} + F_{TRp}) \left(2 - 0,4 \frac{F_{TRp}}{F_{TRb}} \right) = (3,81 + 3,54) \left(2 - 0,4 \frac{3,54}{3,81} \right) = 11,97m^2$$

Plocha bokorysu trupu $F_{TRb}=3,81m^2$

Plocha půdorysu trupu $F_{TRp}=3,54m^2$

c) Škodlivý odpor ocasních ploch

Škodlivý odpor ocasních ploch byl vypočítán stejným postupem, jako tomu bylo u křídla. Součinitele zde stanovujeme za předpokladu, že celá mezní vrstva je turbulentní. Velikost ocasních ploch je určena dle [18] obr. 34.

$$c'_{DkOP} = c'_{DpminOP} + \Delta c'_{DOP}$$

$$c'_{DpminOP} = c'_{DpminVOP} + c'_{DpminSOP}$$

$c'_{DpminVOP}$ Součinitel minimálního odporu VOP určovaný pro střední profil, stanoví se obdobně jako u křídla v kapitole 6.1.2.1

$c'_{DpminSOP}$ Součinitel minimálního odporu SOP určovaný pro střední profil stanoví se obdobně jako u křídla v kapitole 6.1.2.1

Musíme však ještě přičíst přídatný součinitel $\Delta c'_{DOP} = 0,002$ pro kormidla bez aerodynamického odlehčení a přepočíst na plochu křídla.

d) Vliv ostatních zařízení

Vstupní kanály pro vzduch do pístových motorů

Z grafu obr. 37 [18] jsme získali hodnotu pro motor s výkonem $P=1000HP$ hodnotu $(c_D \cdot S)_{1000} = 0,0165$. Tuto hodnotu musíme přepočítat pro náš navrhovaný motor Rotax 912 UL o výkonu $P=79HP$

$$(c_D S)_{Pvs} = (c_D S)_{1000} \frac{P}{1000} = 0,0165 \frac{79}{1000} = 0,0013$$

Podle ploch vstupního průřezu chladiče je použit diagram obr. 36a [18]. Křivky jsou uvedeny pro výkon $P=1000HP$, je tedy provedena korekce na výkon navrhovaného motoru Rotax 912 UL $P=79HP$.

Katalogové číslo	Název	Rozměry [m]	Plocha [m ²]
995 695	Chladič jednodílný vodní se zátkou	0,268 x 0,161	0,043
886 033	Olejový chladič střední	0,216 x 0,0965	0,0208
			Σ 0,0638

Tab. 8.1 Rozměry chladiče

Jelikož vzduch ztrácí hybnost, připočítáme tuto ztrátu:

$$(c_D S_{CH})_k = 0,0015 \frac{P}{V_D \Delta} = 0,0015 \frac{79}{79 \cdot 1} = 0,0015$$

- N Výkon motoru v koňských silách $N=79\text{HP}$
 Δ Relativní hustota v příslušné výšce, pro 0m MSA je rovna 1

Celkový odpor vstupních kanálů do motoru

$$(c_D S)_p = (c_D S)_{P\text{ vs}} + c_D S_{CH} = 0,0013 + 0,0015 = 0,0028$$

Výfukové nátrubky

Z [18] obr. 38 jsme získali hodnotu pro motor s výkonem $N=1000\text{HP}$ hodnotu $(c_D S)_{1000}=0,01$. Tuto hodnotu musíme přepočítat pro náš navrhovaný motor Rotax 912UL o výkonu $P=79\text{HP}$

$$(c_D S)_V = (c_D S)_{1000} \frac{P}{1000} = 0,01 \frac{79}{1000} = 0,00079$$

Podvozek

Z [18] str. 20 pro pevný podvozek je získána hodnota:

$$(c_D S)_g = 0,12$$

Štěrbiny a otvory

Odporové hodnoty závisí na konstrukčním provedení a utěsnění štěrbin jak uvádí Florian [18, str. 21].

$$(c_D S)_s = 0,012$$

Součet součinitelů škodlivých odporů

Součet součinitelů škodlivých odporů je zvětšený o 3%

$$1,03 \frac{1}{S} \sum c_{Dk} S_k$$

Celkový vliv ostatních zařízení

Prvek	$C_{Dk} S_k$
Vstupní kanály do motoru	0,0028
Výfukové nátrubky	0,00079
Podvozek	0,12
Štěrbiny a otvory	0,012
$\sum c_{Dk} S_k$	0,136
$1,03 \frac{1}{S} \sum c_{Dk} S_k$	0,013

Tab. 8.2 Vliv ostatních zařízení

8.1.4 Vliv změny úhlu náběhu na škodlivý odpor

Nahradíme závislost změny součinitele odporu trupu, ocasních ploch atd. kvadratickou parabolou. Glauertův opravný součinitel δ je stanoven z [18] obr. 30, $\delta=0,048$ a z obr. 39 je stanoven součinitel únosnosti letounu $e_L=0,85$

$$\Delta c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \lambda_e} \left(\frac{1}{e_L} - 1 \right) (1 + \delta)$$

8.2 Polára letounu pro start a přistání

Na poláru pro start a přistání bude mít největší vliv klapka. Klapka je navržena jako odštěpná, jak už bylo v předchozí kapitole zmíněno. Dále je uváženo ovlivnění vrtulovým proudem a blízkostí země. Pro start je uvažováno vysunutí klapek o 15°. Pro přistání je uvažováno vysunutí klapek 30° a 50°.

8.2.1 Vliv vysunutých klapek

Určení přírůstku součinitele vztlaku po celém rozpětí [18] obr. 47:

Výchyly klapek	δ	Přírůstek součinitele vztlaku od klapek Δc_L
Výchyly klapky vzlet	15°	0,44
Výchyly klapky přistání 1	30°	0,71
Výchyly klapky přistání 2	50°	0,96

Tab. 8.3 Přírůstek součinitele vztlaku od klapek

Určení přírůstku součinitele pro skutečné rozpětí klapky $k_L = k_{L1} - k_{L2}$:

Kde:

$$(l_{kl})_1 = \frac{k_L = k_{L1} - k_{L2}}{b} = \frac{(2b_{kl} + b_{TR})}{8,2} = \frac{(2 \cdot 2,4 + 1,1)}{8,2} = 0,72$$

$$(l_{kl})_2 = \frac{b_{TR}}{b} = \frac{1,1}{8,2} = 0,134$$

Z [18] obr. 56 $k_{L1}=0,8$

$k_{L2}=0,17$

$$k_L = k_{L1} - k_{L2} = 0,8 - 0,17 = 0,63$$

Po dosazení

Výchyly klapek	δ_{kl}	Δc_{Lcr} (na částečném rozpětí)
Výchyly klapky vzlet	15°	0,2772
Výchyly klapky přistání 1	30°	0,447
Výchyly klapky přistání 2	50°	0,6

Tab. 8.4 Přírůstek součinitele vztlaku od klapek na částečném rozpětí

Vysunutí klapek ovlivní:

Zvýšení profilového odporu

Změnu vlivem interference mezi křídlem a trupem

Přírůstek indukovaného odporu

Určení přírůstku součinitele odporu po celém rozpětí [18] obr. 60:

Výchyly klapek	δ_{kl}	Přírůstek součinitele odporu od klapek Δc_D
Výchyly klapky vzlet	15°	0,03
Výchyly klapky přistání 1	30°	0,078
Výchyly klapky přistání 2	50°	0,126

Tab. 8.5 Přírůstek součinitele odporu od klapek

Určení přírůstku součinitele pro skutečné rozpětí klapky $k_L = k_L \Delta c_L$

Kde:

$$k_D = k_{D1} - k_{D2}$$

$$(l_{kl})_1 = \frac{(2b_{kl} + b_{cn})}{b} = \frac{(2 \cdot 2,4 + 1,2)}{8,2} = 0,732$$

$$(l_{kl})_2 = \frac{b_{cn}}{b} = \frac{1,2}{8,2} = 0,146$$

Z [18] obr. 56 $k_{D1}=0,72$

$k_{D2}=0,15$

$$k_D = k_{D1} - k_{D2} = 0,74 - 0,24 = 0,5$$

Po dosažení:

Výchylky klapek	δ	$\Delta c_{D,kl}$ (na částečném rozpětí)
Výchylka klapky vzlet	15°	0,015
Výchylka klapky přistání 1	30°	0,040
Výchylka klapky přistání 2	50°	0,065

Tab. 8.6 Přírůstek součinitele odporu od klapek na částečném rozpětí

Vliv interference

Z důvodu působení křídla s vysunutými klapkami a trupu musíme opravit přírůstek součinitele odporu. Přírůstek odporu $\Delta c_{D,kl}$ pro odštěpné klapky se vynásobí součinitelem 0,85

$$\Delta c_{D, int} = \Delta c_{D,kl} 0,85$$

Výchylky klapek	δ	Přírůstek součinitele odporu interference od klapek $\Delta c_{D, int}$
Výchylka klapky vzlet	15°	0,0128
Výchylka klapky přistání 1	30°	0,0332
Výchylka klapky přistání 2	50°	0,054

Tab. 8.7 Přírůstek součinitele odporu interference od klapek na částečném rozpětí

Indukovaný odpor křídla s vychýlenou klapkou

$$c_{Di,kl} = \frac{c_{L,kl}^2}{\pi \lambda_e} + (\Delta c_k)^2 k_i^2$$

k_i Součinitel závislosti na štíhlosti a poměrném rozpětí klapek [18] obr. 66 $k_i=0,28$

$c_{L,kl}$ Celkový součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou.

$$c_{L,kl} = c_L + \Delta c_{L,kl}$$

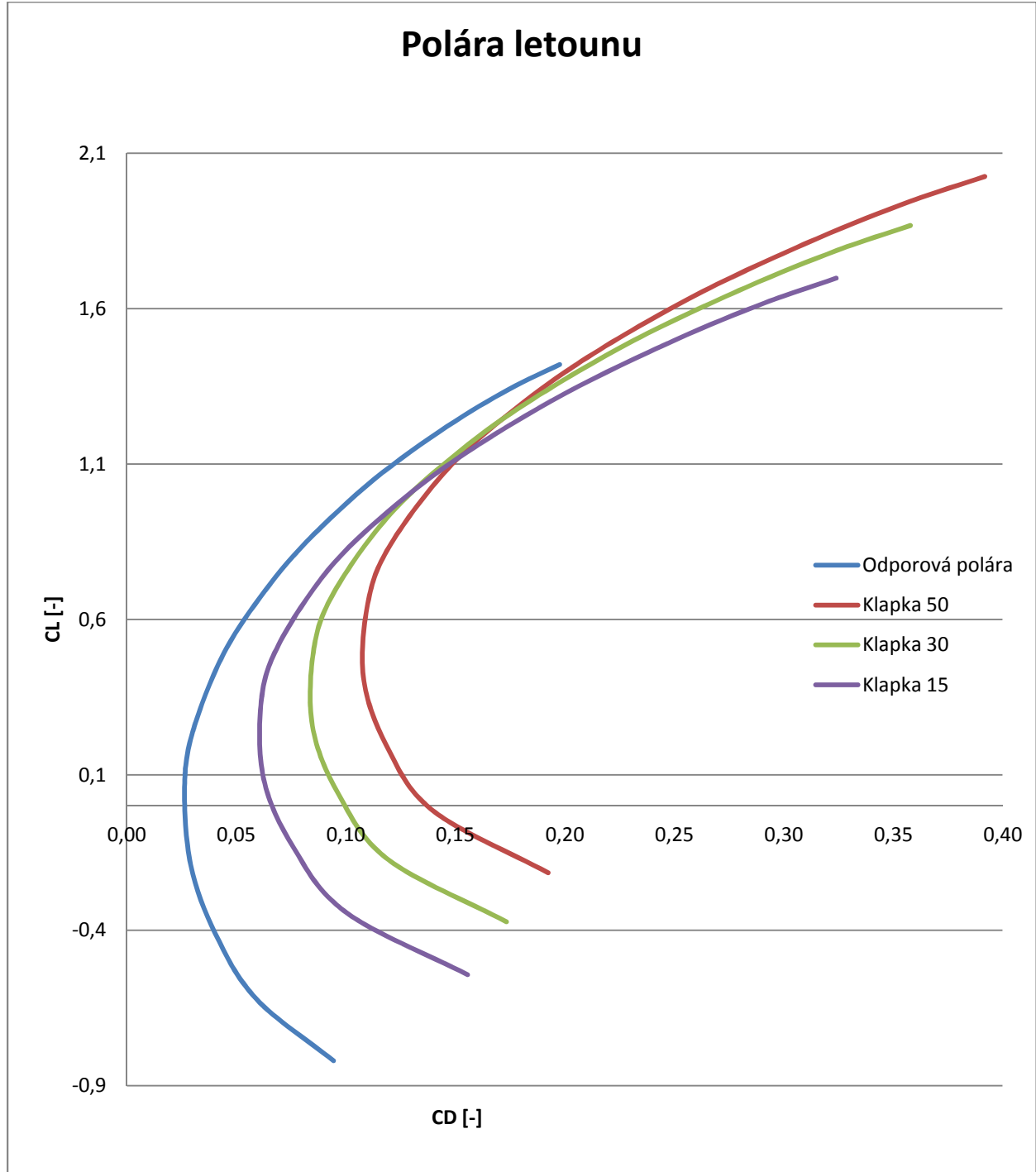
8.2.2 Vliv blízkosti země

Projeví se zmenšením úhlu zešikmení proudu za křídlem a tím i zmenšením indukovaného úhlu náběhu a součinitele indukovaného odporu. Z [18] str. 79 obr. 67 odečteme korekční součinitel $\sigma=0,58$.

$$\Delta\alpha^\circ = -57,3 \frac{c_L}{\pi\lambda_e} \sigma$$

$$\Delta c_{D\ bz} = -\frac{c_L^2}{\pi\lambda_e} \sigma$$

8.3 Polára letounu



Obr 8.1 Polára letounu

Z poláry je zřejmý nárůst odporu a vztlaku od vysunutých klapek. Přestože odštepňující klapky neposkytují velký přírůstek vztlaku, použití odštepňujících klapek je dostačující pro tento letoun.

9 Výpočet obálky zatížení dle CS-VLA 333

Splnění požadavků na pevnost musí být prokázáno pro každou kombinaci rychlosti letu a násobku zatížení, které jsou znázorněny v letové obálce obr. 9.1. Pro výpočet obálky zatížení byl zvolen předpis CS-VLA 333. Hodnoty násobků byly stanoveny z UL-2 [8].

9.1 Návrhové rychlosti a násobky zatížení

Maximální vzletová hmotnost $m=450\text{kg}$

Plocha křídla $S=11,07\text{m}^2$

Cestovní rychlost V_c

Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru $V_h=253\text{ km/h}$, rychlost V_h byla odečtena z obr. 10.1 v kapitole 10.

$$V_c \geq 2,4 \sqrt{\frac{mg}{S}} = 2,4 \sqrt{\frac{450 \cdot 9,81}{11,07}} = 47,9\text{m/s} = 172,5\text{km/h}$$

$$V_c < 0,9 V_h = 0,9 \cdot 253 = 227,7\text{km/h}$$

Byla zvolena vyšší rychlost $V_c=227,7\text{km/h}$

Rychlost střemhlavého sestupného letu V_D

$$V_{D1} = 1,25V_c = 1,25 \cdot 227,7 = 284,6\text{km/h}$$

$$V_{D2} \geq 1,4V_{c\min} = 1,4 \cdot 172,5 = 241,6\text{km/h}$$

Byla zvolena vyšší rychlost $V_D=284,6\text{km/h}$

Pádová rychlost V_s

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{L\text{MAX}} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,23 \cdot 11,07}} = 23,1\text{m/s} = 82,8\text{km/h}$$

$C_{L\text{MAX}}$

Maximální součinitel vztlaku vez vztlakové mechanizace, byl určen z programu Glauert III. $C_{L\text{MAX}}=1,23$

Kladný provozní násobek obrátů:

Dle předpisu UL-2 je stanoven na $n=4$

Návrhová obrátová rychlost

$$V_A \leq V_s \sqrt{n} = 82,8 \sqrt{4} = 165,7\text{km/h}$$

Záporný provozní násobek

Dle předpisu UL-2 je stanoven $n=-2$

Pádová rychlost na zádech V_{SG}

$$V_{SG} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{L\text{MIN}} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,7933 \cdot 11,07}} = 28,6 \text{ m/s} = 103,1 \text{ km/h}$$

Návrhová obratová rychlost na zádech V_G

$$V_G \leq V_{SG} \sqrt{n} = 103,1 \sqrt{2} = 145,9 \text{ km/h}$$

9.2 Výpočet poryvové obálkyNásobek od poryvu pro V_c dle CS- VLA:

$$n = 1 \pm \frac{K_g \rho_o U_{de} V_c a}{2(mg/S)}$$

Zmírňující poryvový součinitel

$$K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 11,99}{5,3 + 11,99} = 0,61$$

kde je **hmotnostní poměr letounu**

$$\mu_g = \frac{2(m/S)}{\rho \bar{c} a} = \frac{2(450/11,07)}{1,225 \cdot 1,35 \cdot 4,1} = 11,99$$

\bar{c}	Střední geometrická tětíva	[m]
$(U_{de})_{V_c}$	Rychlost poryvu při rychlosti $V_c=15,24\text{m/s}$	
$(U_{de})_{V_D}$	Rychlost poryvu při rychlosti $V_D=7,62\text{m/s}$	
a_k	Sklon vztlakové čáry křídla z programu Glauert III	$a_k=4,1[1/\text{rad}]$

Násobek od poryvu pro rychlost V_c :

$$n = 1 \pm \frac{K_g \rho_o U_{de} V_c a}{2(mg/S)} = 1 \pm \frac{0,61 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{15,24}{7,62}\right) \cdot 63,25 \cdot 4,1}{2(450 \cdot 9,81/11,07)} = \begin{matrix} 4,7 \\ -2,7 \end{matrix}$$

Násobek od poryvu pro rychlost V_D :

$$n = 1 \pm \frac{K_g \rho_o U_{de} V_D a}{2(mg/S)} = 1 \pm \frac{0,61 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{15,24}{7,62}\right) \cdot 79,1 \cdot 4,1}{2(450 \cdot 9,81/11,07)} = \begin{matrix} 3,315 \\ -1,315 \end{matrix}$$

9.3 Výpočet klapkové obálky

Klapky byly zvoleny odštěpné, tyto klapky nedávají přírůstek vztlaku jako klapka Fowlerova nebo šterbinová klapka. Je však výrobně jednoduchá, v uzavřené poloze má nízký aerodynamický odpor a pro navrhovaný letoun je dostačující. Přírůstek maximálního vztlaku profilu od klapek byl převzat z literatury [18]. Po dosažení do programu Glauert III vyšel maximální vztlak křídla s plně vysunutými klapkami $c_{L\text{SF}}=2,003$. Klapky tvoří 25% hloubky profilu.

Při použití klapek se předpokládá zatížení při symetrickém manévru při kladném násobku $n=2$ a kladný a záporný poryv kolmý na směr letu o rychlosti $U_{de}=7,62\text{m/s}$

Pádová rychlost s vysunutými klapkami V_{SF} dle předpisu UL-2

$$V_{SF} \leq 65 \text{ km/h}$$

Pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami V_{SF}

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{L_{SF}} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 2,003 \cdot 11,07}} = 17,95 \text{ m/s} = 64,9 \text{ km/h}$$

Maximální rychlost letounu s plně vysunutými klapkami V_F

$$V_F \geq 1,4 V_S = 1,4 \cdot 82,8 = 115,97 \text{ km/h}$$

$$V_F \geq 1,8 V_{SF} = 1,8 \cdot 64,9 = 116,83 \text{ km/h}$$

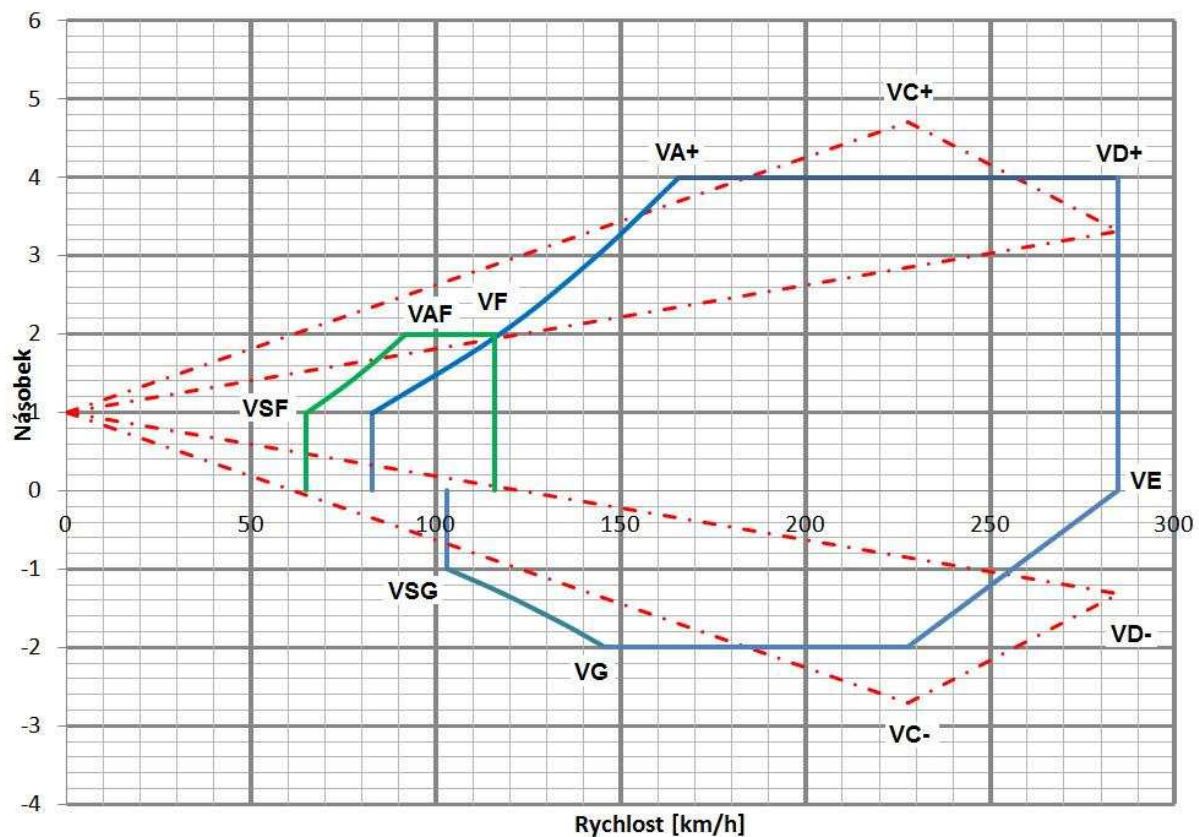
Byla zvolena vyšší hodnota $V_F = 116,3 \text{ km/h}$

Návrhová obratová rychlost při letu s vysunutými klapkami V_{AF}

$$V_{AF} = V_{SF} \sqrt{n} = 64,9 \sqrt{2} = 91,8 \text{ km/h}$$

Násobek od poryvu dle UL-2

Násobek je stanoven pro rychlost V_{AF} na $n=2$

9.4 Grafické znázornění obálky

Obr. 9.1 Obálka zatížení

Symetrické případy zatížení

Název rychlosti	Označení rychlostí	Rychlost [km/h]	Násobek n [-]	Hmotnost letounu [kg]
Pádová rychlost bez klapek	V_S	82,84	1	450
Návrhová obrátová rychlost	V_{A+}	165,67	4	450
Cestovní rychlost	V_{C+}	227,7	4	450
Rychlost střemhlavého letu	V_{D+}	284,63	4	450
Rychlost střemhlavého letu	V_E	284,63	0	450
Obrátová rychlost na zádech	V_G	145,85	-2	450
Pádová rychlost na zádech	V_{SG}	103,13	-1	450

Tab. 9.1 Symetrické případy zatížení

Klapkové případy zatížení

Název rychlosti	Označení rychlostí	Rychlost [km/h]	Násobek n [-]	Hmotnost letounu [kg]
Pádová rychlost s klapkami	V_{SF}	64,9	1	450
Obrátová rychlost klapková	V_{AF}	91,79	2	450
Maximální klapková rychlost	V_F	116,83	2	450

Tab. 9.2 Klapkové případy zatížení

Poryvové případy zatížení

Název rychlosti	Označení rychlostí	Rychlost [km/h]	Násobek n [-]	Hmotnost letounu [kg]
Cestovní rychlost	V_{C+}	227,7	4,7	450
Rychlost strmého letu	V_{D+}	284,63	3,32	450
Cestovní rychlost	V_{C-}	227,7	-2,7	450
Rychlost strmého letu	V_{D-}	284,63	-1,32	450

Tab. 9.3 Poryvové případy zatížení

10 Letové výkony

Letové výkony byly počítány pro maximální vzletovou hmotnost letounu $m=450\text{kg}$. Všechny výpočty jsou prováděny pro letovou výšku 0m MSA . Pro výpočet byla použita literatura [3].

10.1 Potřebný, využitelný tah a výkon

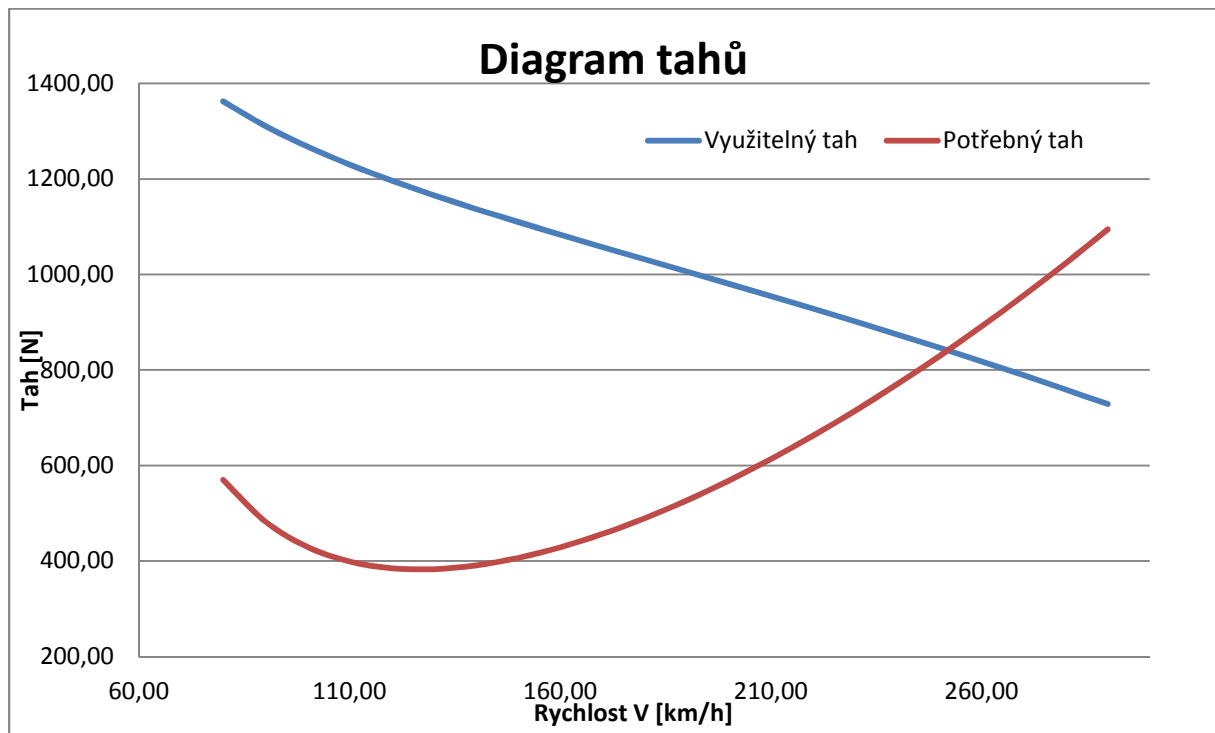
Účinnost vrtule je závislá na rychlosti a je dána vztahem [2]:

$$\eta = -3,2191 \cdot 10^{-4} V^3 + 2,4553 \cdot 10^{-6} V^2 + 0,0057 V - 0,1959$$

Při výpočtu vycházíme z rovnic rovnováhy v ustáleném horizontálním letu. Vychází se základních rovnic rovnováhy.

$$F_P = D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S$$

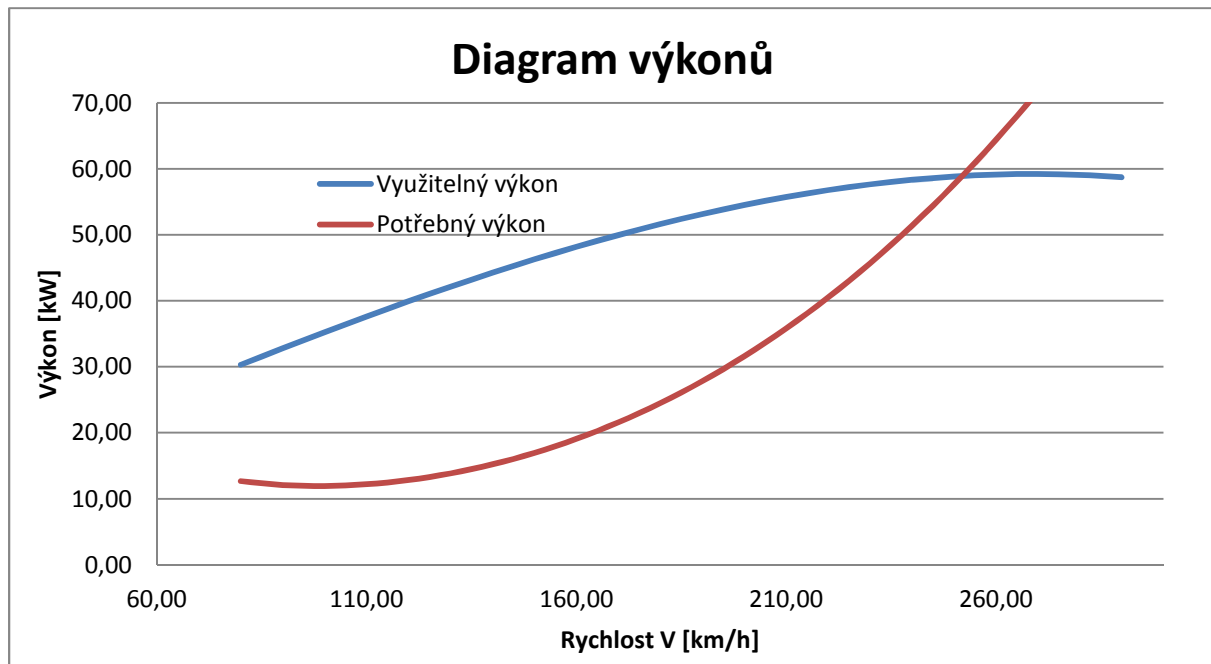
$$G = L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$$



Obr. 10.1 Graf využitelných tahů

Z grafu plyne maximální rychlost letounu v horizontálním letu s motorem o výkonu 58kW a účinnosti vrtule $\eta_v=80\%$ je $V_h=253\text{km/h}$.

Pro stanovení využitelných a potřebných výkonů stačí vynásobit využitelný tah a potřebný tah rychlostí.



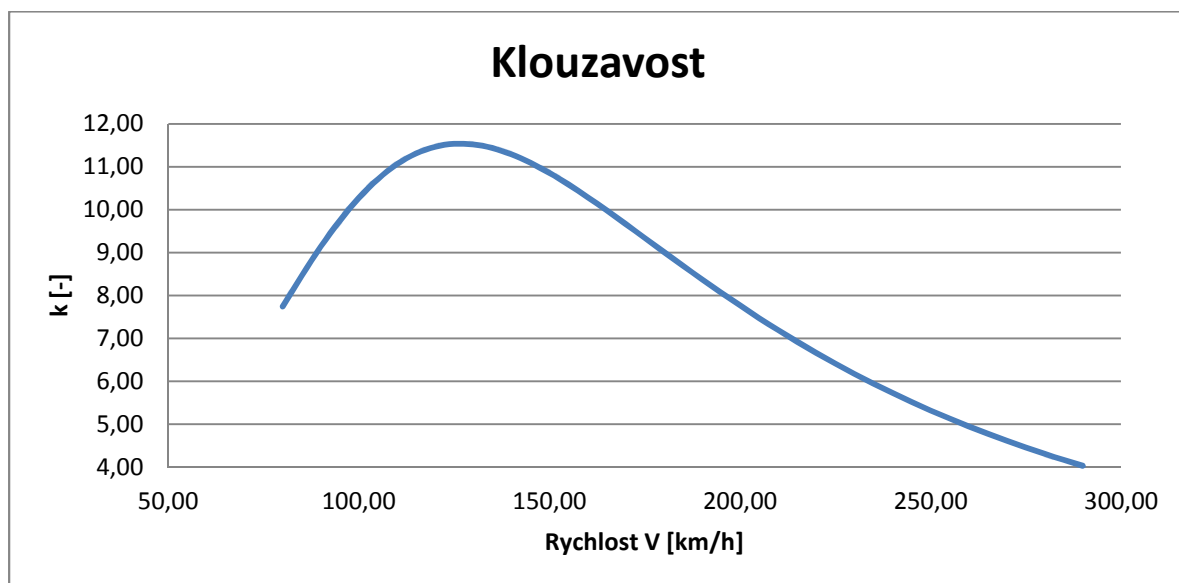
Obr. 10.2 Graf využitelných výkonů

10.2 Klouzavost

Klouzavý let je základním režimem kluzáků. Nicméně, při vysazení pohonné jednotky u letounu je klouzavý let nouzovým režimem letu. Stejně tak u motorových letounů s motory ve volnoběhu při přibližně nulovém tahu je přímočarý ustálený let považován za klouzavý let, jak uvádí Daněk [3, str. 124].

Je dána vztahem:

$$K = \frac{c_L}{c_D}$$



Obr. 10.3 Graf klouzavosti letounu

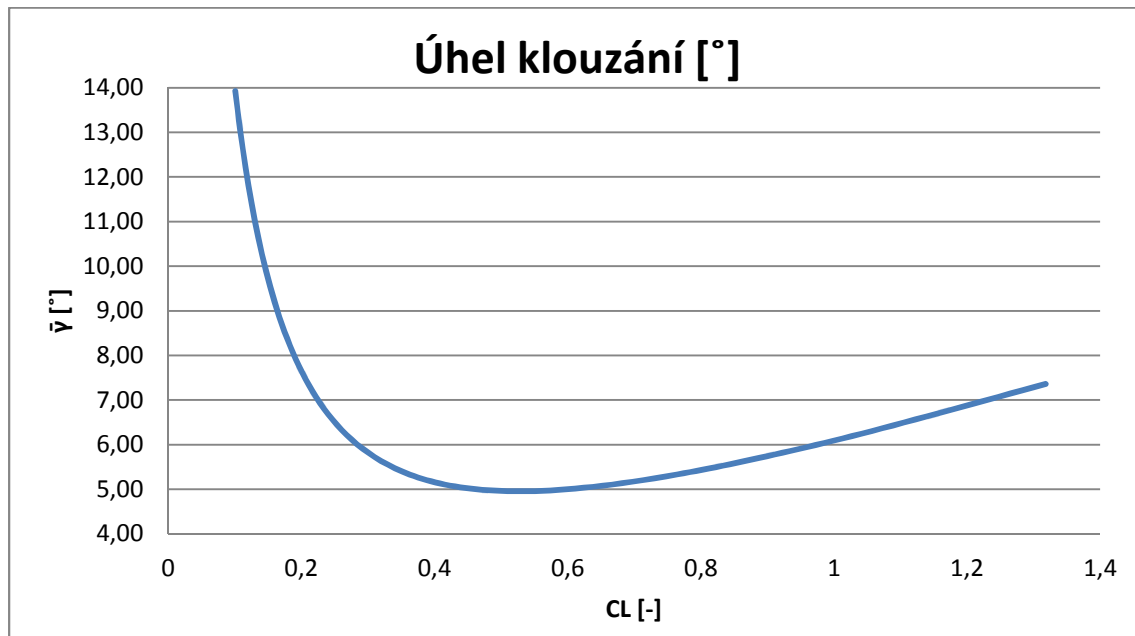
Nejvyšší klouzavosti dosáhneme při rychlosti $V_{opt}=130\text{km/h}$. Nejvyšší klouzavost je $K_{max}=11,5$.

10.3 Úhel klouzání

Je to úhel, který svírá dráha přímočarého horizontálního letu s úhlem klouzání letounu. Je závislý na klouzavosti.

Je dán vztahem:

$$\bar{\gamma} = \arctg\left(\frac{1}{K}\right)$$



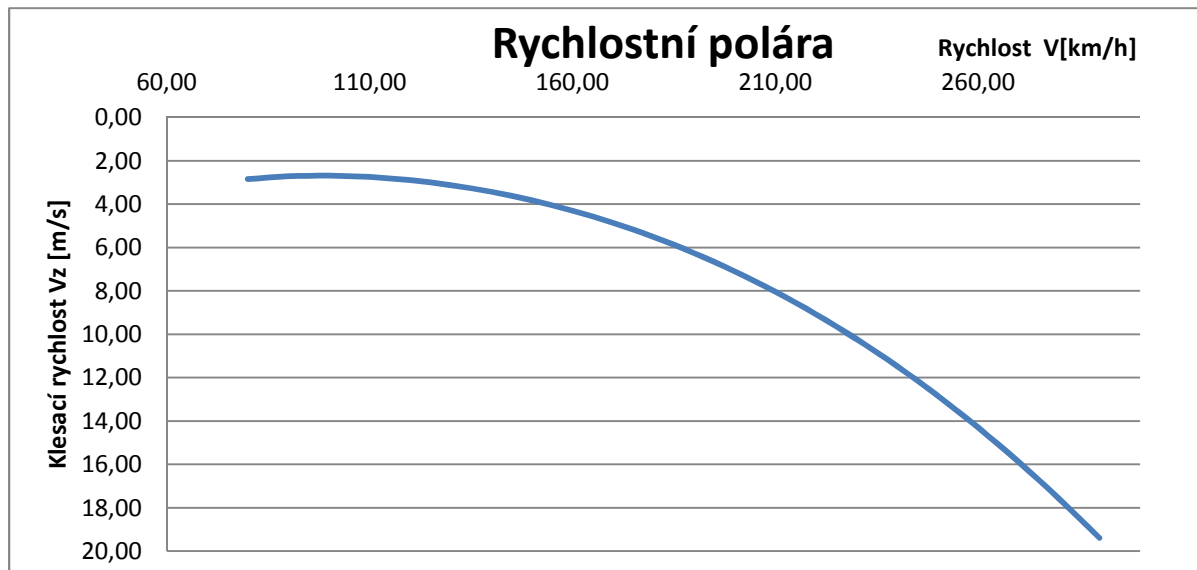
Obr. 10.4 Graf úhlu klouzání

Minimální úhel klouzání je 4,96° při $C_L=0,5$

10.4 Rychlostní polára

Rychlostní polára slouží ke zhodnocení režimů klouzavého letu z hlediska letových výkonů, jak uvádí Daněk [3, str. 129].

Z rychlostní poláry vyplývá optimální rychlost pro režim minimální klesací rychlosti $V_{opt}=130\text{km/h}$



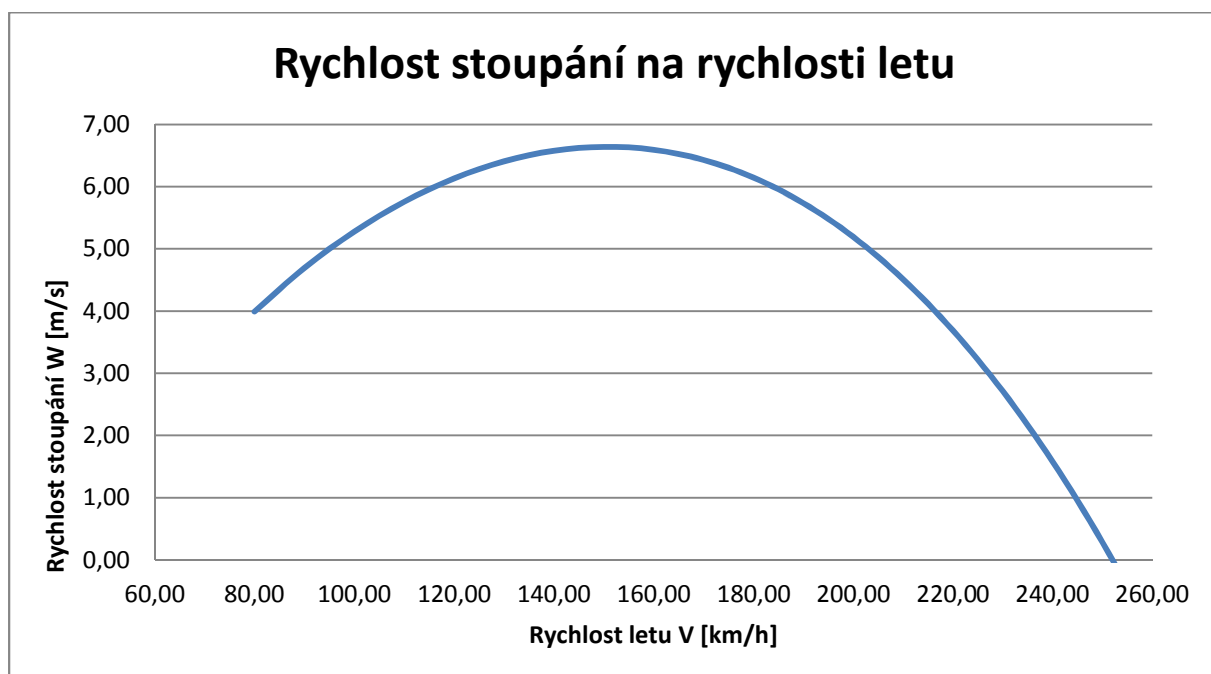
Obr. 10.5 Rychlostní polára letounu

Z rychlostní poláry se potvrzuje optimální rychlost pro klouzavost. Nejlepší klouzavost je při klesací rychlosti $V_z=3,12$ m/s. Letoun má při této rychlosti nejmenší odpor.

10.5 Stoupací rychlost

Stoupací rychlost je závislá na přebytku výkonu a hmotnosti.

$$W = \frac{\Delta P}{G}$$



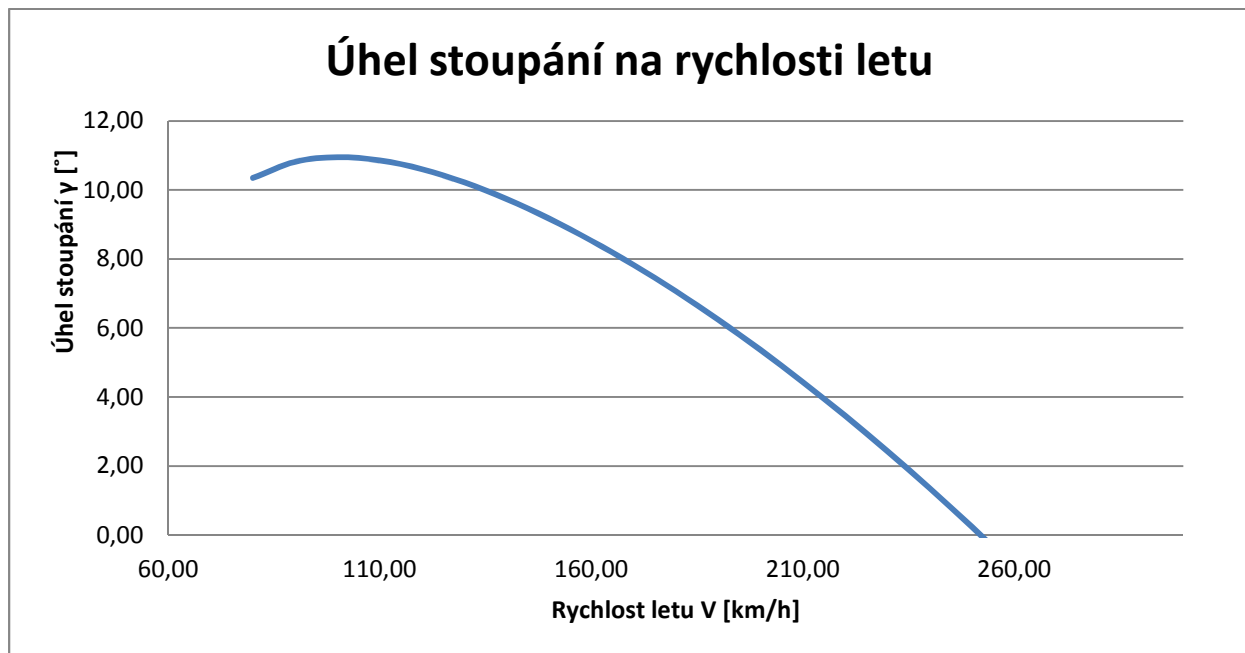
Obr. 10.6 Graf stoupacích rychlostí

Maximální rychlost stoupání $W=6,64$ m/s je při rychlosti 150 km/h

10.6 Úhel stoupání

Úhel stoupání je závislý na přebytku tahu a hmotnosti.

$$\gamma = \arcsin \frac{\Delta F}{G}$$

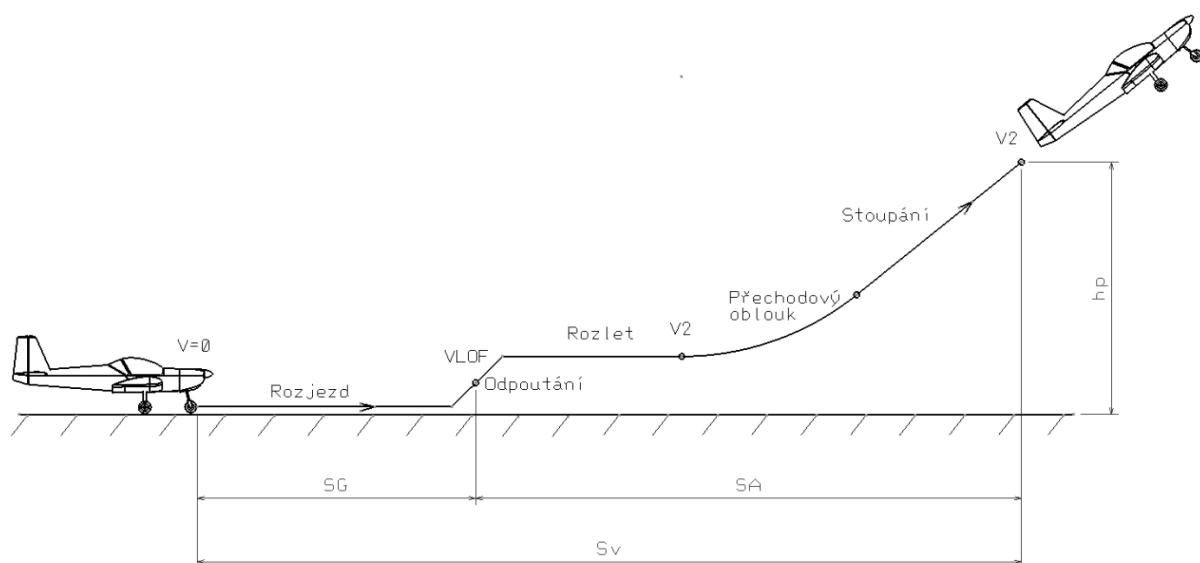


Obr. 10.7 Graf úhlu stoupání na rychlosti letu

10.7 Vzlet

Dle předpisu UL-2, B, II je stanovena maximální délka vzletu. Při maximální hmotnosti a za bezvětří z klidu do dosažení výšky $h_p=15$ m musí být stanovena pro start ze suchého, rovného a krátce stříženého trávníku. Může být maximálně 300 m.

Vzlet letounu je stanoven pro klapky ve vzletové poloze 15° , kde $C_{L15}=1,7$.



Obr. 10.8 Fáze vzletu

Výpočet pádové rychlosti s výchytkou klapek 15°

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_{L15} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,7 \cdot 11,07}} = 19,6 \text{ms}^{-1} = 70,5 \text{kmh}^{-1}$$

Pozemní část

Skutečná bezpečná rychlost odpoutání

$$V_{LOF} = 1,1 V_{S1} = 1,1 \cdot 19,6 = 21,5 \text{ms}^{-1} = 77,6 \text{kmh}^{-1}$$

Bezpečná rychlost vzletu

$$V_2 = 1,2 V_{S1} = 1,2 \cdot 19,6 = 23,5 \text{ms}^{-1} = 84,6 \text{kmh}^{-1}$$

Zrychlení ve směru odporové osy

$$a_{xa} = \frac{dV}{dt} = g \left[\frac{F}{G} - f_t - (C_D - f_t C_L) \frac{\rho V^2 S}{2G} \right]$$

f Součinitel tření pro suchý, rovný a krátce střižený trávník $f=0,05$

Délka pozemní části vzletu

$$s_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V dV}{a_{xa}}$$

Po výpočtu v programu MS Excel je $s_G=88,2\text{m}$

Vzdušná část

Střední hodnota rychlosti, pro kterou je voleno řešení

$$V_{stř} = \frac{V_{LOF} + V_2}{2} = \frac{21,5 + 23,5}{2} = 22,5 \text{ms}^{-1} = 81,1 \text{kmh}^{-1}$$

Pro tuto hodnotu bylo odečteno z křivky využitelných tahů $F_{Vstř}=1357\text{N}$

Potom je součinitel vzlaku pro střední hodnotu rychlosti roven

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V_{stř}^2 S} = \frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 22,5^2 \cdot 11,07} = 1,28$$

Z poláry letounu pro vzlet je určen součinitel odporu.

$$C_D = 0,24$$

Střední hodnota odporu

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V_{stř}^2 S = 0,24 \cdot \frac{1,225}{2} \cdot 22,5^2 \cdot 11,07 = 825,7\text{N}$$

Střední hodnota přebytku tahu

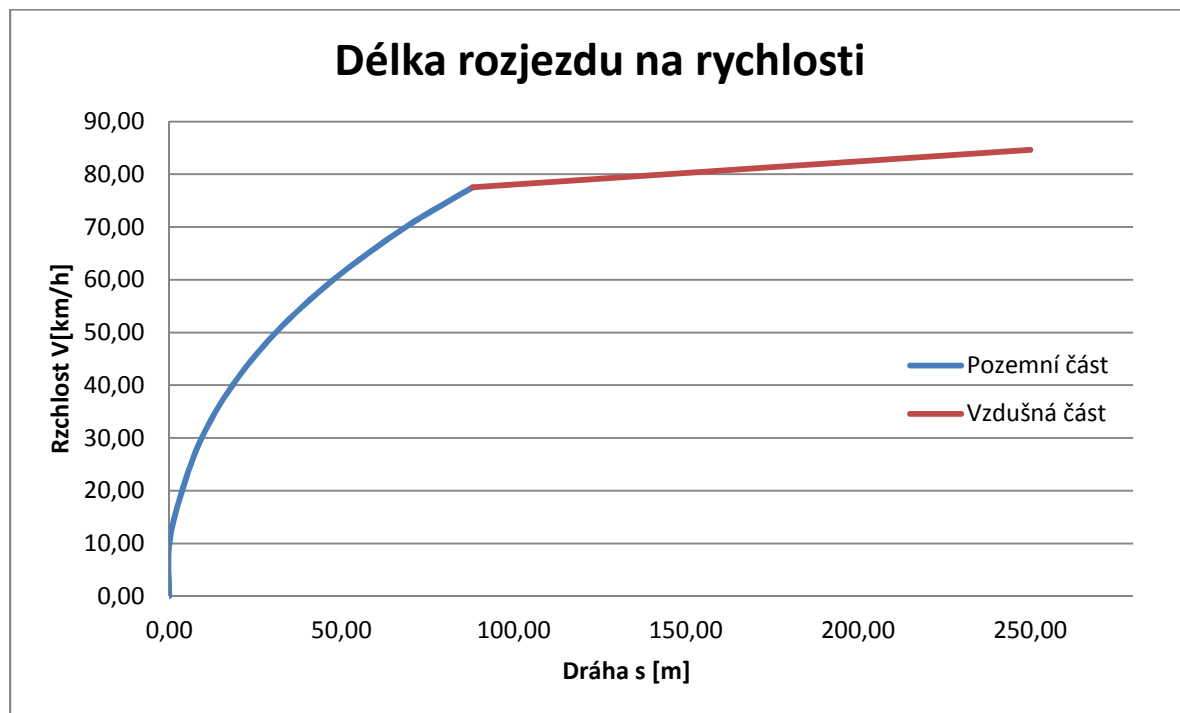
$$(F_V - D)_{stř} = (1357,2 - 825,7)_{stř} = 531,5N$$

Délka vzdušné části vzletu

$$s_A = \frac{mg}{(F_V - D)_{stř}} \left(\frac{V_2^2 - V_{LOF}^2}{2g} + h_p \right) = \frac{450\,981}{(1357,2 - 825,7)_{stř}} \left(\frac{23,5^2 - 21,5^2}{2 \cdot 9,81} + 15 \right) = 161,9m$$

Celková dráha vzletu

$$s_V = s_G + s_A = 88,2 + 161,9 = 250,1m$$



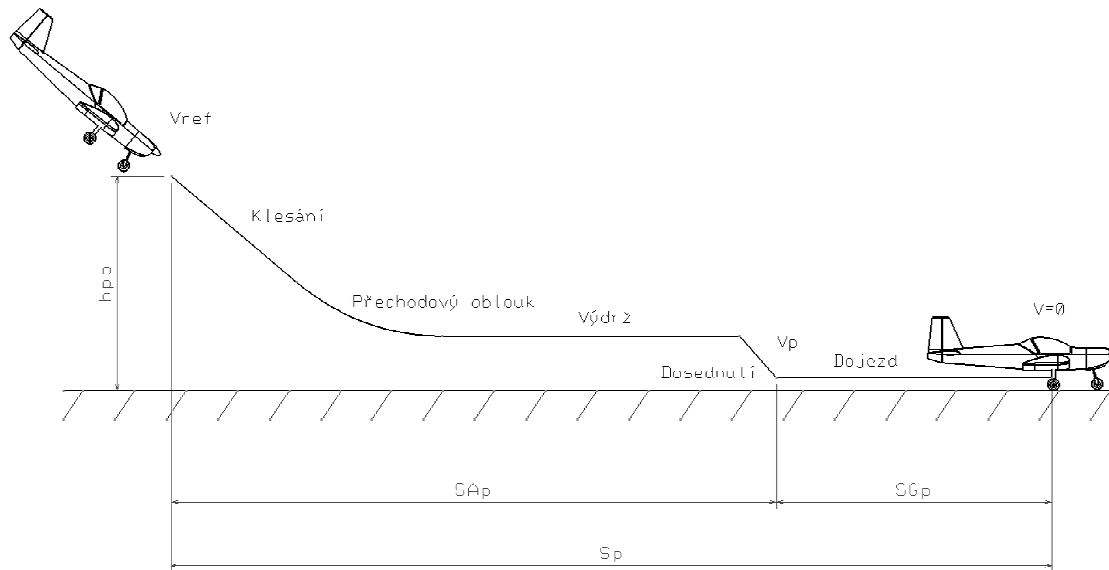
Obr. 10.9 Graf dráhy rozjezdu na rychlosti

Z výsledku celkové dráhy vzletu $s_v=250,1m$ je zřejmé, že požadavek předpisu pro vzlety bude dodržen s dostatečnou rezervou.

10.8 Přistání

Dle předpisu UL-2 není nutné délku přistání počítat. Výpočet je však dobré provést pro předběžnou představu o délce přistání. Přistání letounu je stanoveno pro klapky v přistávací poloze 30° , kde $C_{L30}=1,87$. Přistání je počítáno přes překážku $h_{pp}=15m$. Součinitel tření pro suchý, rovný a krátce střižený trávník je $f=0,05$.

Při výpočtu je postupováno obdobně jako při výpočtu vzletu.



Obr 10.10 Fáze přistání

Výpočet pádové rychlosti s výchylkou klapek 30°

$$V_{S0} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_{L0} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,87 \cdot 11,07}} = 18,7 \text{ms}^{-1} = 67,2 \text{kmh}^{-1}$$

Referenční rychlost přiblížování

$$V_{ref} = 1,3 V_{S0} = 1,3 \cdot 18,7 = 24,3 \text{ms}^{-1} = 87,4 \text{kmh}^{-1}$$

Přistávací rychlost

$$V_p = 1,15 V_{S0} = 1,15 \cdot 18,7 = 21,5 \text{ms}^{-1} = 77,3 \text{kmh}^{-1}$$

Střední hodnota rychlosti, pro kterou je voleno řešení

$$V_{stř} = \frac{V_{ref} + V_p}{2} = \frac{24,3 + 21,5}{2} = 22,9 \text{ms}^{-1} = 82,3 \text{kmh}^{-1}$$

Střední hodnota odporu

Z poláry letounu byla odečtena hodnota $C_D=0,17$.

$$D_{stř} = C_D \frac{\rho}{2} V_{stř}^2 S = 0,17 \frac{1,225}{2} 22,9^2 \cdot 11,07 = 613,8 \text{N}$$

Vzdušná část přistání

$$s_A = \frac{mg}{D_{stř}} \left(\frac{V_{ref}^2 - V_p^2}{2g} + h_{pp} \right) = \frac{450 \cdot 9,81}{613,8} \left(\frac{24,3^2 - 21,5^2}{2 \cdot 9,81} + 15 \right) = 154,9 \text{m}$$

Pozemní část přistání

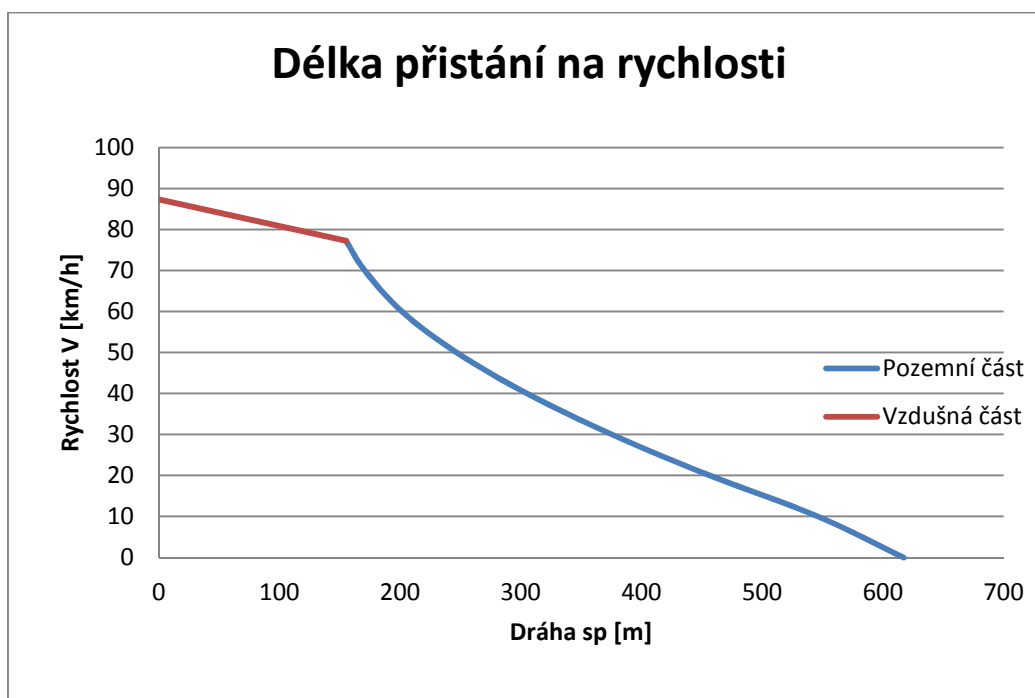
Pozemní část je vypočtena bez ovlivnění brzděním a bez vlivu tahu pohonné jednotky.

$$s_{Gp} = \frac{1}{g} \int_0^{V_p} \frac{V dV}{f + (c_D - f c_L) \frac{\rho V^2 S}{2G}}$$

Pozemní část po výpočtu v programu MS Excel vyšla $s_{Gp}=462,3m$

Celková délka přistání

$$s_p = s_{Gp} + s_{Ap} = 462,3 + 154,9 = 617,2m$$



Obr. 10.11 Graf dráhy přistání na rychlosti

Potřebná délka přistání z výšky 15m je 617,2m. Délka přistání se dá výrazně ovlivnit použitím brzd nebo tahu pohonné jednotky v pozemní části přistání. Použití brzd a tahu pohonné jednotky při přistání nebylo v této práci řešeno.

11 Výpočet zatížení křídla

Nosná konstrukce křídla je namáhána za letu různými zatíženími povrchu křídla od aerodynamických sil, vlastní tíhy křídla nebo palivových nádrží umístěných v křídle. Výpočet je proveden pro maximální zatížení letounu $m_{\text{TOW}} = 450\text{kg}$ v 0m MSA.

V neustálených režimech letu musíme počítat i se setrvačnými silami.

11.1 Rozložení vztlaku

Celkové rozložení vztlaku se skládá dle vztahu níže z normálního a nulového rozložení, v případě užití klapek se zde přičítá i klapkové rozložení. Pro výpočet rozložení vztlaku po křídle byl použit program Glauert III.

Značení případů

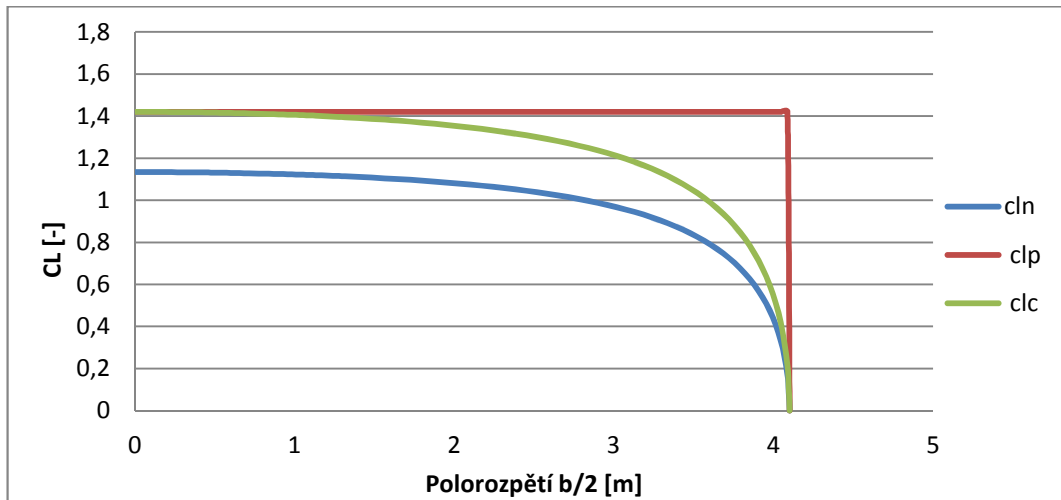
Číslo	Označení	V [km/h]	n [-]	c_m [-]	CL	$\delta_{\text{křid}} [^\circ]$	Klapky	Klonení
1	VA+	165,7	4	-0,1	1,42	0	NE	-
2	VC+	227,7	4,7	-0,1	1,42	0	NE	-
3	VD+	284,6	4	-0,1	1,42	0	NE	-
4	VE	284,6	0	-0,1	1,42	0	NE	-
5	VD-	284,6	-1,32	-0,1	1,42	0	NE	-
6	VC-	227,7	-2,7	-0,1	1,42	0	NE	-
7	VG	145,9	-2	-0,1	1,42	0	NE	-
8	VF	116,8	2	-0,6	2,37	0	ANO	-
9	Křid. VA nahoru ust.	165,7	2,66	0,12	1,22	-22	NE	Ustálené
10	Křid. VA dolů ust.	165,7	2,66	-0,27	1,62	17	NE	Ustálené
11	Křid. VC nahoru ust.	227,7	2,66	0,06	1,32	-16	NE	Ustálené
12	Křid. VC dolů ust.	227,7	2,66	-0,22	1,52	12,4	NE	Ustálené
13	Křid. VD nahoru ust.	284,6	2,66	-0,057	1,37	-4,3	NE	Ustálené
14	Křid. VD dolů ust.	284,6	2,66	-0,14	1,48	3,3	NE	Ustálené
15	Křid. VA nahoru neust	165,7	2,66	0,12	1,22	-22	NE	Neustálené
16	Křid. VA dolů neust	165,7	2,66	-0,27	1,62	17	NE	Neustálené
17	Křid. VC nahoru neust	227,7	2,66	0,06	1,32	-16	NE	Neustálené
18	Křid. VC dolů neust	227,7	2,66	-0,22	1,52	12,4	NE	Neustálené
19	Křid. VD nahoru neust	284,6	2,66	-0,057	1,37	-4,3	NE	Neustálené
20	Křid. VD dolů neust	284,6	2,66	-0,14	1,48	3,3	NE	Neustálené

Tab. 11.1 Označení a přehled hodnot jednotlivých případů

- V Rychlosti letu v daných případech.
 n Násobek zatížení v jednotlivých případech.
 c_m Součinitel klopivého momentu v jednotlivých případech.
 c_L Součinitel vztlaku v jednotlivých případech.
 $\delta_{\text{křid}}$ Výchylka křídélka pro daný případ. Výchylka je kladná při vychýlení dolů. Při vychýlení nahoru je záporná.

11.1.1 Symetrický případ bez klapek

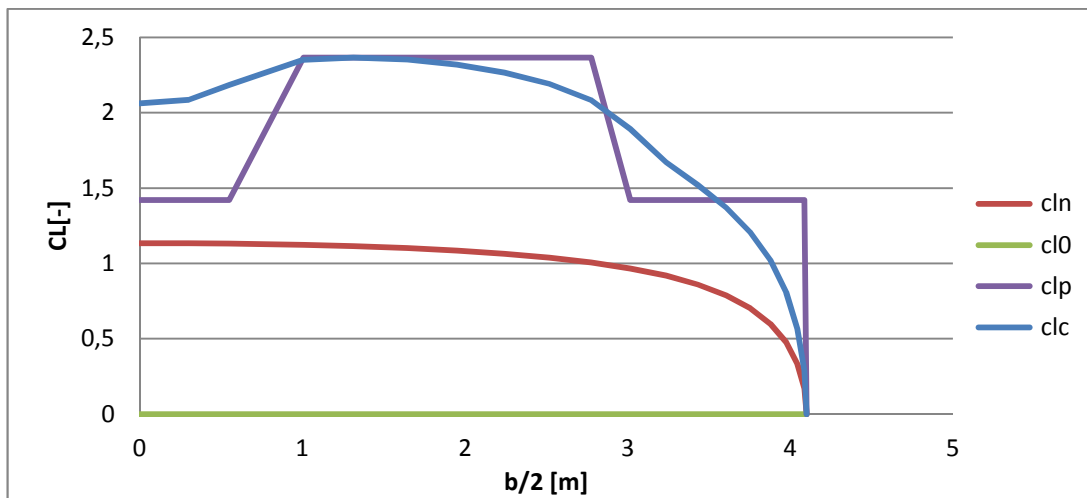
$$C_{L(y)} = C_{Lnorm(y)} C_{Lwg} + C_{Lo(y)}$$



Obr. 11.1 Průběh součinitelů vzlaku po křídle

11.1.2 Symetrický případ s klapkami VF

$$C_{L(y)} = C_{Lnorm(y)} C_{Lwg} + C_{Lo(y)} + C_{Lkl(y)}$$

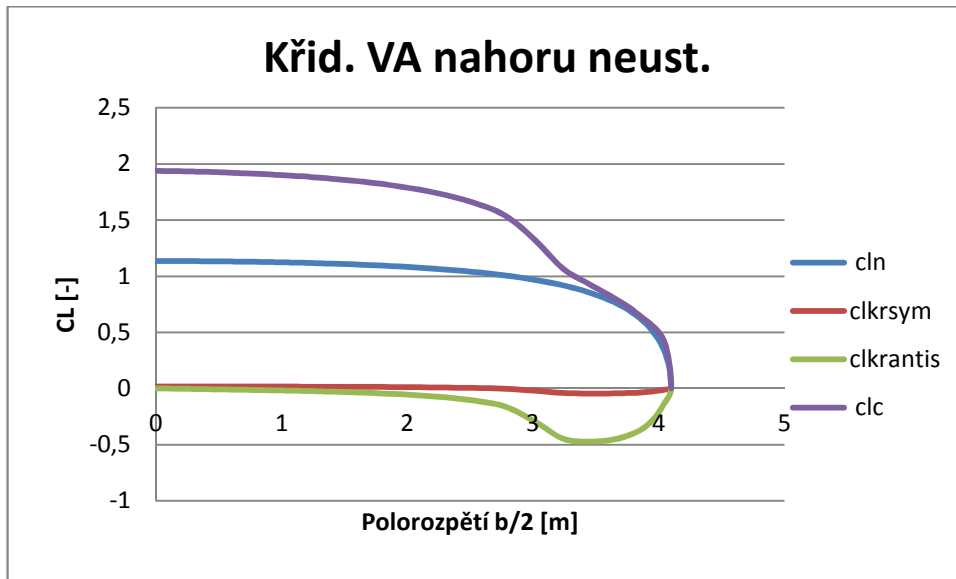


Obr. 11.2 Průběh součinitelů vzlaku po křídle pro klapkový případ

Klapkový případ je počítán pro maximální výchylku klapky $\delta_{kl}=50^\circ$

11.1.3 Křídélkový případ neustálené klonění

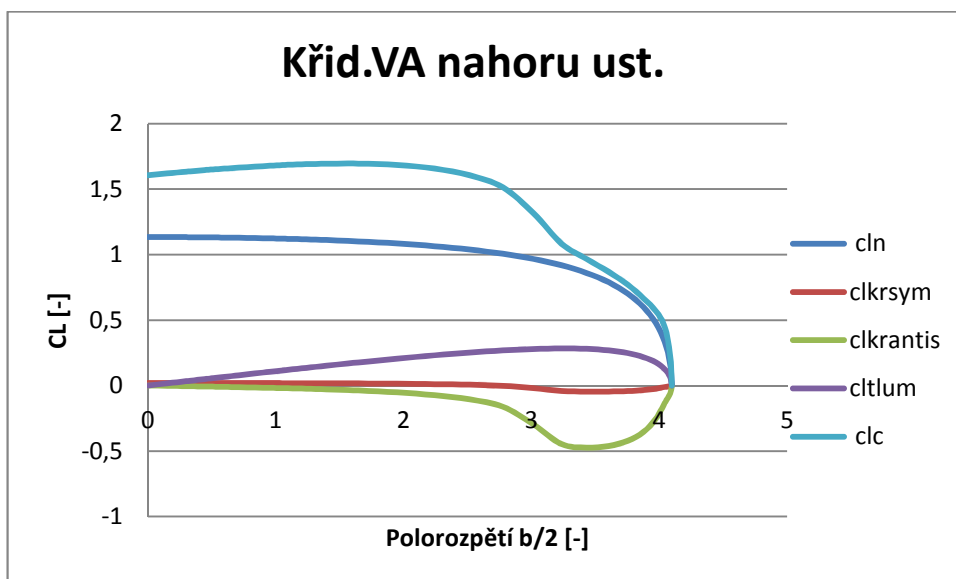
$$C_L(y) = C_{Lnorm}(y)C_{Lwg} + C_{Lo(y)} + C_{Lkl}(y) \pm C_{Lanti}$$



Obr. 11.3 Průběh součinitelů vztlaku po křídle pro *Kříd. VA nahoru neust.*

11.1.4 Křídélkový případ ustálené klonění

$$C_L(y) = C_{Lnorm}(y)C_{Lwg} + C_{Lo(y)} + C_{Lkl}(y) \pm C_{Lanti} \pm C_{Ltlum}$$



Obr. 11.4 Průběh součinitelů vztlaku pro *Kříd. VA nahoru ust.*

Výstup z programu Glauert III, rozložení vztlaku po křídle:

Z výsledků v příloze 4 a 5 plyne, že největší zatížení křídla nastane u ohybového momentu M_o a posouvající síly T při prázdných palivových nádržích. Krouticí moment M_k bude naopak palivovými nádržemi zvětšen z důvodu nepříznivého umístění nádrží v náběžné hraně křídla.

11.2 Výpočet výchylky křidélek na rychlostech

Je nutné zajistit maximální výchylku křídélka při rychlosti V_A , pro rychlost V_C je požadována taková výchylka, která vyvolá stejnou úhlovou rychlost klonění odpovídající maximální výchylce při rychlosti V_A . Pro rychlost V_D je výchylka křídélka, která vyvolá úhlovou rychlost klonění odpovídající 1/3 maximální úhlové rychlosti při rychlosti V_A [8] část I.C-VIII. Výchylka křídélka nahoru je záporná a výchylka křídélka dolů je kladná.

Pro rychlost V_A je maximální výchylka: Nahoru: $\delta_A = -22^\circ$

Dolů: $\delta_A = 17^\circ$

Výchylka křídélka při rychlosti V_C platí:

Pro výchylku křídélka nahoru

$$\delta_C = \delta_{An} \frac{V_A}{V_C} = -22 \frac{165,7}{227,7} = -16^\circ$$

Pro výchylku křídélka dolů

$$\delta_C = \delta_{Ad} \frac{V_A}{V_C} = 17 \frac{165,7}{227,7} = 12,37^\circ$$

Vychýlení křídélka při rychlosti V_D platí:

Pro výchylku křídélka nahoru

$$\delta_D = \frac{1}{3} \delta_{An} \frac{V_A}{V_D} = -22 \frac{1}{3} \frac{165,7}{284,6} = -4,27^\circ$$

Pro výchylku křídélka dolů

$$\delta_D = \frac{1}{3} \delta_{Ad} \frac{V_A}{V_D} = 17 \frac{1}{3} \frac{165,7}{284,6} = 3,3^\circ$$

11.3 Aerodynamické zatížení (vzdušné)

Křídlo je zatíženo od vzdušných a setrvačných účinků. Pro výpočet bylo zvoleno numerické řešení pomocí lichoběžníkové metody, které vychází z analytického řešení.

Liniové zatížení od posouvající vzdušné síly

$$q_{(y)} = c_{L(y)} c_y \frac{\rho V^2}{2}$$

Posouvající síla

$$T_{(y)} = \int q_{(y)} dy$$

$$T_A = \sum_{i=1}^{20} \left[\frac{1}{2} (q_{TA(i)} + q_{TA(i-1)}) (y_{(i-1)} - y_{(i)}) \right]$$

Ohybový moment

$$M_{o(y)} = \int T_{(y)} dy$$

$$M_{OA} = \sum_{i=1}^{20} \left[\frac{1}{2} (T_{A(i)} + T_{A(i-1)}) (y_{(i-1)} - y_{(i)}) \right]$$

Krutové liniové zatížení

$$q_{MKA} = c_{m(i)} c_{(i)}^2 \frac{\rho V^2}{2}$$

$$c_{m(i)} = c_{m0} - 0,01 \delta_{kr}$$

Krutící moment

$$M_{o(y)} = \int T_{(y)} dy$$

$$M_{kA} = \sum_{i=1}^{20} \left[\frac{1}{2} (q_{kA(i)} + q_{kA(i-1)}) (y_{(i-1)} - y_{(i)}) \right]$$

Součinitel klopivého moment

$$g \quad c_{m(y)} = c_{m \text{ prof}(y)} + \delta_{kř} c_{m0}^{\delta} + \delta_{kř} c_m^2$$

11.4 Zatížení od setrvačných sil

Z hmotnostního rozboru nám vyšla hmotnost celého křídla na 77kg. Těžiště křídla bylo stanoveno na $i_T=40\%$. Krutící moment je tíha na ramenní mezi čtvrtinovým bodem a těžištěm křídla. Dále je nutno uvažovat hmotnost plných nádrží $m_n=24,5\text{kg}$, které jsou umístěny v křídlech v náběžné hraně, těžiště plných nádrží je uvažováno v $0,15c_s$ od náběžné hrany. Hmotnost prázdných nádrží je 0kg, počítá se s úplným vyčerpáním paliva.

$$G_{kř} = k \int c_{(y)}^2 dy$$

Ze vztahu vyjádříme koeficient hmoty křídla

$$k = \frac{G_{kř}}{\int c_{(y)}^2 dy}$$

$$k = \frac{m_{TOW} g i}{50 \sum_{i=1}^{20} [(c_{(i)} + c_{(i-1)})^2 (y_{(i-1)} - y_{(i)})]}$$

Hodnota 50 ve jmenovateli platí pro polovinu křídla

Liniové hmotové zatížení

$$q_{G(y)} = q_{G(y)} n$$

$$q_{G(i)} = \left(n \pm \frac{\varepsilon_x y_{(i)}}{g} \right) k c_{(i)}^2$$

Kde

$$\varepsilon_x = \frac{\rho v^2 c_{mx} S b}{2 m_{TOW} (i_x b)^2}$$

i_x Poloměr setrvačnosti $i_x=0,13$ byl zvolen z literatury [19] str. 28
 c_{mx} Součinitel momentu klonění od výchylky křídélka

Posouvající hmotová síla

$$T_{G(y)} = \int q_{(y)} dy$$

$$T_G = \sum_{i=1}^{20} \left[\frac{1}{2} (q_{G(i)} + q_{G(i-1)}) (y_{(i-1)} - y_{(i)}) \right]$$

Ohybový moment od hmotové posouvající síly

$$M_{OG(y)} = \int T_{(y)} dy$$

$$M_{OG} = \sum_{i=1}^{20} \left[\frac{1}{2} (T_{G(i)} + T_{G(i-1)}) (y_{(i-1)} - y_{(i)}) \right]$$

Krouticí moment od hmotové posouvající síly

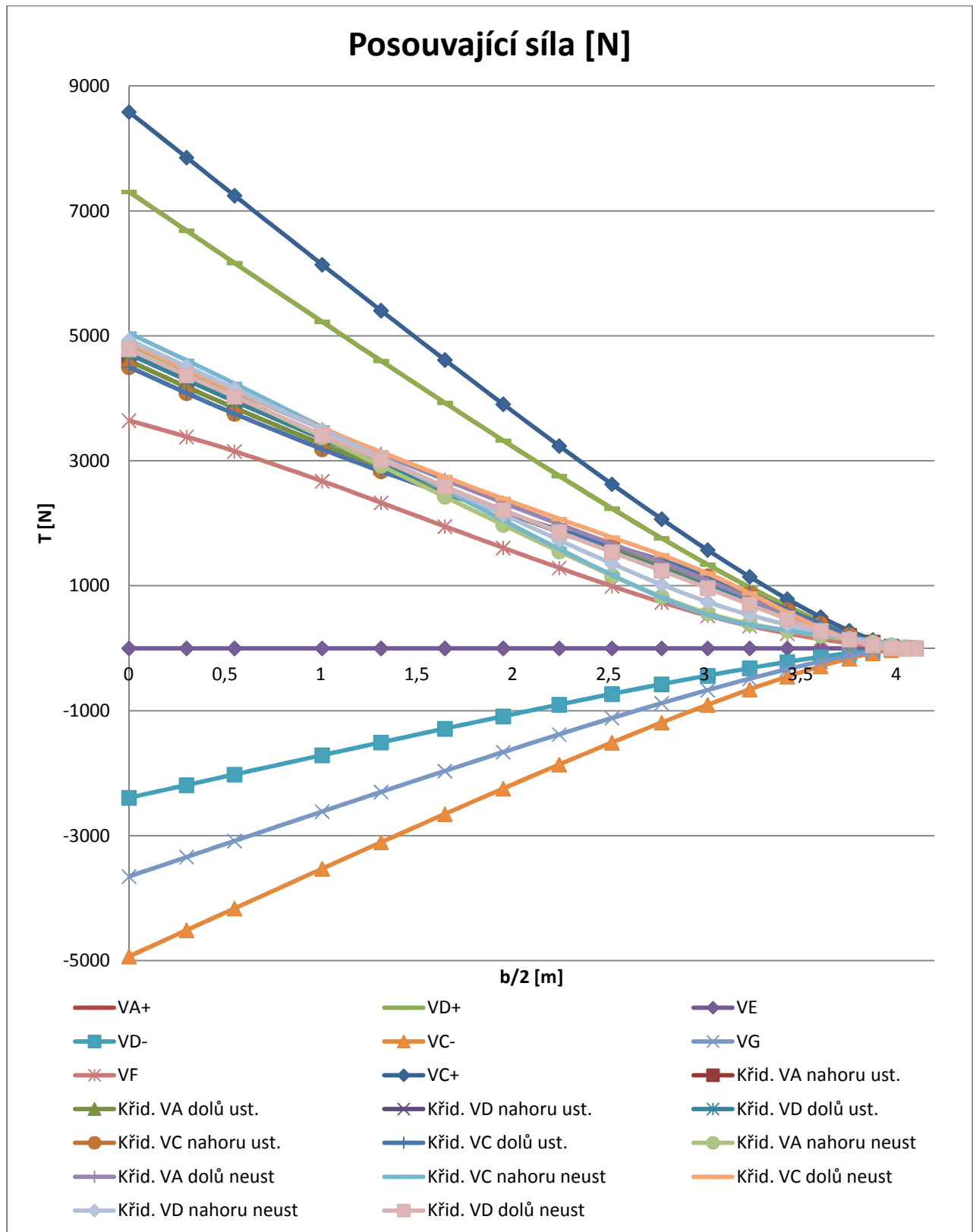
$$M_{KG} = \sum_{i=1}^{20} T_{G(i)} \frac{(i_T - 25)}{200} (c_{(i)} + c_{(i+1)})$$

11.5 Výsledné zatížení

Pro výsledné zatížení platí vektorový součet.

Celková posouvající síla

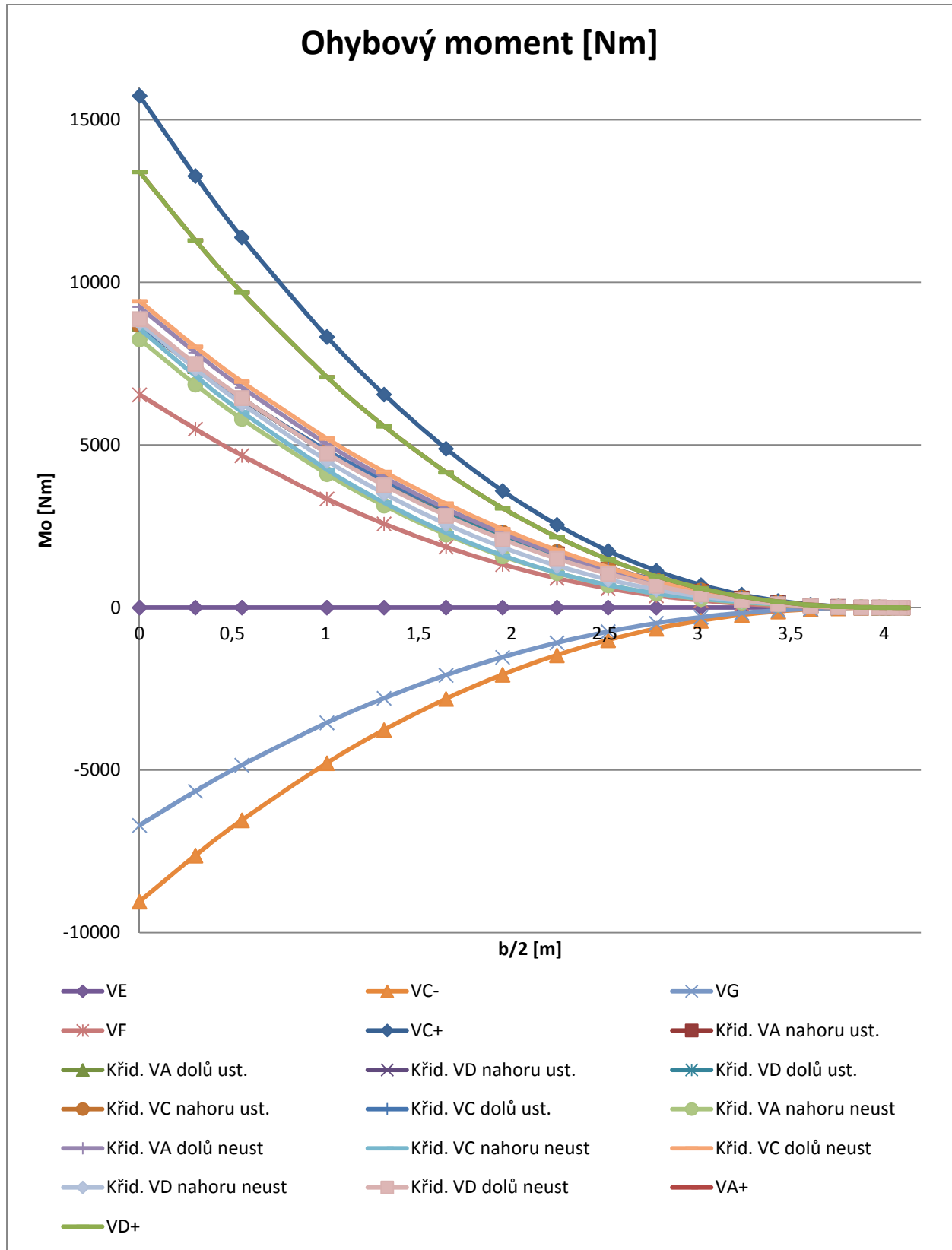
$$T_{(i)} = T_{A(i)} + T_{G(i)}$$



Obr. 11.5 Průběh posouvající síly po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi

Celkový ohybový moment

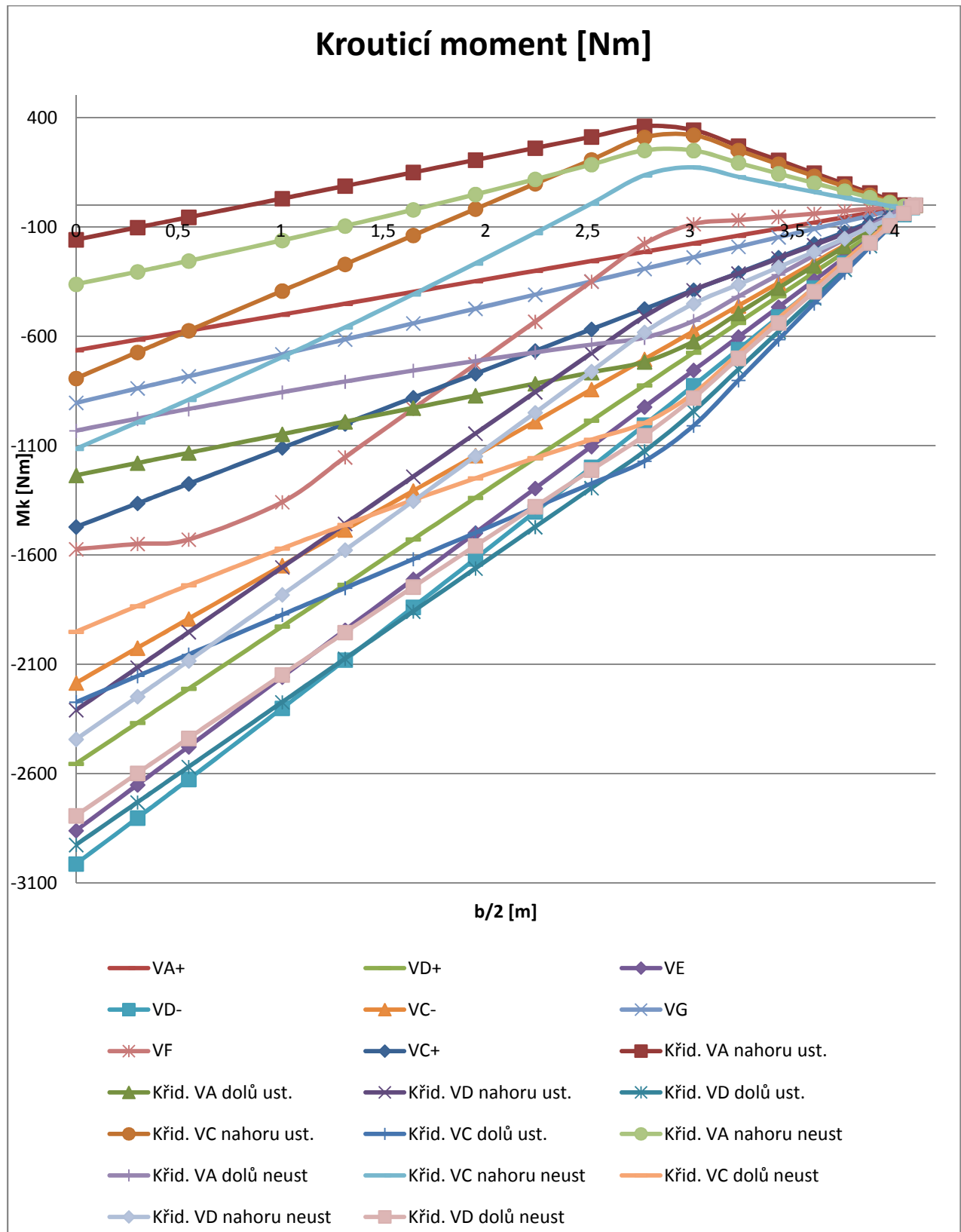
$$M_{O(i)} = M_{OA(i)} + M_{OG(i)}$$



Obr. 11.6 Průběh ohybových momentů po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi

Celkový krouticí moment

$$M_{k(i)} = M_{kA(i)} + M_{kG(i)}$$



Obr. 11.7 Průběh krouticích momentů po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi

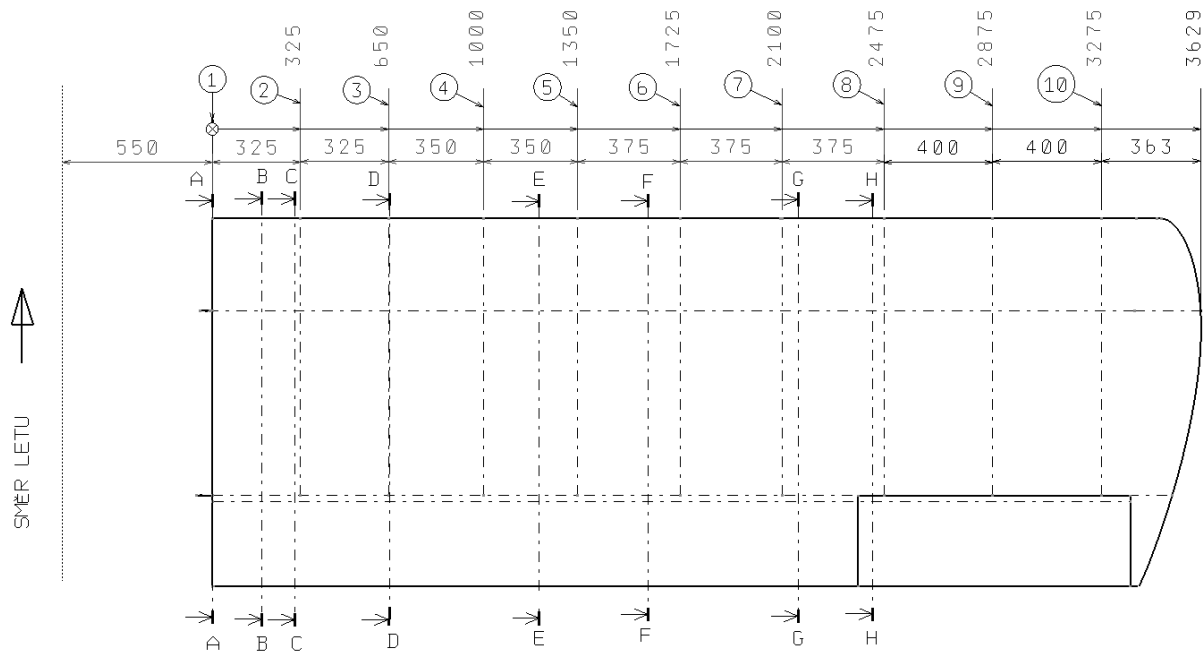
12 Pevnostní kontrola křídla

12.1 Rozhodující případy zatížení

Rozhodující případy zatížení byly vybrány ze zatížení křídla kapitola 11.

Maximální posouvající síla a ohybový moment nastane při případě $VC+$ s prázdnými nádržemi. Maximální krouticí moment nastane v případě *Křid. VD dolů ust.* s plnými nádržemi. Je nutno zkontrolovat i případ při záporném násobku, jež nastane při $VC-$ s prázdnými nádržemi.

Řez A-A je nejvíce namáhaným řezem. Od řezu G-G je zatížení pro spodní pásnici příliš malé, tak přenáší zatížení od ohybového momentu pásnice, která je součástí stojiny. Totéž platí pro horní pásnici od řezu H-H.



Obr. 12.1 Systém žeber s řezy křídla

Řez	A-A	B-B	C-C	D-D	E-E	F-F	G-G	H-H
T [N] $VC+$ prázdné nádrže	7247	6884	6521	5868	4376	3452	2235	1609
M_o [Nm] $VC+$ prázdné nádrže	11386	10382	9378	7669	4447	2880	1313	726
M_k [Nm] $VC+$ prázdné nádrže	-1274	-1220	-1166	-1069	-843	-700	-502	-395
T [N] <i>Křid. VD dolů ust.</i> plné nádrže	2955	2866	2777	2663	2429	1969	1367	1038
M_o [Nm] <i>Křid. VD dolů ust.</i> plné nádrže	5854	5431	5008	4263	2644	1764	845	479
M_k [Nm] <i>Křid. VD dolů ust.</i> plné nádrže	-2769	-2657	-2546	-2338	-1859	-1600	-1243	-1017
T [N] $VC-$ prázdné nádrže	4163	3954	3746	3371	2514	1983	1284	924
M_o [Nm] $VC-$ prázdné nádrže	6541	5964	5387	4406	2555	1654	754	417
M_k [Nm] $VC-$ prázdné nádrže	-1892	-1812	-1732	-1588	-1252	-1039	-746	-586

Tab. 12.1 Velikosti provozního zatížení v jednotlivých řezech

12.2 Početní zatížení v rozhodujících řezech

Početní zatížení se stanoví vynásobením provozního zatížení koeficientem 1,5

$$T = 1,5T_{prov}$$

$$M_O = 1,5M_{O\ prov}$$

$$M_K = 1,5M_{K\ prov}$$

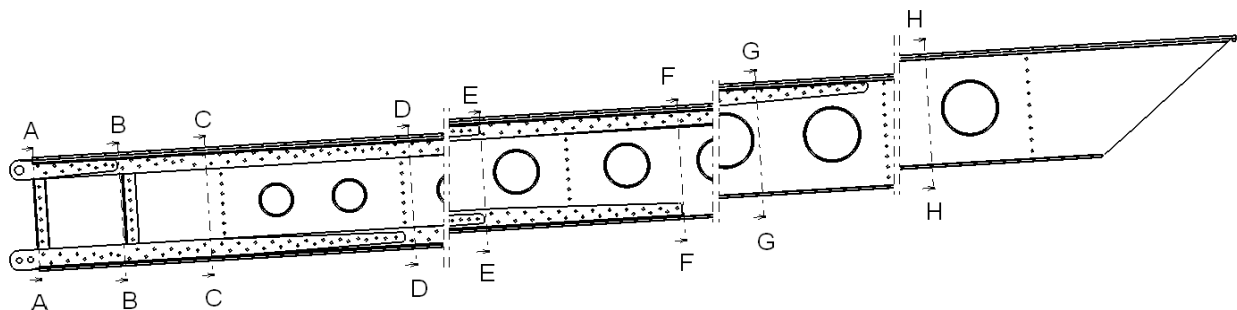
12.3 Pásnice v jednotlivých řezech

Pro případy *VC+* a *Křid. VD nahoru ustal.* jsou plochy pásnic stejné. Pro případ na záporném násobku je nutné provést přepočty plochy pásnic, jelikož nastane změna smyslu zatížení a z pásnice namáhané na tah se stane pásnice namáhaná na tlak a naopak. U pásnice namáhané na tah se musí odečíst plocha nýtů a u pásnice namáhané na tlak se plocha může zase přičíst. U pásnice namáhané na tlak není uvažována plocha potahu.

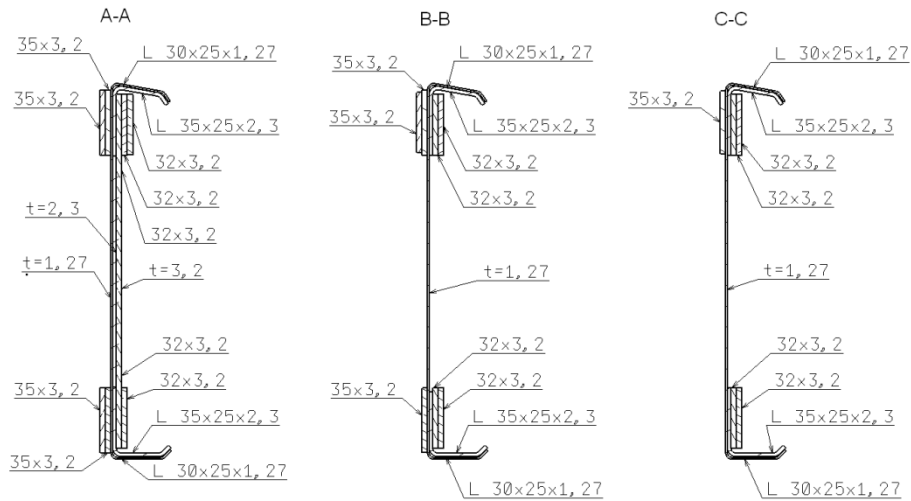
Řez	A-A	B-B	C-C	D-D	E-E	F-F	G-G	H-H
Vzdálenost od osy letounu <i>y</i> [m]	0,55	0,7	0,85	1,2	1,75	2,15	2,7	3
Plochy při kladném násobku								
$A_{hl\ h\ celk}$ [mm ²] namáhané na tlak	687,9	591,9	486,9	381,9	285,9	189,9	189,9	69,9
$A_{hl\ d\ celk}$ [mm ²] namáhané na tah	459,8	354,8	304,4	235,7	167	167	72,1	72,1
$A_{pom\ h\ celk}$ [mm ²] namáhané na tlak	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2
$A_{pom\ d\ celk}$ [mm ²] namáhané na tah	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2
Plochy při záporném násobku								
$A_{hl\ h\ celk}$ [mm ²] namáhané na tlak	591,9	486,9	381,9	285,9	189,9	189,9	69,9	69,9
$A_{hl\ d\ celk}$ [mm ²] namáhané na tah	555,8	459,8	382,1	277,1	235,7	167	167	47
$A_{pom\ h\ celk}$ [mm ²] namáhané na tlak	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2
$A_{pom\ d\ celk}$ [mm ²] namáhané na tah	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2	24,2

Tab. 12.2 Plochy pásnic v jednotlivých řezech

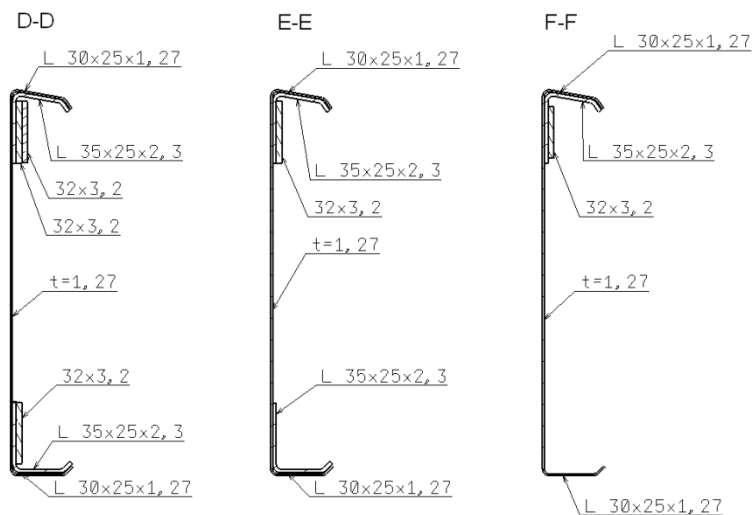
- $A_{hl\ h\ celk}$ Celková plocha vrchní pásnice hlavního nosníku
- $A_{hl\ d\ celk}$ Celková plocha spodní pásnice hlavního nosníku
- $A_{pom\ h\ celk}$ Celková plocha vrchní pásnice pomocného nosníku
- $A_{pom\ d\ celk}$ Celková plocha spodní pásnice pomocného nosníku



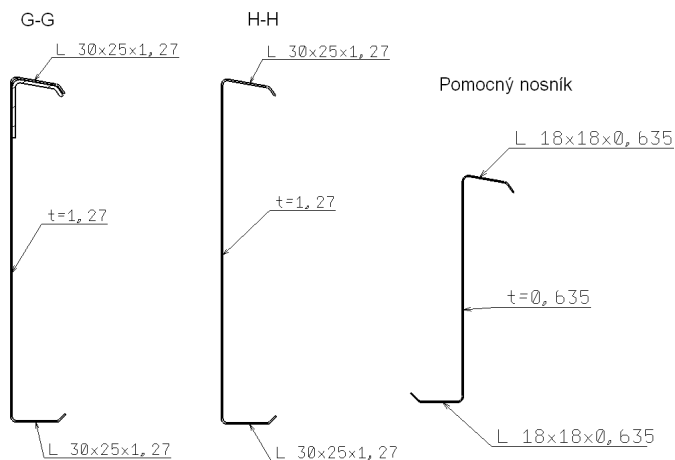
Obr. 12.2 Označení řezů hlavního nosníku křídla



Obr. 12.3 Průřezy hlavního nosníku křídla v A-A, B-B, C-C



Obr. 12.4 Průřezy hlavního nosníku křídla v D-D, E-E, F-F



Obr. 12.5 Průřezy hlavního nosníku křídla v G-G, H-H a pomocný nosník

Plocha pásnice zahrnuje samotné pásnice, stojinu v šířce pásnic a 30-ti násobek tloušťky potahových plechů. U pásnice zatížené na tah odečítáme plochu nýtů.

12.4 Kontrola řezu A-A pro případ VC+

Pro názornost je v diplomové práci uveden výpočet pouze pro jeden rozhodující případ. Zbylé řezy jsou vypočítány obdobnou metodou a výsledky zapsány v příloze 6.

Početní zatížení

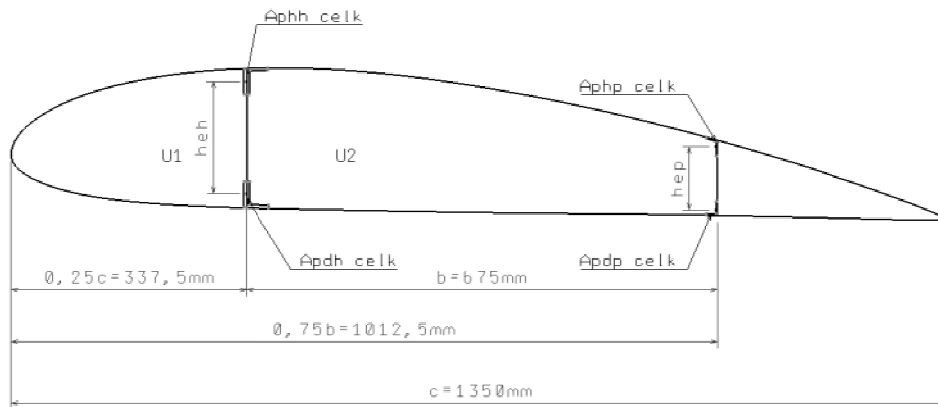
Pro řez 1 od kořene $y=0,55\text{m}$

Případ	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]
Provozní zatížení	7247	11386	-1274
Početní zatížení	10871	17079	-1911

Tab. 12.3 Početní zatížení v rozhodujících řezech

Stálé hodnoty po celém rozpětí křídla			
Rozteč nosníků	b	675	mm
Hloubka přední dutiny	b_n	337,5	mm
Hloubka křídla	c	1350	mm
Vzdálenost těžiště od náběžné hrany	x_{tc}	540	mm
Tloušťka stojiny hlavního nosníku	t_{s1}	1,27	mm
Tloušťka stojiny pomocného nosníku	t_{s2}	0,635	mm
Modul pružnosti	E	72000	MPa
Tloušťka potahu	t_1	0,635	mm
Tloušťka potahu	t_2	0,508	mm
Tloušťka potahu	t_3	0,508	mm
Délka potahu	s_1	739	mm
Délka potahu	s_2	685	mm
Délka potahu	s_3	675	mm
Mez pevnosti materiálu	R_m	290	MPa
Mez kluzu materiálu	$R_{p0,2}$	240	MPa
Plocha přední dutiny	U_1	52000	mm^2
Plocha zadní dutiny	U_2	116000	mm^2
Výška stojiny hlavního nosníku	h_{sh}	201,15	mm
Efektivní výška stojiny hlavního nosníku	h_{eh}	176,0	mm
Výška stojiny pomocného nosníku	h_{sp}	102,33	mm
Efektivní výška stojiny pomocného nosníku	h_{ep}	89,5	mm
Měnicí se hodnoty po rozpětí křídla, pro A-A			
Vzdálenost EO od nosíku	a	7,6	mm
Rozteč žeber	f	325	mm
Koutící moment k EO	M_{KEO}	-1828576,5	Nmm
Plocha horní pásnice hlavního nosníku	$A_{hl\ h\ celk}$	687,9	mm^2
Plocha dolní pásnice hlavního nosníku	$A_{hl\ d\ celk}$	459,8	mm^2
Plocha horní pásnice pomocného nosníku	$A_{pom\ h\ celk}$	24,2	mm^2
Plocha dolní pásnice pomocného nosníku	$A_{pom\ d\ celk}$	24,2	mm^2

Tab. 12.4 Základní rozměry řezu křídla



Obr. 12.6 Základní rozměry řezu křídla

Hlavní nosník

Výška stojiny hlavního nosníku efektivní:

$$h_{eh} = 0,875h_h = 0,875 \cdot 201,15 = 176 \text{ mm}$$

Kvadratický moment hlavního nosníku

$$J_1 = \frac{A_{pdh \text{ celk}} A_{p hh \text{ celk}}}{A_{pdh \text{ celk}} + A_{p hh \text{ celk}}} h_{eh}^2 = \frac{459,8 \cdot 687,9}{459,8 + 687,9} 176^2 = 8536974 \text{ mm}^4$$

Pomocný nosník

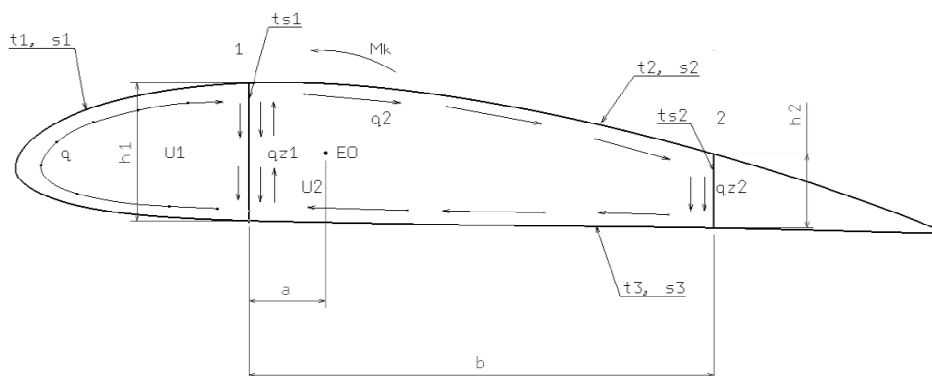
Výška stojiny pomocného nosníku efektivní:

$$h_{ep} = 0,9h_p = 0,875 \cdot 102,33 = 89,5 \text{ mm}$$

Kvadratický moment pomocného nosníku

$$J_2 = \frac{A_{p dp \text{ celk}} A_{p hp \text{ celk}}}{A_{p dp \text{ celk}} + A_{p hp \text{ celk}}} h_{ep}^2 = \frac{24,2 \cdot 24,2}{24,2 + 24,2} 89,5^2 = 96986 \text{ mm}^4$$

12.4.1 Smykové napětí ve stojině



Obr. 12.7 Působení smykových napětí ve stojině

Poloha ohybově elastické osy

$$a = b \frac{J_2}{J_1 + J_2} = 675 \frac{96986}{8536974 + 96986} = 7,6 \text{ mm}$$

Smykové toky od posouvající síly

Hlavní nosník:

$$q_{z1} = \frac{T(b-a)}{h_{eh}b} = \frac{10870,5 (675 - 7,6)}{176 \cdot 675} = 61,1 \text{ Nmm}$$

Pomocný nosník:

$$q_{z2} = \frac{Ta}{h_{ep}b} = \frac{10870,5 \cdot 7,6}{89,5 \cdot 675} = 1,36 \text{ Nmm}$$

Přenos krouticího momentu je dán Bredtovým vztahem:

$$M_k = 2U_1q_1 + 2U_2q_2$$

Přetvárná podmínka (zkrut první dutiny musí být stejný jako zkrut druhé dutiny)

$$\frac{1}{2U_1} \int_1 \frac{q_v ds}{Gt} = \frac{1}{2U_2} \int_2 \frac{q_v ds}{Gt}$$

Výsledné smykové toky v potahu:

Z programu Excel se spočetli výsledné smykové toky v potahu:

$$\frac{U_{S2}}{U_{S1}} \left[\frac{q_1 s_1}{Gt_1} + \frac{(q_1 - q_2 + q_{z1})h_1}{Gt_{s1}} \right] = \frac{q_2 s_2 h}{Gt_{2h}} + \frac{q_2 s_2 d}{Gt_{2d}} + \frac{q_{z2} h_2}{Gt_{s2}} + \frac{(q_2 - q_1 - q_{z1})h_1}{Gt_{s1}} \Rightarrow q_2$$

$$q_2 = \frac{\frac{U_{S2} s_1 M_K}{2U_{S1}^2 t_1} + \frac{U_{S2} h_1 M_K}{2U_{S1}^2 t_{s1}} + \frac{U_{S2} q_z h_1}{U_{S1} t_{s1}} + \frac{h_1 M_K}{2U_{S1} t_{s1}} + \frac{q_z h_1}{t_{s1}}}{\frac{2U_{S2}^2 s_1}{2U_{S1}^2 t_1} + \frac{2U_{S2}^2 h_1}{2U_{S1}^2 t_{s1}} + \frac{h_1 U_{S2}}{t_{s1} U_{S1}} + \frac{s_2 h}{t_2} + \frac{s_2 d}{t_3} + \frac{h_1}{t_{s1}} + \frac{h_2}{t_{s2}} + \frac{2U_{S2} h_1}{2U_{S1} t_{s1}}}$$

 t_{s1}, t_{s2} Tloušťky plechů stojin t_1, t_2, t_3 Tloušťky potahových plechů

Po matematické úpravě:

$$q_2 = -2,67 \text{ N/mm}$$

$$q_1 = \frac{M_K - 2U_{S2}q_2}{2U_{S1}} = \frac{-1911000 - 2 \cdot 116000 \cdot (-2,75)}{2 \cdot 52000} = -11,6 \text{ Nmm}$$

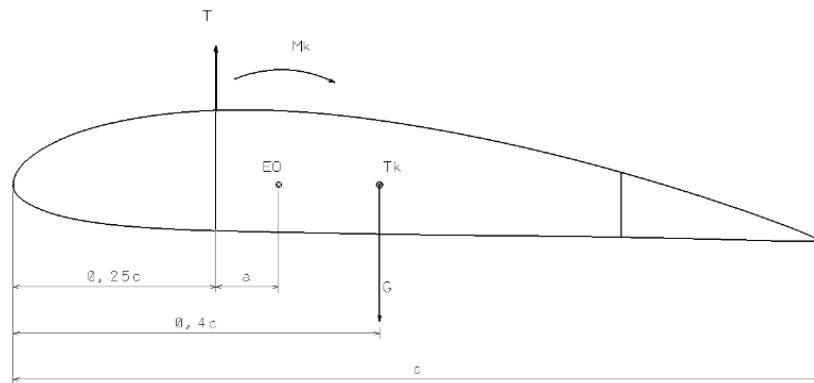
Výsledné smykové toky ve stojinách

Hlavní nosník:

$$q_{s1} = -q_{z1} - q_1 + q_2 = -61,1 + 11,6 - 2,67 = -52,1 \text{ Nmm}$$

Pomocný nosník:

$$q_{s2} = -q_{z2} - q_2 = -1,36 + 2,67 = 1,31 \text{ Nmm}$$

12.4.2 Přepočítání kroučicího momentu k elastické ose

Obr. 12.8 Přepočítání kroučicího momentu

$$M_{kEO} = M_k + T \cdot a = -1911000 + 10870,5 \cdot 7,6 = -1828576 \text{ Nmm}$$

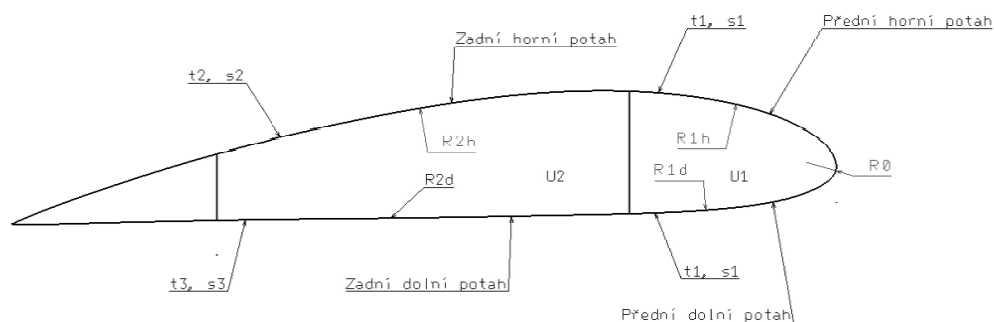
Hodnota kroučicího momentu se sníží z důvodu posouvající síly T, která působí proti smyslu kroucení.

12.4.3 Kontrola potahu

Výpočet dle tab. 3.2 [15]. Potah přenáší krut křídla pomocí dvou dutin. Potah je namáhán smykovým tokem od krutu. Na potahu může nastat ztráta stability, ne však ztráta pevnosti. Ztráta stability nastane vždy jako první.

Rádus R2d je považován jako nekonečný, proto byla použita tabulka pro rovinné desky na str. 3.2 [15].

Jako potah byl zvolen plech tloušťky 0,635mm pro *náběžnou hranu* a 0,51mm pro *zadní-horní potah* a *zadní-dolní potah*.



Obr. 12.9 Kontrola potahu

Dáno: $R_0=40\text{mm}$
 $R_{1h}=600\text{mm}$ $R_{2h}=2200\text{mm}$
 $R_{1d}=1500\text{mm}$ $R_{2d}=\infty\text{mm}$

Náběžná hrana:

Napětí v potahu:

$$\tau_{1pn} = \frac{q_1}{t_1} = \frac{|-11,6|}{0,635} = 18,3 \text{ MPa}$$

Kritické napětí:

Za R dosazujeme větší poloměr, nacházíme se pak na bezpečné straně. Hodnota b_h je brána jako $0,05c=67,5\text{mm}$.

$$K_{\tau pn} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11b_h^4}{770R_0^2 t_1^2}} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11 \cdot 67,5^4}{770 \cdot 40^2 \cdot 0,635^2}} = 22,3$$

$$\tau_{krpn} = K_{\tau} E \left(\frac{t_1}{b_h}\right)^2 = 22,3 \cdot 72000 \left(\frac{0,635}{67,5}\right)^2 = 142,3 \text{ MPa}$$

Obecné uchycení okrajů:

$$\overline{\tau_{krpn}} = \tau_{krpn} + 0,1E \frac{t_1}{R_{1d}} = 142,3 + 0,1 \cdot 72000 \frac{0,635}{40} = 256,6 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{pn} = \frac{\overline{\tau_{krpn}}}{\tau_{1pn}} = \frac{256,6}{18,3} = 14$$

Z výpočtu plyne, že nenastane ztráta stability na náběžné hraně.

Přední dutina:

Napětí v potahu:

$$\tau_{1pp} = \frac{q_1}{t_1} = \frac{|-11,6|}{0,635} = 18,3 \text{ MPa}$$

Kritické napětí:

Za r dosazujeme větší poloměr, nacházíme se pak na bezpečné straně.

$$K_{\tau pp} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11b_n^4}{770R_{1d}^2 t_1^2}} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11 \cdot 337,5^4}{770 \cdot 1500^2 \cdot 0,635^2}} = 18,2$$

$$\tau_{krpp} = K_{\tau} E \left(\frac{t_1}{b_n}\right)^2 = 18,2 \cdot 72000 \left(\frac{0,635}{337,5}\right)^2 = 4,7 \text{ MPa}$$

Obecné uchycení okrajů:

$$\overline{\tau_{kr pp}} = \tau_{kr pp} + 0,1E \frac{t_1}{R_{1d}} = 4,7 + 0,1 \cdot 72000 \frac{0,635}{1500} = 7,7 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{pp} = \frac{\overline{\tau_{kr pp}}}{\tau_{1 pp}} = \frac{7,7}{18,3} = 0,4$$

Součinitel rezervy je 0,4, nastane ztráta stability potahu již při provozním zatížení. Ztráta stability potahu by, ale za normálního provozu neměla nastat.

Zadní dutina

Horní potah

$$\tau_{2 pz} = \frac{q_2}{t_2} = \frac{|-2,67|}{0,51} = 5,3 \text{ MPa}$$

Kritické napětí:

$$K_{\tau pz} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11b^4}{770R_{2h}^2 t_2^2}} = 4,82 \sqrt[4]{1 + \frac{11 \cdot 675^4}{770 \cdot 2200^2 \cdot 0,51^2}} = 33,6$$

$$\tau_{kr pz} = K_{\tau} E \left(\frac{t_2}{b}\right)^2 = 33,6 \cdot 72000 \left(\frac{0,51}{675}\right)^2 = 1,4 \text{ MPa}$$

Obecné uchycení okrajů:

$$\overline{\tau_{kr pz}} = \tau_{kr pz} + 0,1E \frac{t_2}{r_{2h}^2} = 1,3 + 0,1 \cdot 72000 \frac{0,51}{2200} = 3 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{pz} = \frac{\overline{\tau_{kr pz}}}{\tau_{2 pz}} = \frac{3}{5,3} = 0,4$$

Stejně jako v předchozím případě součinitel rezervy je menší než jedna. Z toho plyne, že nastane ztráta stability potahu. Ovšem tato ztráta stability potahu za běžných podmínek provozu nenastane. Na pevnost křídla tato ztráta stability také nebude mít vliv, jelikož zatížení přenáší hlavně pásnice.

Dolní rovný potah

Jak již bylo zmíněno výše, je nutné zkontrolovat spodní potah zadní dutiny z tab. 3.2 [15], kde byl odečten koeficient $k_{\tau p} = 6$.

f Rozteč žebek $f = 325 \text{ mm}$

Kritické napětí

$$\tau_{kr pd} = k_{\tau p} E \left(\frac{t_3}{b}\right)^2 = 6 \cdot 72000 \left(\frac{0,51}{675}\right)^2 = 0,24 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{pzs} = \frac{\tau_{kr\ pd}}{\tau_{2\ pz}} = \frac{0,24}{5,3} = 0,05$$

Z výpočtu plyne, že zvlnění dolního potahu nastane již za běžných podmínek létání. Zvlnění potahového plechu však nebude nebezpečné pro provoz letounu.

12.4.4 Kontrola stojin

Stojiny přenáší smykové zatížení od posouvajících sil v poměru ohybových tuhostí nosníků. Stojinu hlavního nosníku uvažujeme jako nestabilní, součinitel rezervy by se měl nacházet mezi 0,63 až 1. Stojinu zadního nosníku uvažujeme jako stabilní. Výpočet je proveden dle literatury [15] tab. 1.14.

Hlavní nosník:

Posouvající síla

$$T_1 = \frac{T_{poč\ J_1}}{J_1 + J_2} = \frac{10870,5\ 8536974}{8536974\ 96986} = 10748\ N$$

Ohybový moment

$$M_{O1} = \frac{M_{O\ poč\ J_1}}{J_1 + J_2} = \frac{17079000\ 8536974}{8536974\ 96986} = 16887151\ Nmm$$

$T_{poč}$ Početní posouvající síla [N]

$M_{o\ poč}$ Početní ohybový moment [N]

Kontrola stability

Smykové napětí ve stojině:

$$\tau_1 = \frac{q_{s1}}{t_{s1}} = \frac{|-52,1|}{1,27} = 41\ MPa$$

Kritické napětí ve stojině:

Výpočet stability stojiny zatížené smykem: Z tab. 3.2 [15] $k_{\tau 1} = 9,6$

$$\tau_{kr\ 1} = k_{\tau 1} E \left(\frac{t_{s1}}{h_{eh}} \right)^2 = 9,6\ 72000 \left(\frac{1,27}{176} \right)^2 = 36\ MPa$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{hs} = \frac{\tau_{kr\ 1}}{\tau_1} = \frac{36}{41} = 0,88$$

Součinitel rezervy vyšel 0,88. Znamená to, že při provozním zatížení bude stojina stabilní. Nestabilní bude až při početním zatížení. Stojina se bude počítat jako nestabilní s přídatným zatížením od diagonálního pole.

Kontrola na únosnost:

V prvním řezu je uvažována jedna výztuha. Tato výztuha je ohnuta z pásnice a má rozměry 18x18x2,3mm. V prvním řezu se uvažují otvory pro odlehčení konstrukce s průměrem $D=40\text{mm}$. Výpočet je proveden z tab. 3.7 [15] hladká stojina bez otvorů s výztuhou. Výztuhu poté uvažují ve výpočtu jako součinitel $c_v=1,55$.

$$h_{eh}/t_{s1} = 176/1,27 = 147$$

Únosnost hladké desky z tab. 3.7 [15] $q_p = 74\text{N/mm}$

Smykové napětí ve stojině $q_{s1} = 53,76\text{N/mm}$

Potom pro stojinu s otvory a výztuhami

D_s Otvor ve stojině $D_s=40\text{mm}$

$$q_{ph} = q_p \left(1 - \frac{D_s}{h_{eh}}\right) c_v = 74 \left(1 - \frac{40}{176}\right) 1,55 = 89 \text{ Nmm}$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{hu} = \frac{q_p}{|q_{s1}|} = \frac{89}{|-52,1|} = 1,7$$

Pomocný nosník:

Pomocný nosník je navrhován se stabilní stojinou. Jelikož na pomocném nosníku jsou uchyceny klapky a křídélka, nejsou zde uvažovány odlehčovací otvory.

$$T_2 = \frac{T_{poč} J_2}{J_1 + J_2} = \frac{10870,5 \cdot 96986}{8536974 + 96986} = 122 \text{ N}$$

$$M_{O2} = \frac{M_{O} \text{ poč } J_2}{J_1 + J_2} = \frac{17079000 \cdot 96986}{8536974 + 96986} = 191849 \text{ Nmm}$$

Kontrola stability

Napětí ve stojině:

$$\tau_2 = \frac{q_{s2}}{t_{s2}} = \frac{1,31}{0,635} = 2,1 \text{ MPa}$$

Kritické napětí ve stojině:

Z tab. 3.2 [15], $k_{\tau 2}=5,2$

$$\tau_{kr 2} = k_{\tau 2} E \left(\frac{t}{h_{ep}}\right)^2 = 5,2 \cdot 72000 \left(\frac{0,635}{89,5}\right)^2 = 18,8 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy:

$$\eta_{ps} = \frac{\tau_{kr 2}}{\tau_2} = \frac{18,8}{2,1} = 9,1$$

Pomocný nosník je stabilní.

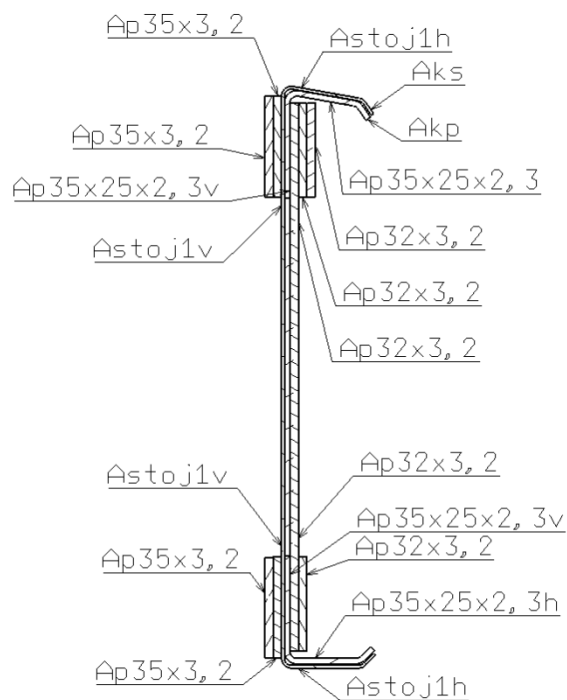
12.4.5 Kontrola pásnic

Součinitel rezervy je navýšen o 10% na 1,1, je to z důvodu odhadu kritického napětí pro materiál EW-AW 6061 a také užitím konstrukce s nosníkem, který obsahuje velké množství pásnic.

Ve výpočtu jsou uvažovány tři součinitele rezervy. První je pro mez pevnosti (neměl by být nižší než 1,1), druhý je na mez kluzu (neměl by být nižší než 0,73) a poslední je na kritické napětí pro tláčenou pásnici (neměl by být nižší než 1,1).

Hlavní nosník:

Hlavní nosník je v prvním řezu předdimenzovaný. Je to z důvodu závěsů, které by jinak nebyly schopné přenést zatížení.



Obr. 12.10 Označení ploch pásnic hlavního nosníku

Výpočet nestabilní stojiny: dle tab. 3.6 [15]

$$\frac{\tau_1}{\tau_{kr 1}} = \frac{41}{36} = 1,14$$

z tab. 3.6 bylo odečteno $k = 0,08$

Přídavné zatížení pásnic od tahového pole:

$$N_{PDT} = 0,6 k q_{s1} h_{eh} = 0,6 \cdot 0,08 \cdot 52,1 \cdot 176 = 440,3N$$

Tažená pásnice:

Jelikož u tažené pásnice dojde vlivem různých otvorů pro spojovací materiál k výraznému zeslabení pásnice. Musí se pro výpočet odečíst veškeré otvory pro nýty. Stojina a potah se uvažují jako nosné do 30-ti tloušťek materiálu. Plochy A_{ks} a A_{kp} nejsou uvažovány ve výpočtu.

Dáno:

$$A_{p35 \times 25 \times 2h} = 50 \text{ mm}^2$$

$$A_{p35 \times 25 \times 2v} = 70 \text{ mm}^2$$

$$A_{p35 \times 3} = 105 \text{ mm}^2$$

$$A_{p32 \times 3} = 96 \text{ mm}^2$$

$$A_{pot1} = 30 t t = 30 \cdot 0,51 \cdot 051 = 7,7 \text{ mm}^2$$

$$A_{stoj1h} = 1,27 \cdot 25 = 31,8 \text{ mm}^2$$

$$A_{stoj1v} = 1,27 \cdot 30 = 38,1 \text{ mm}^2$$

$$A_{n\acute{y}ty1} = 139,8 \text{ mm}^2$$

Celková plocha tažené pásnice

$$A_{pd1} = A_{p35 \times 25 \times 2h} + A_{p35 \times 25 \times 2v} + 2 A_{p35 \times 3} + 2 A_{p30 \times 3} + A_{pot1} + A_{stoj1h} + A_{stoj1v} - A_{n\acute{y}ty1} =$$

$$= 50 + 70 + 2 \cdot 105 + 2 \cdot 96 + 7,7 + 31,8 + 38,1 - 139,8 = 459,8 \text{ mm}^2$$

$$N_1 = \frac{M_{O1}}{h_e} = \frac{16887151}{176} = 95946 \text{ N}$$

$$\sigma_1 = \frac{N_1 + N_{PDT}}{A_{pd}} = \frac{95946 + 440,3}{459,8} = 209,6 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy na mez pevnosti:

$$\eta_{hl Rm} = \frac{R_m}{\sigma_1} = \frac{290}{209,6} = 1,4$$

Jak již bylo zmíněno výše, součinitel rezervy na mez pevnosti je vysoký z důvodu dimenzování závěsů hlavního nosníku.

Součinitel rezervy na mez kluzu (na deformaci):

$$\eta_{hl Rp0,2} = \frac{R_{p0,2}}{\sigma_1} = \frac{240}{209,6} = 1,1$$

Součinitel rezervy na mez kluzu by měl být vždy větší než 0,73.

Tlačená pásnice

U tlačené pásnice nejsou odečteny díry pro nýty. Plocha potahu není uvažována z důvodu rychlé ztráty stability. Plochy A_{ks} a A_{kp} nejsou uvažovány ve výpočtu.

Celková plocha tlačené pásnice

$$A_{ph1} = A_{p35 \times 25 \times 2h} + A_{p35 \times 25 \times 2v} + 2 A_{p35 \times 3} + 3 A_{p30 \times 3} + A_{stoj1h} + A_{stoj1v} =$$

$$= 50 + 70 + 2 \cdot 105 + 3 \cdot 96 + 31,8 + 38,1 = 687,9 \text{ mm}^2$$

Určení σ_{kr} z grafu na str. 2.6 [15]

Jelikož nejsou dostupné podklady pro lokální stabilitu profilů při tlaku pro materiál EN AW-6061.T6, byl použit graf 2.6 [15], který je určen pro Dural. Odborným odhadem zde byly odečteny hodnoty pro materiál EN AW-6061.T6.

Profil 35x25x2,3, kloubové uložení z obou stran

$b/s=12,5$, z grafu na str. 2.6 [15] získáme $\sigma_{kr3}=250 \text{ MPa}$

Profil 35x25x2,3, kloubové uložení z jedné strany

$b/s=17,5$, z grafu na str. 2.6 [15] získáme $\sigma_{kr4}=90 \text{ MPa}$

Stojina 30x25x1,27, kloubové uložení z obou stran

$b/s=19,7$, z grafu na str. 2.6 [15] získáme $\sigma_{kr3}=160 \text{ MPa}$

Stojina 30x25x1,27, kloubové uložení z jedné strany

$b/s=23,6$, z grafu na str. 2.6 [15] získáme $\sigma_{kr4}=35 \text{ MPa}$

Obdobně získáme σ_{kr} pro ostatní pásnice

V řezu pásnice horního nosníku jsou dvě pásnice 35x3,2 a tři 32x3,2 z druhé strany stojiny. Jsou uvažovány tak, že když dojde ke ztrátě jedné pásnice z oněch dvou (tří), dojde ke ztrátě stability u všech. σ_{kr} je počítáno, jako by to byla pásnice 35x6,4 respektive 32x9,5.

Profil 35x6,4

$b/s=5,5$, $\sigma_{kr5}=220 \text{ MPa}$

Profil 32x9,5

$b/s=3,4$, $\sigma_{kr6}=240 \text{ MPa}$

Celkové kritické napětí v pásnici:

$$\sigma_{kr c} = \frac{\sum \sigma_{kr} S}{\sum S} = \frac{250 \cdot 50 + 90 \cdot 70 + 3 \cdot 240 \cdot 96 + 2 \cdot 220 \cdot 105 + 31,8 \cdot 35 + 38,1 \cdot 160}{120 + 2 \cdot 105 + 3 \cdot 96 + 31,8 + 38,1} = 204,3 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{1 \text{ pás}} = \frac{N_1 + N_{PDT}}{A_{ph}} = \frac{95946 + 440}{687,9} = 140,1 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy kritického napětí

$$\eta_{hl\ st} = \frac{\sigma_{kr6}}{\sigma_{1\ pás}} = \frac{204,3}{140,1} = 1,5$$

Součinitel rezervy na mez kluzu (na deformaci)

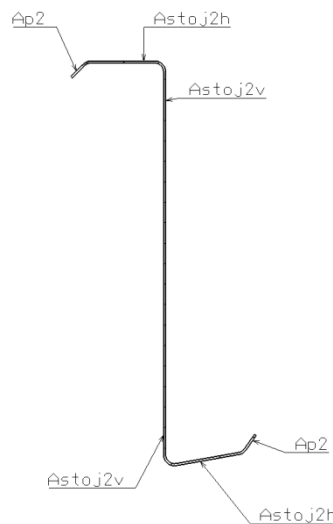
$$\eta_{hl\ Rp0,2} = \frac{\sigma_{p0,2}}{\sigma_{1\ pás}} = \frac{240}{140,1} = 1,7$$

Součinitel rezervy na mez pevnosti

$$\eta_{hl\ Rm} = \frac{\sigma_m}{\sigma_{1\ pás}} = \frac{290}{140,1} = 2,1$$

Pomocný nosník

$$N_2 = \frac{M_{02}}{h_{e2}} = \frac{191849}{89,5} = 2143\ N$$



Obr. 12.11 Označení ploch pásnic pomocného nosníku

Dáno:

$$A_{pot2} = 30 \cdot t = 30 \cdot 0,51 = 7,7\ \text{mm}^2$$

$$A_{stoj2h} = 30 \cdot 0,635 = 12,1\ \text{mm}^2$$

$$A_{stoj2v} = 19 \cdot 0,635 = 12,1\ \text{mm}^2$$

$$A_{nýty2} = 7,7\ \text{mm}^2$$

Tažená pásnice:

Celková plocha tažené pásnice

$$A_{pd2} = A_{pot2} + A_{stoj2h} + A_{stoj2v} - A_{nýty2} = 7,7 + 12,1 + 12,1 - 7,7 = 24,2\ \text{mm}^2$$

$$\sigma_2 = \frac{N_2}{A_{pd2}} = \frac{2143}{24,2} = 88,6\ \text{MPa}$$

Součinitel rezervy na mez pevnosti:

$$\eta_{pD Rm} = \frac{R_m}{\sigma_2} = \frac{290}{88,6} = 3,3$$

Součinitel rezervy na mez kluzu

$$\eta_{pD Rp0,2} = \frac{R_{p0,2}}{\sigma_2} = \frac{240}{88,6} = 2,7$$

Tlačená pásnice

Obdobně jako pro hlavní nosník se kritické napětí odečte z grafu podle [15], tabulky 2.6. Stabilita potahu se neuvažuje.

Celková plocha tlačené pásnice

$$A_{ph2} = A_{stoj2h} + A_{stoj2h} - A_{nýty2} = 12,1 + 12,1 = 24,2 \text{ mm}^2$$

Profil 18x0,6, kloubové uložení z obou stran

b/s=30, σ_{kr5} =160 MPa

Profil 18x0,6, kloubové uložení z jedné strany

b/s=30, σ_{kr5} =30 MPa

Celkové kritické napětí v pásnici:

Zahrnuje výztuhu- pásnici, ohnutou stojinu a potah neuvažujeme

$$\sigma_{kr} = \frac{\sum \sigma_{kr} S}{\sum S} = \frac{160 \cdot 12,1 + 30 \cdot 12,1}{12,1 + 12,1} = 95 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{2p} = \frac{N_2}{A_{ph2}} = \frac{2143}{24,2} = 88,6 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy kritického napětí:

$$\eta_{ph kr} = \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{2p}} = \frac{95}{88,6} = 1,1$$

Součinitel rezervy na mez kluzu (na deformaci)

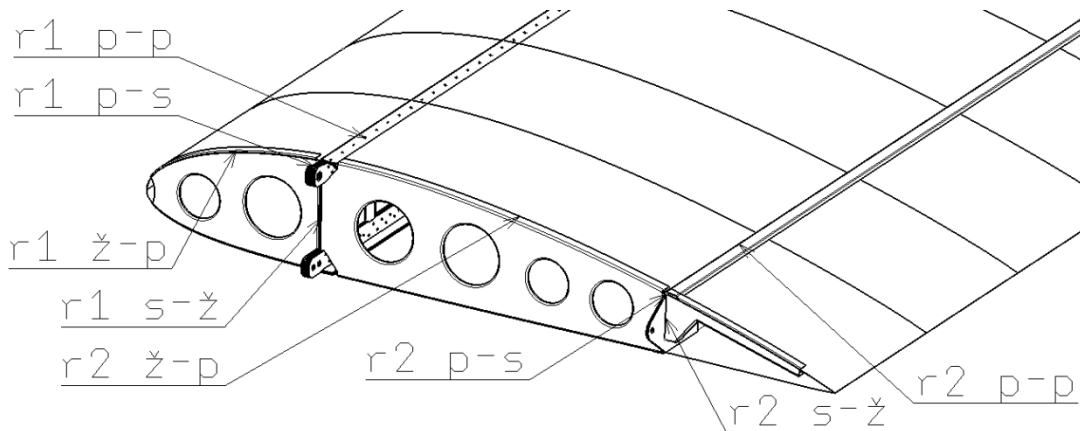
$$\eta_{ph Rp0,2} = \frac{R_{p0,2}}{\sigma_{2p}} = \frac{240}{88,6} = 2,7$$

Součinitel rezervy na mez pevnosti

$$\eta_{ph Rm} = \frac{R_m}{\sigma_{2p}} = \frac{290}{88,6} = 3,3$$

12.4.6 Nýtové řady

Pro přinýtování potahu ke kostře a žeber k nosníku jsou použity trnové nýty AVEX série 1691. Zachová se tím jednoduchost spojování. Plné duralové nýty jsou použity na křídle pouze pro kritické spojení, jedná se o spojení pánsic se stojinou.



Obr. 12.12 Označení nýtových řad

Plné duralové nýty průměr 4mm			
Popis spoje	Označení	Únosnost nýtu na stříh	Jednotka
Dvoustřížný spoj tl 0,6	Fs1	1824	N
Dvoustřížný spoj tl1,2	Fs2	3236	N

Tab. 12.5 Únosnost plných nýtů na stříh

Trnové nýty Avex série 1691			
Průměr [mm]	Označení	Únosnost nýtů na stříh	Jednotka
3,2	Fs3	735	N
4	Fs4	1135	N

Tab. 12.6 Únosnost trnových nýtů na stříh

Dáno: $q_1 = -11,6 \text{ N/mm}$
 $q_2 = -2,7 \text{ N/mm}$
 $q_{s1} = -52,1 \text{ N/mm}$ $k_1 = 0,1$
 $q_{s2} = 1,3 \text{ N/mm}$

Vliv Nestabilní stojiny tab. 3.6 [4]

Celkové zatížení nýtů kolem stojiny hlavního nosníku:

$$q_{Nh} = q_{s1}(1 + 0,414k) = -52,15(1 + 0,414 \cdot 0,1) = -54,3 \text{ N/mm}$$

Potah-žebro:

Trnový jednostřížný nýt průměr 3,2mm, tloušťka potahu a žebra 0,5mm=>Fs=735N

Přední dutina:

$$r_{1\text{ž-p}} = \frac{F_{s3}}{|q_1|} = \frac{735}{|-11,6|} = 63,4 \text{ mm}$$

Zadní dutina:

$$r_{2\text{ž-p}} = \frac{F_{s3}}{|q_2|} = \frac{735}{|-2,7|} = 275 \text{ mm}$$

Rozteč nýtů 275 mm pro zadní dutinu je pro spojení potah žebro příliš velká. Při provozních podmínkách letounu může dojít k takzvané „lupavce“, ta způsobuje vibrace plechu provázené zvýšením hladiny hluku. Je proto volena rozteč 40mm. Stejná rozteč je volena pro přední dutinu.

Stojina-žebro:

Trnový nýt průměr 4mm, tloušťka žebra 0,6mm=>F_{s4}=1135N

Hlavní nosník:

$$r_{1s-\text{ž}} = \frac{F_{s4}}{|q_{N1}|} = \frac{1135}{|-54,3|} = 21 \text{ mm}$$

Pro spojení žebro se stojinou je volena rozteč 18mm

Pomocný nosník:

$$r_{s-\text{ž}} = \frac{F_{s3}}{q_{s2}} = \frac{735}{1,3} = 561,3 \text{ mm}$$

Jelikož délka lemu žebra pro spojení s pomocným nosníkem je jen 100mm, jsou předepsány 3 nýty pro spojení stojiny se žebrem (toto spojení odpovídá rozteči 33mm).

Pásnice-stojina:

Duralový dvoustřížný nýt průměr 4mm, tloušťka stojiny 1,27mm=>F_{s2}=3217N

Hlavní nosník:

$$r_{1p-s} = \frac{F_{s2}}{|q_{Nh}|} = \frac{3236}{|-54,3|} = 59,5 \text{ mm}$$

Pro spojení stojiny s pásnicemi hlavního nosníku, je voleny dvouřadé nýty s roztečí 15 mm.

*Pásnice-potah:***Hlavní nosník:**

$$r_{1p-p} = \frac{F_{s4}}{|q_1| + q_{M01}} = \frac{F_{s4}}{|q_1| + \frac{M_{01}}{h_e b_{kř}}} = \frac{1135}{|-11,6| + \frac{16887151}{176 \cdot 3550}} = 63,3 \text{ mm}$$

Pro spoj pásnice- potah je zmenšena rozteč nýtů na 40mm.

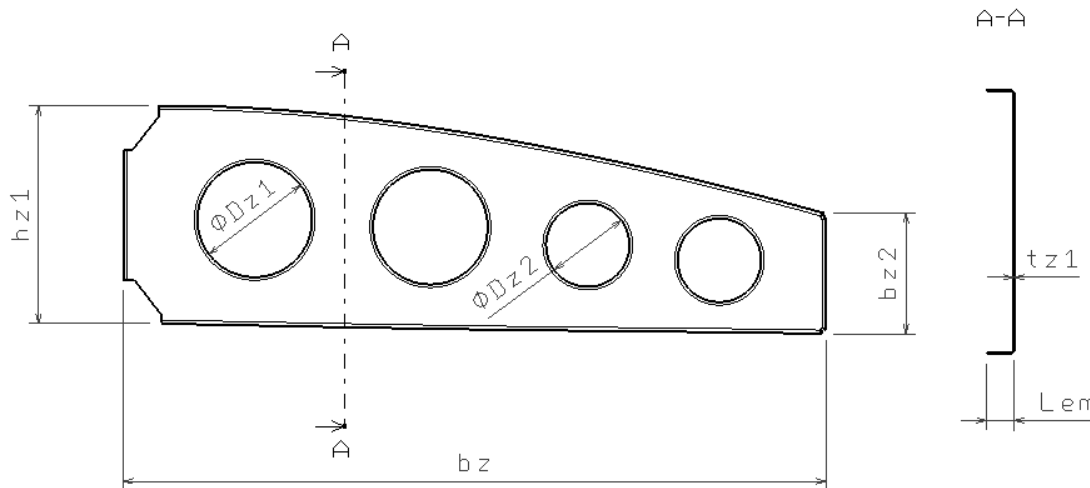
Pomocný nosník:

$$r_{2p-p} = \frac{F_{s3}}{|q_2| + q_{M02}} = \frac{F_{s3}}{|q_2| + \frac{M_{02}}{h_e b_{kř}}} = \frac{735}{|-2,7| + \frac{191849}{89,5 \cdot 3550}} = 355,1 \text{ mm}$$

Rozteče nýtu jsou voleny na 40mm.

12.5 Žebra

Tato práce se zabývá pouze výpočtem středového kořenového žebra, které je uchyceno mezi nosníky a přenáší krouticí moment mezi závěsy.



Obr. 12.13 Geometrické charakteristiky žebra

12.5.1 Stabilita žebra

Stabilita je počítána pro žebro bez otvorů dle [15] str. 3.2

Výpočet napětí

$$q_{zs} = \frac{M_{kEO}}{2U_2} = \frac{|-1828577|}{2 \cdot 116000} = 17,8 \text{ N mm}^{-1}$$

$$\tau_{skzs} = \frac{q_{zs}}{t_z} = \frac{17,8}{1,016} = 17,5 \text{ MPa}$$

$$\tau_{krzs} = k_{\tau z} E \left(\frac{t_z}{h_{eh}} \right)^2 = 8,272000 \left(\frac{1,016}{176} \right)^2 = 19,7 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{zs} = \frac{\tau_{krzs}}{\tau_{skzs}} = \frac{19,7}{17,5} = 1,1$$

12.5.2 Zatížení s otvory

Zatížení je počítáno dle [15] str. 3.7. Pro výpočet je uvažován pouze větší průměr otvoru v žebře D_{z1} .

Z grafu odečteme napětí $q_{pz}=32\text{N/mm}$.

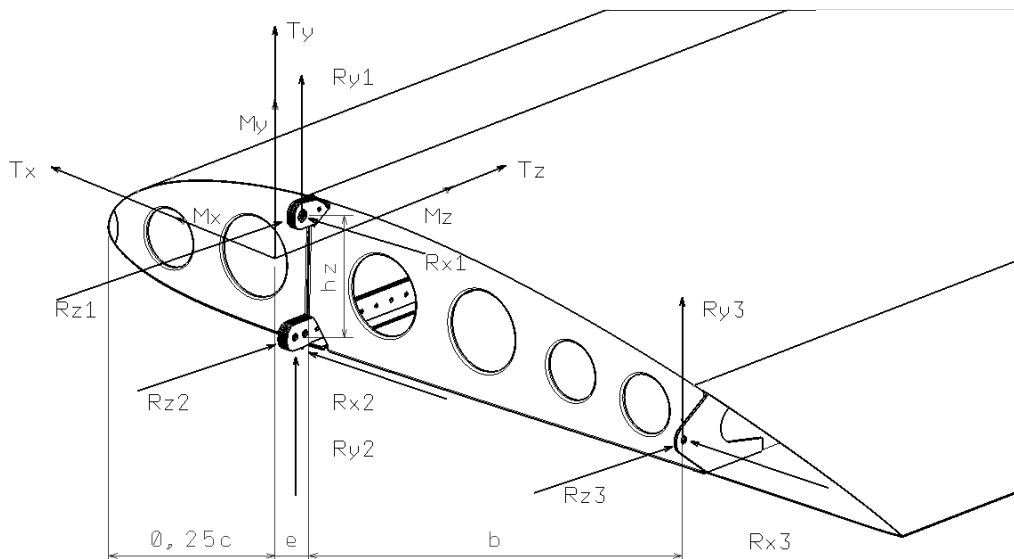
$$q_{krz} = q_{pz} \left(1 - \frac{D_{z1}}{h_{eh}} \right) c = 32 \left(1 - \frac{110}{176} \right) 1,4 = 22,9 \text{ N mm}^{-1}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{zo} = \frac{q_{krz}}{q_{zs}} = \frac{22,9}{17,8} = 1,3$$

12.6 Výpočet sil do závěsu

Síly do závěsu budou vypočítány z maticové metody.



Obr. 12.14 Působení sil v závěsech

h_z Rozteč ok závěsu hlavního nosníku $h_z=165\text{mm}$

Dopočet síly v ose x

Největší zatížení křídla v ose x může nastat při třech krajních případech. Při minimální rychlosti bez vysunutých klapek, kdy je odpor křídla největší. Při minimální rychlosti s vysunutými klapkami 50° a při nejvyšší rychlosti letu, kdy vzroste nejvíce dynamický tlak a součinitel odporu je nejmenší.

Odporová síla při minimální rychlosti letu bez vysunutých klapek V_S :

$$D_{SVS} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 c_D S = \frac{1}{2} 1,225 23^2 0,127 11,07 = 455,53\text{N}$$

Odporová síla při minimální rychlosti letu s vysunutými klapkami 50° V_{SF} :

$$D_{SVSF} = \frac{1}{2} \rho V_{SF}^2 c_D S = \frac{1}{2} 1,225 18^2 0,4196 11,07 = 921,8\text{N}$$

Odporová síla při maximální rychlosti letu V_D :

$$D_{SVD} = \frac{1}{2} \rho V_D^2 c_D S = \frac{1}{2} 1,225 68,8^2 0,0089 11,07 = 285,64\text{N}$$

Z výpočtu plyne, že nejkritičtější případ nastane při minimální rychlosti s vysunutými klapkami.

Určení polohy střední aerodynamické tělivity po rozpětí

V tomto místě se nachází působíště odporové síly:

$$y_{SAT} = \frac{l c_o + 2c_k}{6 c_o + c_k} = \frac{8,2 \cdot 1,35 + 2 \cdot 1,35}{6 \cdot 1,35 + 1,35} = 2,05m$$

Reakce v závěsech

$$D_{SVSF} = T_x$$

$$R_{1x} = R_{2x} = -\frac{T_x k}{2} = -\frac{-1382,7 \cdot 1}{2} = 691 \text{ N}$$

$$R_{3x} = -T_x(1 - k) = 1382,7(1 - 1) = 0 \text{ N}$$

$$R_{1y} = R_{2y} = -\frac{T_y(e + b)}{2b} - \frac{M_z}{2h_z} = -\frac{10870,5(0 + 675)}{2 \cdot 675} - \frac{1911000}{2 \cdot 165} = -6850,8 \text{ N}$$

$$R_{y3} = T_y \frac{e}{b} + \frac{M_z}{b} = 10870,5 \frac{0}{675} + \frac{1911000}{675} = 2847,2 \text{ N}$$

$$R_{1z} = -\frac{T_z(e + b)}{2b} - \frac{M_x}{h_z} + \frac{M_y}{2h_z} = -\frac{0(0 + 675)}{2 \cdot 675} - \frac{17079000}{165} + \frac{2834535}{2 \cdot 165} = -101409,4 \text{ N}$$

$$R_{2z} = -\frac{T_z(e + b)}{2b} + \frac{M_x}{h_z} + \frac{M_y}{2h_z} = -\frac{0(0 + 675)}{2 \cdot 675} + \frac{17079000}{165} + \frac{2834535}{2 \cdot 165} = 105608,7 \text{ N}$$

$$R_{3z} = T_z \frac{e}{b} + \frac{M_y}{h_z} = 0 \frac{0}{675} + \frac{2834535}{165} = 4199,3 \text{ N}$$

e Vzdálenost aerodynamického středu křídla od hlavního nosníku, pro náš případ e=0mm

k Koeficient působící síly na závěs k=1

Výsledné reakce v závěsech

$$R_1 = \sqrt{R_{1x}^2 + R_{1y}^2 + R_{1z}^2} = \sqrt{691^2 + (-6850,8)^2 + (-101409,4)^2} = 101642,9 \text{ N}$$

$$R_2 = \sqrt{R_{2x}^2 + R_{2y}^2 + R_{2z}^2} = \sqrt{691^2 + (-6850,8)^2 + 105608,7^2} = 105833 \text{ N}$$

$$R_3 = \sqrt{R_{3x}^2 + R_{3y}^2 + R_{3z}^2} = \sqrt{0^2 + 2847,2^2 + 4199,3^2} = 5073,5 \text{ N}$$

12.7 Výpočet ok závěsu křídla

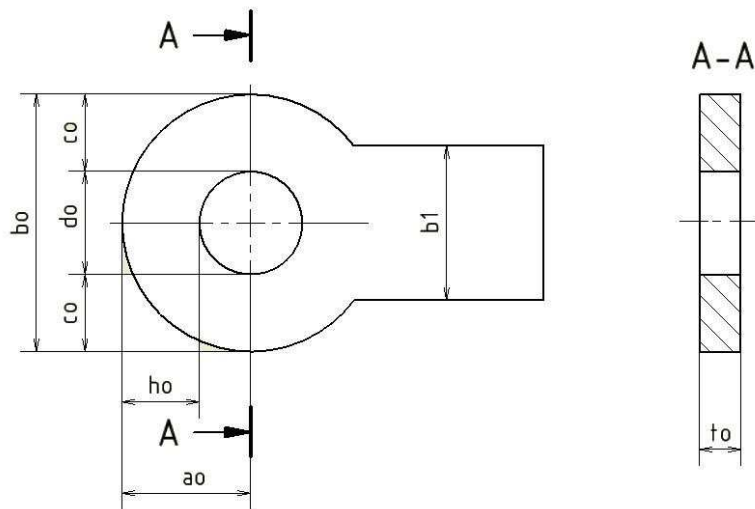
Pro názornost je zde uveden pouze výpočet pro oko 1. Pro zbylá dvě oka závěsů je výpočet obdobný. Výpočet byl proveden dle [15] str. 4.4. Výsledky pro všechna oka jsou znázorněny v tab. 12.9

Materiál Ok EN AW-6061.T6

$R_m = 290 \text{ MPa}$

$R_{p0,2} = 240 \text{ MPa}$

12.7.1 Oko 1



Obr.12.15 Oko závěsu

Označení	Oko 1	Oko 2	Oko 3
ao [mm]	23	18	14
bo [mm]	40	35	28
co [mm]	12	11,5	10
b1 [mm]	35	35	85
do [mm]	16	10	8
ho [mm]	12	11,5	10
to [mm]	19,43	16,3	3,175
Počet čepů	1	2	1

Tab. 12.7 Rozměry oka

I. Pevnostní výpočet oka na:

1) Utržení

$$\sigma_z = 1,18 \frac{R_1}{F_1} = 1,18 \frac{R_1}{2ct} = 1,18 \frac{101642,9}{2 \cdot 12 \cdot 19,43} = 257,2 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_z = \frac{R_m}{\sigma_{z1}} = \frac{290}{257,2} = 1,13$$

2) Vysmeknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení)

$$\sigma_{otl1} = \frac{R_1}{F_2} = \frac{R_1}{d \cdot t} = \frac{101642,9}{16 \cdot 19,43} = 326,9 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{otl1} = \frac{\sigma_{pk \text{ otl } 11}}{\sigma_{otl11}} = \frac{382,8}{326,9} = 1,17$$

II. Pevnostní výpočet s ohledem na deformaci oka při:

Součinitelé pro zavedení vlivů, které není možno vyjádřit dle [15] str. 4.4

f1	1,08
f2	1,01
f3	1
f4	1
k1	0,99
k2	0,98

Tab. 12.8 Součinitelé pro zavedení vlivů

1) Utržení

$$\sigma_{zd} = \frac{R_1}{F_1} = \frac{R_1}{2ct_{z1}} = \frac{101642,9}{2 \cdot 12 \cdot 19,43} = 218 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{pk} = 0,735 R_{p0,2} f_1 f_2 f_3 f_4 k_1 k_2 \frac{1}{0,75} = 0,735 \cdot 240 \cdot 1,08 \cdot 1,01 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,99 \cdot 0,98 \frac{1}{0,75} = 230,5 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{zd} = \frac{\sigma_{pk1}}{\sigma_{zd1}} = \frac{230,5}{218} = 1,06$$

2) Vysmeknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení)

$$\sigma_{otl II} = \frac{R_1}{d_0 t_{z1}} = \frac{101642,9}{16 \cdot 19,43} = 326,9 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{pk\ otl}^* = R_{p0,2} f_1 f_2 f_3 f_4 k_1 k_2 \frac{1}{0,75} = 240 \cdot 1,08 \cdot 1,01 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,99 \cdot 0,98 \frac{1}{0,75} = 338,7 \text{ MPa}$$

Součinitel rezervy

$$\eta_{zotl II} = \frac{\sigma_{pk\ otl}^*}{\sigma_{otl II}} = \frac{338,7}{326,9} = 1,04$$

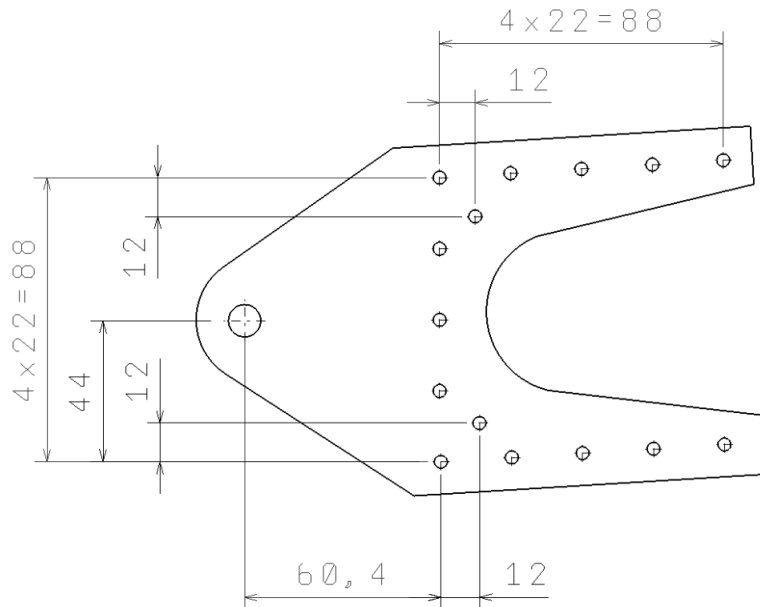
12.7.2 Výpočet pro všechna oka

	Oko 1	Oko 2	Oko 3
σ_z [Mpa]	257,2	153,6	188,6
$\sigma_{otl I}$ [Mpa]	326,9	325,5	199,7
σ_{zd} [Mpa]	218	130,2	159,8
σ_{pk} [Mpa]	230,5	241,1	223,4
$\sigma_{otl II}$ [Mpa]	326,9	325,5	199,7
$\sigma_{ok\ otl}^*$ [Mpa]	338,7	369,1	266
η_z	1,13	1,9	1,5
$\eta_{otl I}$	1,17	1,3	1,3
η_{zd}	1,06	1,9	1,4
η_{zo}	1,04	1,1	1,3

Tab. 12.9 Výsledné hodnoty zatížení ok

12.8 Uchycení závěsu

Uchycení závěsu pomocného nosníku o tloušťce 3,18 mm je provedeno pomocí 15-ti trnových nýtů o průměru 4 mm. Výpočet je proveden pomocí programu Ministatik. Výstup z programu Ministatik je v příloze 7. Součinitele bezpečnosti musí vyjít větší jak jedna.



Obr. 12.16 Zadní závěs

13 Cenový rozbor letounu

Jelikož je letoun navrhován s ohledem na cenu, tak je v této kapitole vytvořen cenový rozbor letounu. V první části je uveden rozbor jednotlivých celků (komponent). V další části je řešen odhad ceny vývoje letounu, náklady na zavedení výroby a odhad prodejní ceny letounu. Výbava letounu byla stanovena podobná jako u konkurenčních typů, aby došlo k co nejmenší cenové odchylce při srovnávání.

Ceny stanovované z cizích měn jsou přepočítány dle aktuálního kurzu ČNB ze dne 6.5.2012 (1EUR=25,02CZK).

Ceny jsou uváděny pro maloobchodní odběr a bez DPH.

13.1 Rozbor jednotlivých celků

Ceny motoru, motorových přístrojů a jeho příslušenství, jsou uvedené od autorizovaného dodavatele motorů Rotax, Tevesa [32]. Ceny táhel, pák, napínáků, palivového kohoutu, výpustného ventilu jsou stanoveny z internetového obchodu Aviatik [28]. Ceny letových přístrojů jsou uvedeny stanoveny z internetového obchodu firmy Evektor [30]. Ceny nýtů jsou uvedeny od firmy Arcus [34]. Svorníky, komponenty podvozku jsou uvedeny z internetového obchodu firmy Aerospool [29]. Ceny pro komponenty palivové soustavy a hutní materiál jsou uvedeny z ceníku Aircraft spurce [33].

Motor a příslušenství

Cenový rozbor zde zahrnuje veškeré komponenty pro funkčnost motoru. Je upřednostněno originální příslušenství k motoru Rotax. Baterie je volena motocyklová od výrobce Kyoto.

Motor a příslušenství	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Baterie 12V, 16Ah Kyoto	1	600	600	Kč
	Silenbloky	4	339	1356	Kč
	Hadice na horkou vodu	1	515	515	Kč
	Vzduchový filtr	2	651	1302	Kč
	Expanzní nádoba na chlad kapalinu Rotax	1	625	626	Kč
	Vrtule Woodcomp	1	22706	22706	Kč
	Dvířka kontroli oleje	1	250	250	Kč
	Rotax 912 UL (79PS)	1	286254	286254	Kč
	Chladič voda	1	6830	6830	Kč
	Chladič oleje střední	1	3378	3378	Kč
	Koleno 110°	1	288	288	Kč
	Koleno 90°	1	438	438	Kč
	Rozdělovač paliva, 5 vývodů	1	425	425	Kč
	Hadice oleje 1,5 m	1	710	710	Kč
	Kolínko na olejovou nádrž	1	163	163	Kč
	Cena celkem			364 145	Kč

Tab. 13.1 Motor a jeho příslušenství

Jako nejdražší položka je zde uveden motor Rotax 912 UL. Je to také nejdražší položka ze všech komponent na letounu.

Pro porovnání s jinými typy letounů je uvedena i silnější verze motoru Rotax 912 ULS (100PS). Ta má cenu 324 559 Kč.

Přístrojové vybavení a elektroinstalace

Bylo zde vybráno nejnútnejší vybavení dle [8] (část I. Kapitola F) a velmi často používané vybavení ultralehkých letounů. Vybavení letounu hraje podstatnou roli při stanovení ceny letounu. Přístrojové vybavení bývá často sestaveno na zakázku dle přání zákazníka.

Přístrojové vybavení, Palubí deska a elektroinstalace	Název	Počet kusů	Cena za kus	Cena celkem	Měna
	Výškoměr BG-3E	1	4499	4499	Kč
	Rychloměr winnter	1	2995	2995	Kč
	Sklonoměr WINTER	1	1090	1090	Kč
	Kompas	1	1600	1600	Kč
	Vario	1	4999	4999	Kč
	Přepínače	4	21	84	Kč
	Zásuvka zapalovače	1	49	49	Kč
	Spínací skříňka	1	1450	1450	Kč
	Jističe	5	360	1800	Kč
	Páka plynu	1	3980	3980	Kč
	Táhlo sytiče	1	1380	1380	Kč
	Táhlo topení	1	500	500	Kč
	Elektroinstalace	1	720	720	Kč
	Otáčkoměr	1	3578	3578	Kč
	Tlakoměr paliva	1	1801	1801	Kč
	Tlakoměr oleje	1	1376	1376	Kč
	Teploměr oleje	1	1001	1001	Kč
	Přídavné palivové čerpadlo	1	2302	2302	Kč
	Cena celkem			35 199	Kč

Tab. 13.2 Přístrojové vybavení palubní desky a elektroinstalace

Interiér letounu

Položky zahrnuté v interiéru jsou uvažovány v prostoru vyhrazeného pro pilota a pasažéra.

Interiér	Název	Počet kusů	Cena za kus	Cena celkem	Měna
	Koberec 1,5m2	1	150	150	Kč
	Těsnění kabiny	1	96	96	Kč
	Čalounění	1	4000	4000	Kč
	Bezpečnostní pásy	2	1020	2040	Kč
	Pitotova trubice+připojení	1	900	900	Kč
	Překryt kabiny (lexan)	1	12600	12600	Kč
	Klika kabiny	1	380	380	Kč
	Plynové vzpěry kabiny	2	300	600	Kč
	Cena celkem			20766	Kč

Tab. 13.3 Vybavení interiéru letounu

Palivová soustava

Jsou zde zahrnuty veškeré položky potřebné pro funkci palivového systému.

Palivová soustava	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Palivoměr	2	3031	6062	Kč
	Palivové čidlo	2	392	784	Kč
	Palivový filtr	2	118	236	Kč
	Paliv. víčko uzamykatelné	2	918	1836	Kč
	Plnicí hrdlo	2	292	584	Kč
	Hadice pr6-10m	10	32	320	Kč
	Palivové nádrže	2	3000	6000	Kč
	Výpustný ventil	2	516	1032	Kč
	Spony	20	4,7	94	Kč
	Palivový kohout	1	1260	1260	Kč
	Odkalovač Rotax	1	1802	1802	Kč
	Těsnění	1	200	200	Kč
	Cena celkem			20210	Kč

Tab. 13.4 Palivová soustava

Hutní materiál

Jako jediný materiál nakupovaný polotovar ve formě plechů je EN AW-6061.T6.

Hutní materiál	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Plech na letoun 6061	1	50000	50000	Kč

Tab. 13.5 Hutní materiál

Svařovaný materiál

Výroba svařovaných dílů je předpokládána jako kooperační zakázka. Ceny jsou navrhované ze stejných typů dílů vyráběné pro podobné typy letounů.

Svařované komponenty	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Motorové lože	1	6000	6000	Kč
	Páka řízení	2	840	1680	Kč
	Tyč řízení	1	1560	1560	Kč
	Závěsy na motor. lože	4	200	800	Kč
	Výfuk	1	10800	10800	Kč
	Topení+ rozvod topení	1	1000	1000	Kč
	Pedály	1	3360	3360	Kč
	Přídová noha	1	6000	6000	Kč
	Rám kabiny	2	750	1500	Kč
	Cena celkem			32700	Kč

Tab. 13.6 Svařované komponenty

Podvozková soustava

Jsou zde zahrnuty veškeré díly potřebné pro funkci podvozkové soustavy.

Podvozková soustava	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Podvozkový tlumící provazec	1	350	350	Kč
	Kolo přídové 13x5	1	2850	2850	Kč
	Kolo hl. podvozek 14x4	2	1445	2890	Kč
	Sada brzd	2	2995	5990	Kč
	Válec brzdový hlavní	2	1762	3524	Kč
	Ložiska přídové podvozkové nohy	2	250	500	Kč
	Laminátové nohy	2	6025	12050	Kč
	Čepy kol	2	1499	2998	Kč
	Cena celkem			31152	Kč

Tab. 13.7 Podvozková soustava

Laminátové komponenty

Výroba laminátových komponentů je předpokládána jako kooperační zakázka. Ceny jsou navrhované ze stejných typů dílů vyráběné pro podobné typy letounů.

Laminátové komponenty	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Motorové kryty	1	8500	8500	Kč
	Koncové oblouky křídlo	1	4000	4000	Kč
	Koncové oblouky výškovka	1	3000	3000	Kč
	Ukončení směrové kormidlo	1	1000	1000	Kč
	Cena celkem			16500	Kč

Tab. 13.8 Laminátové komponenty

Spojovací materiál

Počet kusů pro nýty je odhadován dle podobných typů letounu a výpočtem.

Spojovací materiál	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Napínáky pr. 6mm	2	305	610	Kč
	Lano pr 3,15 10m	10	12	120	Kč
	Nýty pr 3,2mm	4000	1	4000	Kč
	Nýty pr 4mm	3000	1,3	3977	Kč
	Plné nýty	500	2	1000	Kč
	Svorníky	12	80	960	Kč
	Zbýlí spojivací materiál	50	10	500	Kč
	Ložisko Oko do táhla	18	140	2520	Kč
	Koncovky do táhel	18	225	4050	Kč
	Galenka	4	100	400	Kč
	Očka + srdíčka	30	20	600	Kč
	Matice na nanýtování	25	25	625	Kč
	Camloky	10	100	1000	Kč
	Stěžejka 6m	1	2113	2113	Kč
	Cena celkem			22475	Kč

Tab. 13.9 Spojovací materiál

Povrchová úprava, lepení

Základní barva je použita pro dílce, které nejsou viditelné z venčí. Komaxitový lak je použit z důvodu větší odolnosti na díly vyráběné z materiálu L-CM3. Cena stanovená pro konečný lak je pouze pro jednobarevný vzor. Cena konečného laku může několikanásobně překročit navrhovanou částku při použití speciálních laků nebo nástřiku speciálních vzorů. Do ceny je započítán také polyuretanový tmel Emfi PU-50, který je použit pro lepení spojů.

Povrchová úprava, lepení	Název	Počet kusů	Cena za ks	Cena celkem	Měna
	Základní barva			4000	Kč
	Komaxitová barva			2000	Kč
	Konečný lak			20000	Kč
	Emfi PU-50	5	130	650	Kč
	Cena celkem			26000	Kč

Tab. 13.10 Povrchová úprava a lepení

Celkový cenový rozbor

Celková cena komponentů se skládá ze součtu všech uvedených komponent v kapitole 13.1.

Celková cena komponentů letounu bez DPH	619 147	Kč
Celková cena komponentů letounu s DPH (20%)	742 976	Kč

Tab. 12.11 Celková cena letounu

Nejdražší položkou je motor Rotax 912 UL, který tvoří bezmála 45% ceny všech uváděných položek.

13.2 Náklady na vývoj a výrobu

Ekonomický rozbor lze provést výpočtem nákladů vycházejících ze znalostí cen na vývoj a výrobu předchozích letounů nebo podle zveřejněných metodik výpočtu. Jelikož nejsou známy ceny vývoje podobných letounů. Byla pro výpočet zvolena metodika USAF [20]. Metoda USAF byla vyvinuta k získání přehledu částky potřebné na vývoj letounu. Jako základní vstupy pro výpočet jsou:

- A_L Prázdná hmotnost letounu zmenšená o hmotnost motoru, vrtule, nádrží, podvozku, přístrojů a elektrické instalace. Tato hmotnost je odečtena z hmotového rozboru kap. 8.3 $m_{prw}=356,5lb$.
- V_h Maximální rychlost v knotech vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru. Tato rychlost byla stanovena v kap. 10.1 $V_h=136kt$.
- Q Celkový počet vyrobených kusů. Celkový počet vyrobených kusů je stanoven na $Q=500ks$.
- R Měsíční produkce. Měsíční produkce byla stanovena na $R=4 ks$
- E_h Hodina práce inženýra [hod]
- T_h Hodina práce přípravkáře [hod]
- D_h Hodina práce dělníka [hod]

Uváděný přepočtení měn je stanoven k 6.5.2012.

13.2.1 Inženýrské vývojové práce (Ev)

Obsahují návrhové studie a sestavy, makety, laboratorní práce, vývojové pevnostní zkoušky, technologické postupy, změny aj.

$$Ev = 0,0369 A^{0,791} V_h^{1,526} Q^{0,183}$$

Pro prototypy

Předpokládá se výroba 1ks prototypu pro letové zkoušky a 1ks prototypu pro pevnostní zkoušky. Doba výroby prototypů je odhadována na 6 měsíců.

13.2.2 Zajištění vývoje (Dv)

Zajištění vývoje je definováno jako nevratné výrobní úsilí vynaložené na zajištění vývoje. Zahrnuje materiál a hodiny na zhotovení maket, zkušebních vzorků a částí, zkušebních kusů pro statické zkoušky a ostatního hardwaru pro konstrukci a vývoj jak uvádí USAF [20].

$$Dv = 0,008325 A_L^{0,873} V_h^{1,89} Q_{DL}^{0,346}$$

- Q_{DL} Počet prototypů pro letové zkoušky $Q_{DL}=1$
- Dv Náklady na zajištění vývoje v USD v roce 1970, je jej tedy nutno přepočítat inflačním koeficientem na rok 2012, který činí 3,8

Rozdělení této částky se předpokládá 20% na materiál, 40% na mzdy dělníků a 40% na mzdy přípravkářů.

13.2.3 Letové zkoušky (F)

Tato položka obsahuje všechny náklady na letové zkoušky, kromě částky na pořízení prototypů. Zahrnuje inženýrskou přípravu zkoušek a jejich vyhodnocení, dílenské zajištění, měřicí techniku, náhradní díly, palivo, platy pilotů, nájem a pojištění. Zkoušky osahují letové zkoušky ověření letové obálky letadla, letové a provozní kvality a celkovou letovou způsobilost.

Cena letových zkoušek:

Pro ověření se předpokládá 50 letových hodin. Spotřeba paliva pro letové zkoušky je stanovena na 15l/hod a jeho cena je 37kč/l. Na 1 letovou hodinu připadá přibližně 20Eh a 40Dh.

13.2.4 Přípravné vybavení (T)

Dle metody USAF se počítá mezi přípravky i všechny druhy měrek a šablon, speciálně zhotovované nářadí, měřidla. Vypočtené T-hodiny zahrnují konstrukci, přípravu výroby přípravků, výrobu přípravků a zkušebního vybavení, proměření přípravků, jejich údržbu a změny.

Kapacita potřebná k zajištění výroby přípravků

$$Tv = 4,0127 A^{0,764} V_h^{0,899} Q^{0,178} R_p^{0,066}$$

R_p Produkce prototypů za měsíc $R_p=0,33\text{m}\ddot{e}s^{-1}$

13.2.5 Výroba (Lv)

Výroba zahrnuje kapacity potřebné k zajištění výroby, sestavení základní konstrukce letadla, montáž nakupovaných částí, a částí vyráběných subdodavateli. Zahrnuje hodiny potřebné k výrobě částí, které nejsou částmi draku, ale vzhledem k charakteru zástavby se konstruují s drakem, jako překryty, sedadla apod.

$$Lv = 28,984 A^{0,74} V_h^{0,543} Q^{0,524}$$

13.2.6 Kontrola kvality (Q/C)

Kontrola kvality se týká všech vyráběných a nakupovaných částí, podsestav a sestav dle materiálových a výrobních norem, výkresů nebo specifikací.

$$\frac{Q}{C} = 0,13L$$

13.2.7 Materiál a výstroj (M)

Zahrnuje veškeré polotovary, hardware a nakupované části pro výrobu a sestavení draku, jako jsou: plechy, profily, tyče, dráty, kabely, tkaniny, průchodky, svorky, ventily, jističe, regulátory, elektrickou instalaci, topení, sedadla, vybavení posádky aj. Nezahrnuje motory a avioniku.

Materiál a výstroj byl převzat z kapitoly 12.1, kde byl podrobně řešen.

$$M=280425 \text{ Kč}$$

13.2.8 Motor a avionika (M/A)

Pro tento letoun byl vybrán motor Rotax 912 UL jehož cena je stanovena 286 254 Kč.

Pro letoun byla vybrána vrtule Woodcomp s cenou 22 706 Kč.

Celková cena avioniky byla spočtena na 15 183 Kč.

Celkové náklady na motor a avioniku budou:

$$\frac{M}{A} = 286254 + 22706 + 15183 = 324\,143\text{kč}$$

13.2.9 Ostatní náklady (KV)

Mimo výše uvedené náklady je nutno také počítat s dalšími náklady na vývojové práce. Tyto náklady byly stanoveny sumou KV=700 000kč

13.2.10 Celkové náklady

Současná hodinová mzda včetně režii daní a povinného pojištění je stanovena:

Hodinová mzda pro inženýra (Eh)	700kč
Hodinová mzda přípravkáře (Th)	550kč
Hodinová mzda dělníka (Dh)	450kč

13.2.10.1 Náklady na vývoj celkem

Náklady na vývoj a výrobu dvou prototypů jsou shrnuty do tabulky 12.1

Typ práce	ozn.	Eh [hod]	Th [hod]	Dh [hod]	Mzdy [kč]	Materiál [Kč]	Cena celkem [Kč]
Vývojové práce	Ev	8458			5074513		5 074 513
Zajištění vývoje	Dv	728		970	873381	218345	1 091 726
Letové zkoušky	F	1000		2000	1500000	27750	1 527 750
Přípravkové vybavení	Tv	6224	24898		16183418		16 183 418
Výroba letadel	Lv	46444			20899998		20 899 998
Kontrola kvality	Q/C	1208		4830	2898133		2 898 133
Mater. a výstroj	M					590008	590 008
Motor a avionika	M/A					648286	648 286
Ostatní náklady	ON					700000	700 000
Celkem		64062	24898	7801	47429443	5250019	49 613 832

Tab. 13.12. Náklady na vývoj letounu

13.2.10.2 Náklady na výrobu 500ks letadel

Náklady na výrobu 500ks letounů jsou shrnuty do tabulky 12.2

Typ práce	ozn.	Eh [hod]	Th [hod]	Dh [hod]	Mzdy [Kč]	Materiál [Kč]	Cena celkem [Kč]
Výrobní práce	Ev	23231			13938544		13 938 544
Přípravkové vybavení	Tv	16631	66526		43241782		43 241 782
Výroba letadel	Lv	670725			402434795		402 434 795
Kontrola kvality	Q/C	134145		536580	321947836		321 947 836
Mater. a výstroj	M					147502000	147 502 000
Motor a avionika	M/A					162071500	162 071 500
Celkem		844732	66526	536580	781562957	324580000	1 091 136 457

Tab. 13.13 Náklady na výrobu 500ks letounu

Náklady na výrobu jednoho kusu letounu získáme podělením výsledné částky počtem vyrobených kusů.

Náklady na výrobu 500ks letounu celkem	1 091 136 457 Kč
Zisk 10%	109 113 646 Kč
Náklady na výrobu 500ks letounu celkem + zisk	1 200 250 103 Kč
Náklady na výrobu 1ks letounu + zisk	2 400 500 Kč

Bod zvratu

K nákladům na výrobu letounu se musí přičíst také náklady na vývoj letounu. Bod zvratu je naplánován při 200 ks vyrobených letounů. To znamená, že náklady na vývoj 49 613 832 Kč jsou rozloženy do prvních 200 ks vyrobených letounů. K návratu investice by tedy mělo dojít, při dodržení stanovené výroby po 3 letech a 10 měsících od započetí výroby.

Náklady na vývoj navyšující cenu letounu	248 069 Kč
--	------------

Náklady na vývoj se potom přičtou k nákladům na výrobu se ziskem.

Cena letounu bez DPH	2 648 569 Kč
-----------------------------	---------------------

Cena letounu s DPH (20%)	3 178 283 Kč
---------------------------------	---------------------

Náklady na vývoj 49 613 832 Kč a cena ultralehkého letounu 2 648 569 Kč bez DPH je s porovnání s podobnými typy značně vysoká. Je to dáno hlavně tím, že metoda USAF byla vytvořena pro letouny certifikované v kategorii FAR-23. Tato kategorie má přísnější podmínky pro certifikaci, konstrukci i výrobu letounu. Reálná prodejní cena navrhovaného letounu by měla být dvakrát až třikrát nižší.

Při srovnání ceny vývoje a prodejní ceny, by stálo za uvážení, zdali by nebylo lepší při ohledu na technologii výroby, navrhnout složitější letoun (s lichoběžníkovým křídlem a oválným trupem). Výrobní cena takto vyrobeného letounu by se zvýšila pouze výrobou forem na tvarování žeber. Celková hodnota takto postaveného letounu by však byla mnohem vyšší. Zlepšily by se letové výkony a design letounu by měl líbivější tvary.

13.3 Cenové porovnání s jinými letouny

V tabulce je řešený letoun označen MM 912UL.

Základní výbavy	Eurostar SL	Alto	Skyleader 150	DV-1 Skylark ¹	P-2002 Sierra ²	M-2 Scout ³	Viper SD-4 ⁴	MM 912UL
Letoun s motorem Rotax 912 UL	1526220	–	1653822	–	–	–	1498698	2648569
Letoun s motorem Rotax 912 ULS	1563750	989000	–	1838970	1776420	1300000	1555994	2686874
Třílístá na zemi stavitelná vrtule	•	•	•	•	–	•	•	•
Dodatečné palivové čerpadlo	6505	5855	–	•	•	•	2252	•
Dvoulístá pevná vrtule	–	–	–	–	•	–	–	–
Motorové přístroje								
Otáčkoměr	•	•	•	•	•	•	4754	•
Měřič teploty hlav	•	•	•	•	•	•	2002	•
Palivoměr	•	•	•	•	•	•	2752	•
Měřák teploty oleje	•	•	•	•	•	•	2002	•
Měřák tlaku oleje	•	•	•	•	•	•	1751	•
Letové přístroje								
Rychloměr	•	•	•	•	•	•	•	•
Výškoměr	•	•	•	•	•	•	•	•
Magnetický kompas	•	•	•	•	•	•	•	•
Vario	•	•	•	•	•	•	7256	•
Sklonoměr	•	•	•	•	•	•	2252	•
Řízení								
Zdvojené řízení	•	•	•	•	•	•	•	•
Hydraulické brzdy	•	•	•	•	•	•	•	•
Zdvojené brzdy	•	–	–	–	–	–	–	–
Mechanické klapky	•	–	•	–	–	•	–	•
Elektronické klapky	–	•	–	•	•	–	•	–
Nastavitelné pedály	•	–	–	–	–	•	13761	–
Nastavitelné sedadlo	•	–	•	•	–	–	–	–
Řízení přídové kolo	•	•	•	•	•	•	•	•
Elektronický trim	•	•	•	•	•	–	•	•
Parkovací brzda	6255	•	•	•	•	•	•	•
Interiér								
Větrací okýnka	8507	4980	–	–	•	–	•	–
4 bodové pásy	•	•	•	•	•	•	•	•
Základní látka	•	•	•	•	•	•	•	•
Exteriér								
Jednobarevné	•	•	•	•	•	•	•	•
Pevný podvozek	•	•	•	•	–	•	•	•
• V základní výbavě								
– Není ve výbavě (nezjištěno)								
Ceny jsou uvedené v Kč bez DPH, cizí měny jsou přepočítány k 6.5.2012								

Tab. 13.14 Cenové porovnání s jinými typy letounu

- 1 V základní výbavě obsahuje záchranný systém
- 2 V základní výbavě obsahuje motohodiny
- 4 Speciální nabídka pro zaváděcí sérii. Základní výbava obsahuje i radiostanici ICOM IC A-210
- 5 V základní výbavě obsahuje vícebarevné provedení

14 Závěr

Cílem diplomové práce bylo navrhnout ultralehký letoun s ohledem na konstrukci a cenu. Snížit tak výrobní náklady a z toho plynoucí také prodejní cenu letounu. Při návrhu bylo použito 3D modelování v programu Catia

V první části jsou uvedeny podobné typy letounů, které již byly uvedeny do provozu. V další části se práce zabývá koncepcí, komplexním popisem letounu a návrhem jednotlivých komponent, zvláště křídla. Na závěr této kapitoly byly uvedeny vhodné technologie pro výrobu letounu, kde se jako optimální jeví použití moderních CNC obráběcích strojů a laserů. Z materiálového hlediska byl stanoven nejvhodnější materiál.

Byl proveden hmotnostní rozbor a sestaven centrážní diagram. Maximální vzletová hmotnost musela být omezena předpisem UL-2 na 450kg. Aby byla tato hmotnost dodržena musela být omezena hmotnost pilota a cestujícího na průměrnou hmotnost 82,15kg bez paliva a zavazadel. Z centrážního diagramu byly převzaty hodnoty pro výpočet statické a dynamické zásoby letounu. Výpočet byl proveden jak pro pevné, tak i pro volné řízení.

Byla vypočítána polára křídla, ze které je názorně vidět výrazné zvýšení odporu a vztlaku při vychýlené klapce.

Předběžný výpočet odporové poláry letounu, se zvolenou pohonnou jednotkou poskytly potřebné data pro výpočet základních výkonů letounu. Vypočteny byly potřebné, využitelné tahy a z nich dopočítány zbylé letové výkony. Pro ověření maximální délky vzletu dle předpisu UL-2 bylo nutno spočítat délku vzletu letounu.

V další části bylo vypočteno zatížení křídla, které vychází z rozložení vztlaku po křídle. Pro výpočet rozložení vztlaku po křídle bylo stanoveno 20 případů. Z vypočteného zatížení plynou 2 kritické případy zatížení na kladném násobku a 1 kritický případ zatížení na záporném násobku.

Z výpočtu zatížení se vypočetla pevnost křídla. Křídlo bylo počítáno pro 8 řezů. Stojina hlavního nosníku byla vypočtena jako nestabilní s výztuhou. Při výpočtu sil do závěsu je nejkritičtější případ na vysmeknutí a roztržení oka (vztaženo na otláčení). Uchycení zadního závěsu bylo zkontrolováno v programu Ministatik.

Poslední část práce se zabývá cenovým rozbořem. V první části je rozbor jednotlivých celků. Jako nejdražší položka je zde uveden motor Rotax 912 UL, který tvoří 45% ceny všech uváděných položek. Následný výpočet nákladů na vývoj s výrobou vyšel příliš vysoký. Při porovnání s podobnými typy uvedenými v kapitole 13.3 by byla pořizovací cena letounu i více než dvakrát vyšší. Je to způsobeno použitím metodiky USAF pro stanovení vývojové a výrobní ceny. Tato metodika vychází z letounů certifikovaných ve vyšší kategorii FAR-23.

Z cenového a technologického rozboru (při použití CNC technologií) stojí za zvážení, zdali by nebyl výhodnější návrh složitější konstrukce, například lichoběžníkového křídla a oválného trupu. Výrobní cena takto vyrobeného letounu by se zvýšila pouze výrobou forem na tvarování žeber. Celková hodnota takto postaveného letounu by však byla mnohem vyšší. Zlepšily by se letové výkony a design letounu by měl líbivější tvary.

15 Symbols

A	[mm ²]	Plocha
A _L	[kg]	Hmotnost draku letounu (bez motoru, vrtule, nádrží, podvozku, aj.)
a	[mm]	Vzdálenost EO od hlavního nosníku
α _K	[°]	Sklon vztlakové čáry křídla
α _{KT}	[°]	Sklon vztlakové čáry křídlo - trup
α _{VOP}	[°]	Sklon vztlakové čáry VOP
a _{xa}	[m/s ₂]	Zrychlení ve směru odporové osy
b	[m]	Rozpětí křídla
b ₁	[mm]	Šířka pásnice za okem
b _e	[mm]	Hloubka středního profilu
b _n	[mm]	Hloubka dutiny na náběžné hraně
b _{kl}	[m]	Délka klapky po rozpětí
b _{kř}	[m]	Délka křídélka po rozpětí
b _o	[mm]	Vnější průměr oka
b _{TR}	[m]	Maximální šířka trupu
b _{VOP}	[m]	Celkové rozpětí VOP
\bar{c}_e	[1]	Tloušťka středního profilu
C _{Hα}	[1]	Derivace součinitele závěsového momentu VK dle úhlu náběhu
C _{HαVOP}	[1]	Derivace součinitele závěsového momentu VK
C _{Hδ}	[1]	Derivace součinitele závěsového momentu
C _{L0}	[1]	Nulový součinitel vzlaku
C _{L antisym}	[1]	Antisymetrický součinitel vzlaku od výchylky křídélka
C _{L kl}	[1]	Součinitel vzlaku od vychýlené klapky
C _{L norm}	[1]	Normální součinitel vzlaku
C _{L p}	[1]	Profilový součinitel vzlaku
C _{L sym}	[1]	Symetrický součinitel vzlaku od výchylky křídélka
C _{L tlum}	[1]	Místní součinitel vzlaku ad tlumení

$C_{L,VOP \delta}$	[1]	Derivace součinitele vztlaku VOP dle výchylky VK
$C_{L \delta}$	[1]	Derivace součinitele vztlaku celého letounu dle výchylky VK
\bar{C}_M	[1]	Tloušťka vztažného profilu křídla
$C_{m q}$	[1]	Derivace tlumení součinitele klopení
$C_{m \delta}^*$	[1]	Derivace součinitele klopivého momentu k AS letounu
C_A	[m]	Hloubka střední aerodynamické těživy
C_f	[1]	Součinitel tření rovinné desky při stejném Re jako má trup
$C_{kl o}/C_{kl k}$	[m]	Hloubka klapky u kořene/ na konci
$C_{kř o}/C_{kř k}$	[m]	Hloubka křídélka u kořene/ na konci
$C_{SOP o}/C_{SOP k}$	[m]	Hloubka kořenového/ koncového profilu SOP
$C_{VOP o}/C_{VOP k}$	[m]	Hloubka kořenového/ koncového profilu VOP
C_{kl}	[1]	Poměrná hloubka klapky
$C_{kř}$	[1]	Poměrná hloubka křídélka
$C_{L q}$	[1]	Derivace tlumení součinitele vztlaku
C_{SAT}	[m]	Hloubka střední aerodynamické těživy
$C_{SAT VOP}$	[m]	Hloubka střední aerodynamické těživy VOP
$C_{SAT SOP}$	[m]	Hloubka střední aerodynamické těživy SOP
$C_s VOP$	[m]	Hloubka stabilizátoru VOP
C_{Di}	[1]	Indukovaný odpor
$C_{Di kl}$	[1]	Indukovaný odpor s vychýlenou klapkou
C_{Dk}	[1]	Škodlivé odpory
$C_{Dk kl}$	[1]	Škodlivý odpor od klapky
$C_{Dk kř}$	[1]	Škodlivý odpor od křídélka
$C_{Dk vr}$	[1]	Škodlivý odpor od tažné vrtule
C_{DkN}	[1]	Škodlivý odpor od nýtů
$C'_{Dk TR}$	[1]	Škodlivý odpor od trupu a jeho částí
$C_{Dp min}, C_{Dp max}$	[1]	Přepočet odporu na výpočtové Reynoldsovo číslo

C'_{Dp0}, C'_{Dpk}	[1]	Součinitel odporu pro daný úhel náběhu
$C'_{Dp \min OP}$	[1]	Škodlivý odpor ocasních ploch
$C'_{Dp \min VOP}$	[1]	Součinitel minimálního odporu vodorovných ocasních ploch
$C'_{Dp \min SOP}$	[1]	Součinitel minimálního odporu svislých ocasních ploch
$\Delta C_{D \text{ bz}}$	[1]	Změna součinitele indukovaného odporu
ΔC_{Di}	[1]	Změna škodlivého odporu na změně úhlu náběhu
ΔC_{Dint}	[1]	Přírůstek interference od klapek
$\Delta C'_{DTR}$	[1]	Součinitel zvýšení odporu trupu vlivem změny obtékání, způsobené vyčnívajícími částmi (hlavně kabinou)
$(C_{DS})_g$	[1]	Odpor podvozku
$(C_{DS})_k$	[1]	Odpor vstupních kanálů
$(C_{DS})_\xi$	[1]	Odpor štěrbin a otvorů
$(C_{DS})_v$	[1]	Odpor výfukového nátrubku
\bar{c}_e	[1]	Poměrná tloušťka profilu
C_f	[1]	Součinitel tření rovinné desky při stejném Re jako má trup
C_L	[1]	Součinitel vztlaku
$C_{L \text{ kl}}$	[1]	Celkový součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou
C'_{L0}, C'_{Lk}	[1]	Součinitel vztlaku pro daný úhel náběhu
C_k	[1]	Hloubka koncového profilu
C_m	[1]	Součinitel momentu klonění
C_{mx}	[1]	Součinitel momentu klonění od výchylky křídélka
C_0	[m]	Hloubka kořenového profilu
D	[N]	Odpor letounu
D_h	[hod]	Hodina práce dělníka
D_v	[hod]	Zajištění vývoje
E	[MPa]	Modul pružnosti
E_h	[hod]	Hodina práce inženýra

Ev	[hod]	Vývojové práce
e	[1]	Oswaldův koeficient
e_L	[1]	Součinitel účinnosti letounu
F	[hod]	Letové zkoušky
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	[mm]	Rozteč žeber
f_t	[1]	Součinitel tření
h_{eh}, h_{ep}	[mm]	Efektivní výška stojin nosníků
h_n	[m]	Výška hlavy nýtu
h_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS VOP nad čarou nulového vztlaku kořenového profilu křídla procházející jeho AS
h_{SOP}	[m]	Výška SOP
i_L	[1]	Počet listů vrtule
J_1, J_2	[mm ⁴]	Kvadratické momenty
K	[1]	Klouzavost
K_1	[1]	Součinitel vlivu interference křídlo- trup
K_{ATR}	[1]	Koeficient vlivu trupu na polohu AS letounu
k_i	[1]	Součinitel závislosti na štíhlosti a poměrném rozpětí klappek
k_{Ftr}	[1]	Faktor vlivu trupu
k_L	[1]	Opravný součinitel
k_o, k_k	[1]	Součinitele ovlivňující vlastnosti křídla vlastnostmi kořenového a koncového profilu
k_{VOP}	[1]	Koeficient snížení kinetického tlaku v místě VOP
l_{TR}	[m]	Délka trupu

$l_{A\ TR}$	[m]	Vzdálenost bodu $0,25 c_0$ od nosu trupu
l_k	[m]	Celková výška trupu bez podvozku a bez SOP
l_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS VOP za AS kombinace křídlo-trupu
$l_{VOP\ 0,25}$	[m]	Rameno VOP ke čtvrtinovému bodu c_A
\tilde{l}_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS VOP za těžištěm letounu
l^*_{VOP}	[m]	Vzdálenost AS VOP za aerodynamickým středem letounu
\tilde{l}_{SOP}	[m]	Vzdálenost AS SOP za těžištěm letounu
L	[1]	Odečet ze stupnice pro c_L pro sklon vztlakové čáry
L_{TR}	[m]	Délka trupu
L_v	[hod]	Výroba letadel
M	[Kč]	Materiál a výstroj
M/A	[Kč]	Motor a avionika
M_k	[Nmm]	Kroutící moment
M_{kEO}	[Nmm]	Kroutící moment k EO
M_o	[Nmm]	Ohybový moment
M_{o1}, M_{o2}	[Nmm]	Ohybový moment na hlavním, pomocném nosníku
m_n	[kg]	Neproměnlivé hmoty
m_p	[kg]	Proměnlivé hmoty
m_{TOW}	[kg]	Maximální vzletová hmotnost letounu
N_{PDT}	[N]	Přídavné zatížení pásnic od tahového pole
n	[1]	Počet nýtů na křídle
ON	[Kč]	Ostatní náklady
P	[kW]	Výkon motoru
P_p	[kW]	Potřebný výkon
P_v	[kW]	Využitelný výkon
Q	[ks]	Celkový počet vyrobených kusů
Q/C	[hod]	Kontrola kvality

q	[N/m]	Liniové zatížení
q_1, q_2	[Nmm]	Smykové toky v potahu
q_{MkA}	[N/m]	Krutové liniové zatížení
q_{s1}, q_{s2}	[Nmm]	Smykové toky ve stojinách
q_{z1}, q_{z2}	[Nmm]	Smykové toky od posouvající síly
q_{zs}	[Nmm]	Smykový tok v žebru
R	[ks/měs]	Měsíční produkce
R_0	[mm]	Rádus náběžné hrany
R_{1h}, R_{2h}	[mm]	Rádusy potahu horní
R_{1d}, R_{2d}	[mm]	Rádusy potahu dolní
R_1, R_2, R_3	[N]	Reakce v závěsech
Re	[1]	Reynoldsovo číslo
$Rest$	[1]	Efektivní Reynoldsovo číslo
R_m	[MPa]	Mez pevnosti
$R_{p0,2}$	[MPa]	Mez kluzu
r_i	[mm]	Rozteče nýtů
S	[m ²]	Plocha křídla
S_1	[m ²]	Plocha křídla pod trupem
S_{kl}	[m ²]	Plocha klapky
$S_{kř}$	[m ²]	Plocha křídélka
S_{TR}	[m ²]	Maximální čelný průřez trupu
S_{VOP}	[m ²]	Plocha VOP
s_1, s_2, s_3	[mm]	Délka potahu
s_A	[m]	Délka vzdušné části vzletu
s_G	[m]	Délka pozemní části vzletu
s_V	[m]	Celková délka vzletu
T	[N]	Posouvající síla

Th	[hod]	Hodina práce přípravníka
Tv	[hod]	Přípravkové vybavení
to	[mm]	Tloušťka oka
t ₁ , t ₂ , t ₃	[mm]	Tloušťka potahu
t _{s1} , t _{s2}	[mm]	Tloušťka stojiny
U ₁ , U ₂	[mm ²]	Plochy dutin
V ₂	[km/h]	Bezpečná rychlost vzletu
V _A	[km/h]	Návrhová obratová rychlost
V _{AF}	[km/h]	Návrhová obratová rychlost při letu s vysunutými klapkami
V _C	[km/h]	Cestovní rychlost
V _D	[km/h]	Rychlost střemhlavého letu
V _F	[km/h]	Maximální klapková rychlost
V _G	[km/h]	Obratová rychlost na zádech
V _h	[km/h]	Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu
V _{LOF}	[km/h]	Skutečná bezpečná rychlost odpoutání
V _{opt}	[km/h]	Rychlost při nejvyšší klouzavosti
V _S	[km/h]	Pádová rychlost
V _{S1}	[km/h]	Pádová rychlost s vysunutou klapkou 15°
V _{SF}	[km/h]	Pádová rychlost s plně vysunutými vzlakovými klapkami
V _{SOP}	[1]	Mohutnost SOP
V _{VOP}	[1]	Mohutnost VOP
Vz	[m/s]	Klesací rychlost
W	[m/s]	Stoupací rychlost
\bar{x}_A	[1]	Poměrná poloha aerodynamického středu letounu s volným řízením
\bar{x}'_A	[1]	Poměrná poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením
$\bar{x}_{A\text{KT}}$	[1]	Poloha aerodynamického středu konfigurace křídlo – trup
$\Delta\bar{x}_A$ propulze	[1]	Příspěvek propulze

$\Delta \bar{x}_{A TR}$	[1]	Příspěvek trupu k posunu aerodynamického středu letounu
$\Delta \bar{x}_{A VOP}$	[1]	Příspěvek od VOP
\bar{x}_D	[1]	Poměrná poloha dynamického bodu letounu s pevným řízením
\bar{x}'_D	[1]	Poměrná poloha dynamického bodu letounu s volným řízením
\bar{x}_{NB}	[1]	Poměrná poloha neutrálního bodu
\bar{x}_T	[1]	Poměrná poloha těžiště letounu
y_{SAT}	[m]	Poloha aerodynamické tětiny po rozpětí
α	[°]	Úhel náběhu letounu
α_0	[°]	Úhel náběhu při nulovém vztlaku
$\Delta \alpha^\circ$	[°]	Změna indukovaného úhlu náběhu
α_{KT}	[°]	Úhel náběhu křídlo – trup
α_v	[°]	Odečet ze stupnice pro α pro sklon vztlakové čáry
α_z	[°]	Úhel zkroucení koncového profilu
$\alpha_z VOP$	[°]	Úhel zkroucení koncového profilu VOP
γ	[°]	Úhel stoupání
$\bar{\gamma}$	[°]	Úhel klouzání
δ	[1]	Glauertův opravný součinitel na půdorysný tvar křídla
δ_{kl15}	[°]	Výchylka klapky, poloha 1
δ_{kl30}	[°]	Výchylka klapky, poloha 2
δ_{kl50}	[°]	Výchylka klapky, poloha 3
$\delta_{kř n}$	[°]	Výchylka křídélka nahoru
$\delta_{kř d}$	[°]	Výchylka křídélka dolů
δ_{SK}	[°]	Výchylka SK doleva/ doprava
$\delta_{VK n}$	[°]	Výchylka VK nahoru
$\delta_{VK d}$	[°]	Výchylka VK dolů
ε_x	[rad/s ²]	Složka vektoru úhlového zrychlení

Γ	[°]	Úhel vzepětí
Γ_{VOP}	[°]	Úhel vzepětí VOP
η	[1]	Součinitel rezervy
η_1	[1]	Vliv velikosti a tvaru nosu na účinnost kormidla
η_2	[1]	Korekční faktor účinnosti kormidla, vyjadřující vliv výchytky
η_c	[1]	Součinitel zahrnující vliv tlakového odporu trupu a skutečnost, že rozložení tlaku na rovinné desce je jiné než na trupu
Λ	[1]	Zúžení křídla
Λ_{SOP}	[1]	Zúžení SOP
λ	[1]	Štíhlost křídla
λ_{VOP}	[1]	Štíhlost VOP
λ_e	[1]	Efektivní štíhlost křídla
λ_{TR}	[1]	Štíhlost trupu
μ	[1]	Bezrozměrná hmotnost letadla pro podélný pohyb
σ_A	[1]	Statická zásoba letounu s pevným řízením
σ'_A	[1]	Statická zásoba letounu s volným řízením
σ_D	[1]	Dynamická zásoba letounu s pevným řízením
σ'_D	[1]	Dynamická zásoba letounu s volným řízením
τ	[MPa]	Napětí ve smyku
τ_1, τ_2	[MPa]	Smykové napětí ve stojinách
τ_{kr}	[MPa]	Kritické napětí
τ_p	[MPa]	Napětí v potahu
f_i	[°]	Úhel nastavení křídla
f_{iVOP}	[°]	Úhel nastavení VOP
X	[°]	Úhel šípů
X_{VOP}	[°]	Úhel šípů VOP

Zkratky:

AS	Aerodynamický střed
KT	Křídlo- trup
MSA	Mezinárodní standartní atmosféra
SAT	Střední aerodynamická těliva
SK	Směrové kormidlo
SOP	Svislé ocasní plochy
VK	Výškové kormidlo
VOP	Vodorovné ocasní plochy

16 Seznam použité literatury

- [1] ABBOT; DOEN HOFF; STIVERS. Summary of airfoil data. NACA Report No. 824. USA. 1945. 265s.
- [2] CEJPEK, Jakub. *Návrh řízení ultralehkého motorového kluzáku Song*. Brno, 2011. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Michal Mališ.
- [3] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I*. Brno: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM, S.R.O, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [4] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II*. Brno: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM, S.R.O, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [5] DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel*. Brno: VUT Brno, 1992. 148s.
- [6] DOSTÁL, Jaroslav . *Konstrukce a projekt letounu*. Vyd. 1. Brno : VAAZ, 1962. 73 s.
- [7] JANE'S. All the World's Aircraft. Surrey, UK, 2004. 908 s. ISBN 0075-3017
- [8] Letecká amatérská asociace ČR, *Letový předpis UL 2-I.část. požadavky letové způsobilosti SLZ Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. 2002. 58s.
- [9] *Konstrukce a projekt letounu : Předběžný návrh letounu a jeho částí*. Vyd. 1. Brno : VAAZ, 1961. 154 s.
- [10] KUBÍČEK, Petr. *Rekonstrukce sportovního letounu M-2 Skaut-křídlo*. Brno, 2007. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Antonín Pištěk.
- [11] Machala, M. Statistické vyhodnocení výkonových charakteristik UL a VLA letadel. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. 37s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [12] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Vyd. 1. Praha : Naše vojsko, nakladatelství a distribuce knih, 1978. 276 s.
- [13] OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJÍČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů*. Praha: Knižnice LAA ČR, 1999.
- [14] PÁVEK, Josef a Zdeněk KOPŘIVA. *Konstrukce a projektování letadel 1*. Vyd.1. Brno: VAAZ, 1979. 203 s.
- [15] PIŠTĚK, A. MERTL, V. Čtverák, J. *Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí*. Brno, 1997.
- [16] RAYMER, Dan. *Simplified aircraft design for homebuilders*. Vyd. 1. Los Angeles, CA, USA : Design Dimension Press, 2003. 143 s. ISBN 0-9722397-0-7.

- [17] SEKANINA, F. Aerodynamický výpočet letadla Praha, 1944. 91s.
- [18] SMOLAŘ, Václav;. *Aerodynamické charakteristiky letounu I.* Vyd. 1. Brno : VAAZ, 1963. 80 s.
- [19] ŠPUNDA, Jaromír. *Stavebná mechanika a pevnost letounu.* 1. vyd. Brno: VAAZ, 1961.
- [20] USAF Methodology cost. *Design for mankind.* 1970, č. 24.
- [21] ZÁLEŠÁK, František. *Konstrukce a projektování letounů.* Vyd. 1. Brno : VAAZ, 1965. 35 s.
- [22] ZÁLEŠÁK, František . *Konstrukce a projekt letounu.* Vyd. 1. Brno : VAAZ, 1955. 16 s.
- [23] Fotogalerie BRMAERO. *BRMAero* [online]. 2012 [cit. 2012-03-24]. BRMAERO. Dostupné z: <http://www.brmaero.com/photogallery.php>
- [24] Informácie o letadle. *Tomarkaero* [online]. [cit. 2012-05-14]. Dostupné z: <http://www.tomarkaero.sk/sk/lietadlo-viper-sd-4/roktwittie.html>
- [25] Galerie Alto UL. *Direct fly* [online]. 2009 [cit. 2012-05-10]. Dostupné z: http://www.directfly.cz/index.php?option=com_content&view=category&layout=blog&id=35&Itemid=57&lang=cz
- [26] O letounu. *Kubiček Aircraft* [online]. [cit. 2012-05-14]. Dostupné z: <http://www.kubicekaircraft.com/index.php/m-2-scout-cz>
- [27] Ocasní plochy [online]. [cit. 2012-02-01]. Seznam písmen Dostupné z: <http://leccos.com/index.php/clanky/ocasni-plochy>
- [28] Online obchod. *Aviatik* [online]. 2006 [cit. 2012-05-10]. Dostupné z: <http://www.aviatik.cz/>
- [29] Online obchod. *Aerospool* [online]. 2006 [cit. 2012-05-10]. Dostupné z: http://www.aerospool.cz/index.php?option=com_virtuemart&Itemid=11&vmcchk=1&Itemid=11
- [30] Pilot shop. *Evektor* [online]. [cit. 2012-05-10]. Dostupné z: <http://shop.evektor.cz/>
- [31] Půdorysný tvar křídla [online]. [cit. 2012-02-09].. O letadlech. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_4.aspx
- [32] Rotax 912 UL DCDI [online]. 2012 [cit. 2012-03-24]. TEVESO. Dostupné z: <http://www.teveso.cz/letecke-motory/necertifikovane-ctyrtaktni-rotax-912-ul.php?idSpecMenu=technickaData#specToggleMenu>
- [33] Shop categories. AIRCRAFT SPURCE. [online]. 1995 [cit. 2012-05-14]. Dostupné z: <http://www.aircraftspruce.com/>
- [34] Trhací nýty. *Arcus* [online]. [cit. 2012-05-14]. Dostupné z: http://www.avdel.eu/trhaci_nyty.html
- [35] Zodiac. *Zenit aircraft* [online]. 2012 [cit. 2012-05-10]. Dostupné z: <http://www.zenithair.com/zodiac/ch650/index.html>

17 Seznam obrázků a tabulek

Seznam obrázků

Obr. 1.1 Izonometrický pohled na letoun	1
Obr. 2.1 DV-1 Skylark [11]	2
Obr. 2.2 Ev-97 Eurostar SL [11]	3
Obr. 2.3 Skyleader 150 [11]	3
Obr. 2.4 P-2002 Sierra [11]	4
Obr. 2.5 Zenair CH601UL [11]	4
Obr. 2.6 Zenair CH601XL [11]	5
Obr. 2.7 Alto UL [24]	5
Obr. 2.9 M-2 Scout [26]	6
Obr. 2.9 Viper SD-4 [24]	6
Obr. 3.1 Muška letounu	7
Obr. 3.2 Výhled z letounu	9
Obr. 3.3 Výšková poloha nosné plochy [14]	10
Obr. 3.4 Půdorysný tvar křídla [9]	11
Obr. 3.5 Motor Rorax 912UL [30]	12
Obr. 3.6 Typy uspořádání podvozku [14]	13
Obr. 3.7 Uspořádání ocasních ploch [25]	14
Obr. 3.8 Vzájemná poloha svislých a vodorovných ocasních ploch [14]	14
Obr. 4.1 Kostra křídla letounu	16
Obr. 4.2 Zatížení jednotlivých prvků nosníku [21]	17
Obr. 4.3 Hlavní nosník křídla	17
Obr. 5.1 Model letounu	22
Obr. 6.1 Rozložení hmot na letounu	25
Obr. 6.2 Centrážní diagram	28
Obr. 8.1 Odporová polára letounu	42
Obr. 9.1 Obálka zatížení	45
Obr. 10.1 Graf využitelných tahů	47
Obr. 10.2 Graf využitelných výkonů	48
Obr. 10.3 Graf klouzavosti letounu	48
Obr. 10.4 Graf úhlu klouzání	49
Obr. 10.5 Rychlostní polára letounu	50
Obr. 10.6 Graf stoupacích rychlostí	50
Obr. 10.7 Graf úhlu stoupání na rychlosti letu	51
Obr. 10.8 Fáze vzletu	51
Obr. 10.9 Graf délky rozjezdu na dráze	53
Obr. 11.1 Průběh součinitelů vzlaku po křídle	55
Obr. 11.2 Průběh součinitelů vzlaku po křídle pro klapkový případ	55
Obr. 11.3 Průběh součinitelů vzlaku po křídle pro <i>Křid. VA nahoru neust.</i>	56
Obr. 11.4 Průběh součinitelů vzlaku pro <i>Křid. VA nahoru ust.</i>	56
Obr. 11.5 Průběh posouvající síly po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi	60
Obr. 11.6 Průběh ohybových momentů po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi	61
Obr. 11.7 Průběh krouticích momentů po rozpětí křídla s prázdnými nádržemi	62
Obr. 12.1 Systém žeber s řezy křídla	63
Obr. 12.2 Označení řezů hlavního nosníku křídla	64
Obr. 12.3 Průřezy hlavního nosníku křídla v A-A, B-B, C-C	65
Obr. 12.4 Průřezy hlavního nosníku křídla v D-D, E-E, F-F	65
Obr. 12.5 Průřezy hlavního nosníku křídla v G-G, H-H a pomocný nosík	65
Obr. 12.6 Základní rozměry řezu křídla	67

Obr. 12.7 Působení smykových napětí ve stojně	67
Obr. 12.8 Přepočet krouticího momentu	69
Obr. 12.9 Kontrola potahu	69
Obr. 12.10 Označení ploch pásnic hlavního nosníku	74
Obr. 12.11 Označení ploch pásnic pomocného nosníku	77
Obr. 12.12 Označení nýtových řad	79
Obr. 12.13 Geometrické charakteristiky žebra	81
Obr. 12.14 Působení sil v závěsech	82
Obr. 12.15 Oko závěsu	84
Obr. 12.16 Zadní závěs	86

Seznam tabulek

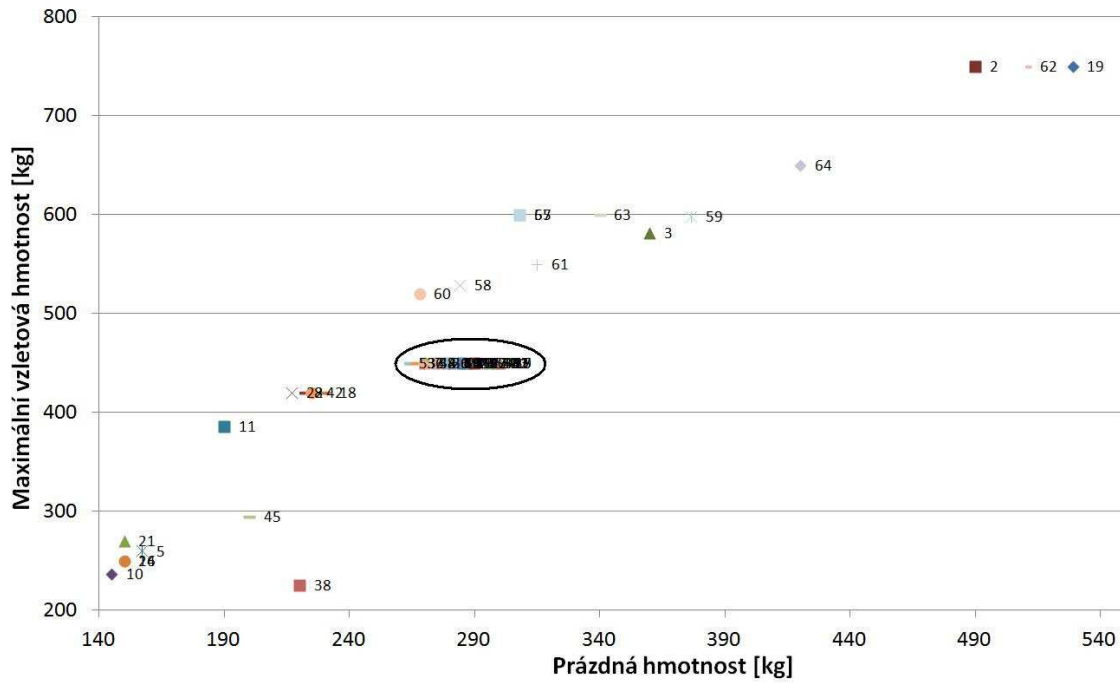
Tab. 4.1 Geometrické charakteristiky křídla	15
Tab. 4.2 Geometrické charakteristiky trupu	18
Tab. 4.3 Geometrické charakteristiky VOP	18
Tab. 4.4 Geometrické charakteristiky SOP	19
Tab. 5.1 Tloušťky plechů	23
Tab. 5.2 Formáty plechů	23
Tab. 5.3 Mechanické vlastnosti materiálů	24
Tab. 6.1 Hmotnosti výstroje	25
Tab. 6.2 Hmotnosti pohonné soustavy	26
Tab. 6.3 Hmotnosti konstrukce draku	26
Tab. 6.4 Proměnlivé hmotnosti	27
Tab. 6.5 Centráže letounu	27
Tab. 8.1 Rozměry chladiče	38
Tab. 8.2 Vliv ostatních zařízení	39
Tab. 8.3 Přírůstek součinitele vztlaku od klapek	40
Tab. 8.4 Přírůstek součinitele vztlaku od klapek na částečném rozpětí	40
Tab. 8.5 Přírůstek součinitele odporu od klapek	40
Tab. 8.6 Přírůstek součinitele odporu od klapek na částečném rozpětí	41
Tab. 8.7 Přírůstek součinitele odporu interference od klapek na částečném rozpětí	41
Tab. 9.1 Symetrické případy zatížení	46
Tab. 9.2 Klapkové případy zatížení	46
Tab. 9.3 Poryvové případy zatížení	46
Tab. 11.1 Označení a přehled hodnot jednotlivých případů	54
Tab. 12.1 Velikosti provozního zatížení v jednotlivých řezech	63
Tab. 12.2 Plochy pásnic v jednotlivých řezech	64
Tab. 12.3 Početní zatížení v rozhodujících řezech	66
Tab. 12.4 Základní rozměry řezu křídla	66
Tab. 12.5 Únosnost plných nýtů na střih	79
Tab. 12.6 Únosnost trnových nýtů na střih	79
Tab. 12.7 Rozměry oka	84
Tab. 12.8 Součinitele pro zavedení vlivů	85
Tab. 12.9 Výsledné hodnoty zatížení ok	85
Tab. 13.1 Motor a jeho příslušenství	87
Tab. 13.2 Přístrojové vybavení palubní desky a elektroinstalace	88
Tab. 13.3 Vybavení interiéru letounu	88
Tab. 13.4 Palivová soustava	89
Tab. 13.5 Hutní materiál	89
Tab. 13.6 Svařované komponenty	89
Tab. 13.7 Podvozková soustava	90
Tab. 13.8 Laminátové komponenty	90
Tab. 13.9 Spojovací materiál	91
Tab. 13.10 Povrchová úprava a lepení	91
Tab. 13.12 Náklady na vývoj letounu	94
Tab. 13.13 Náklady na výrobu 500ks letounu	94
Tab. 13.14 Cenové porovnání s jinými typy letounu	96

17 Seznam příloh

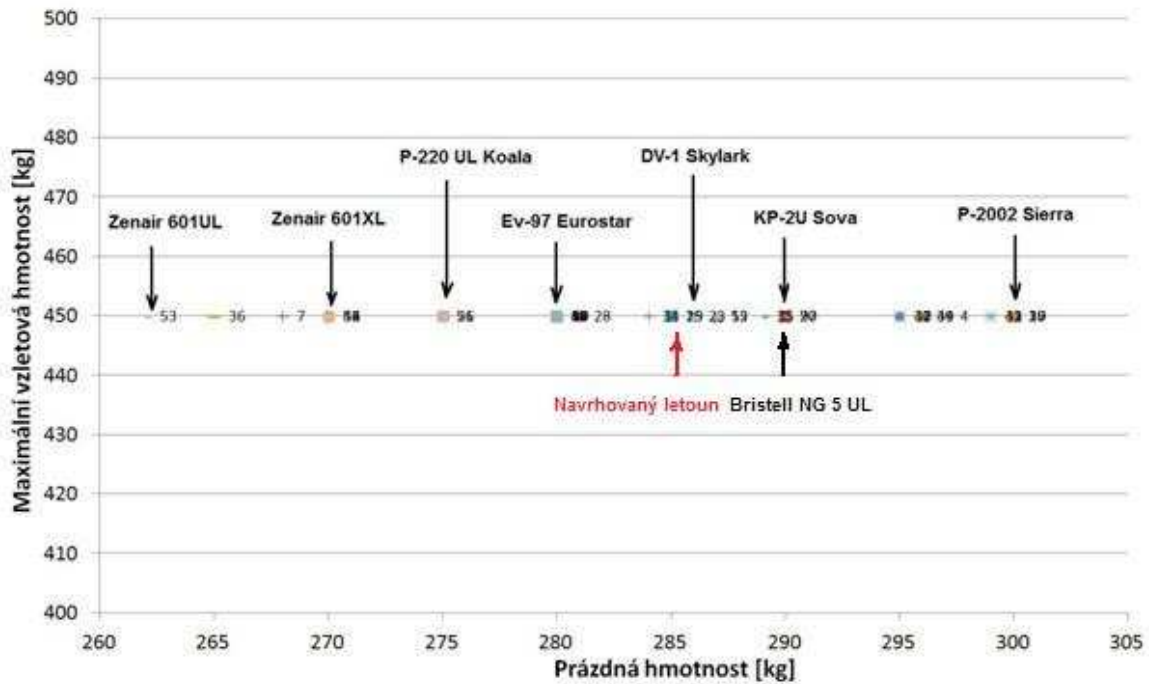
- Příloha 1 Statistika
- Příloha 2 Charakteristiky profilu
- Příloha 3 Faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu letounu
- Příloha 4 Zatížení křídla s prázdnými nádržemi
- Příloha 5 Zatížení křídla s plnými nádržemi
- Příloha 6 Součinitelé rezervy
- Příloha 7 Nýtové rozteče
- Příloha 8 Uchycení závěsů
- Příloha 9 Seznam výkresové dokumentace

Příloha 1 Statistika

**Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti
k=0,93**



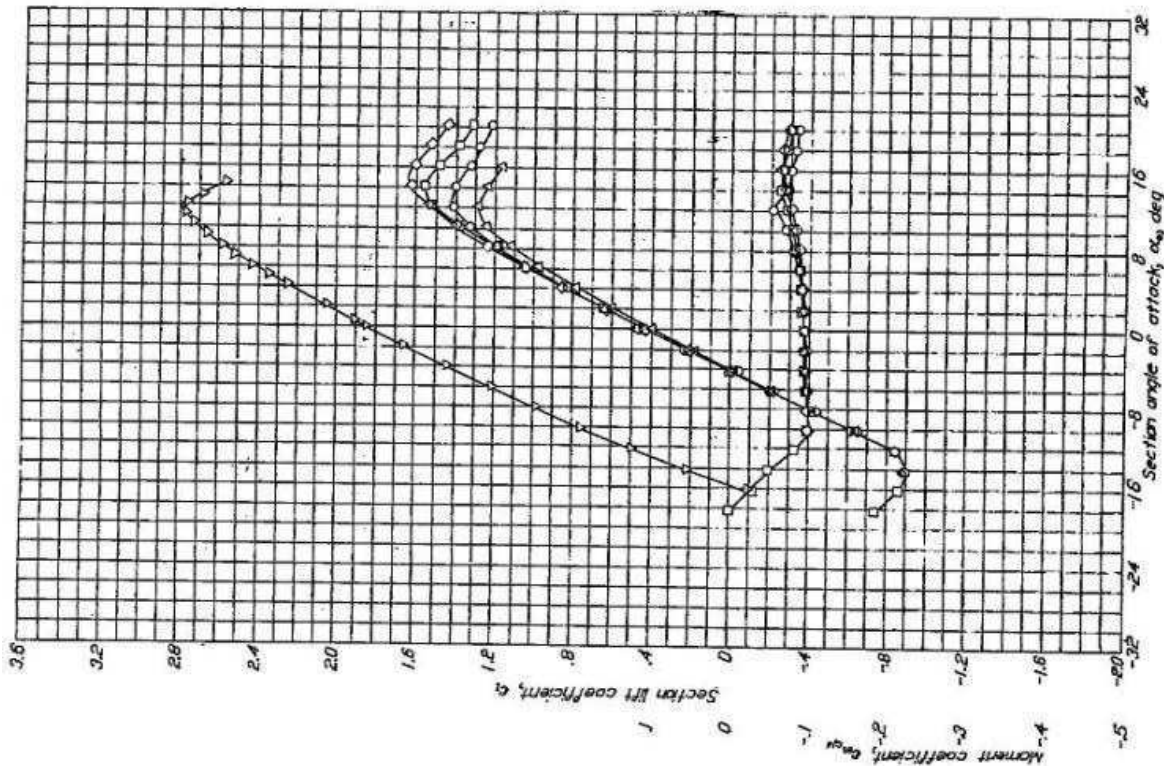
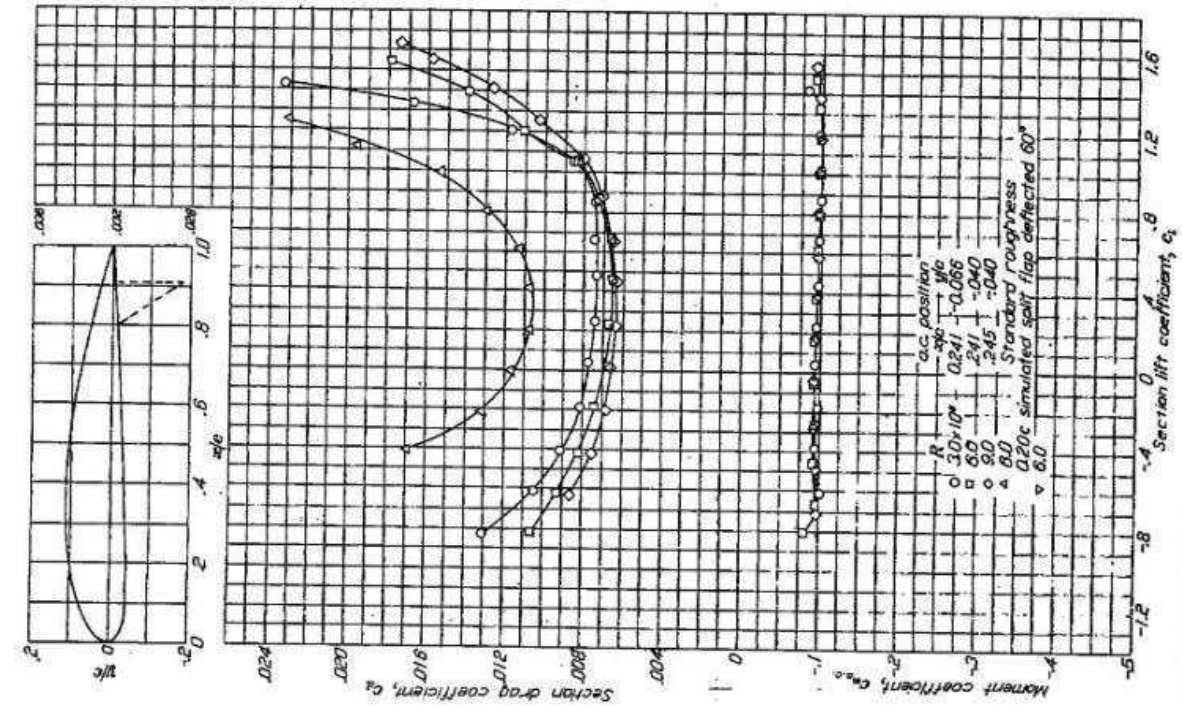
**Závislost prázdné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti
k=0,93**



Příloha 2 Charakteristiky profilu

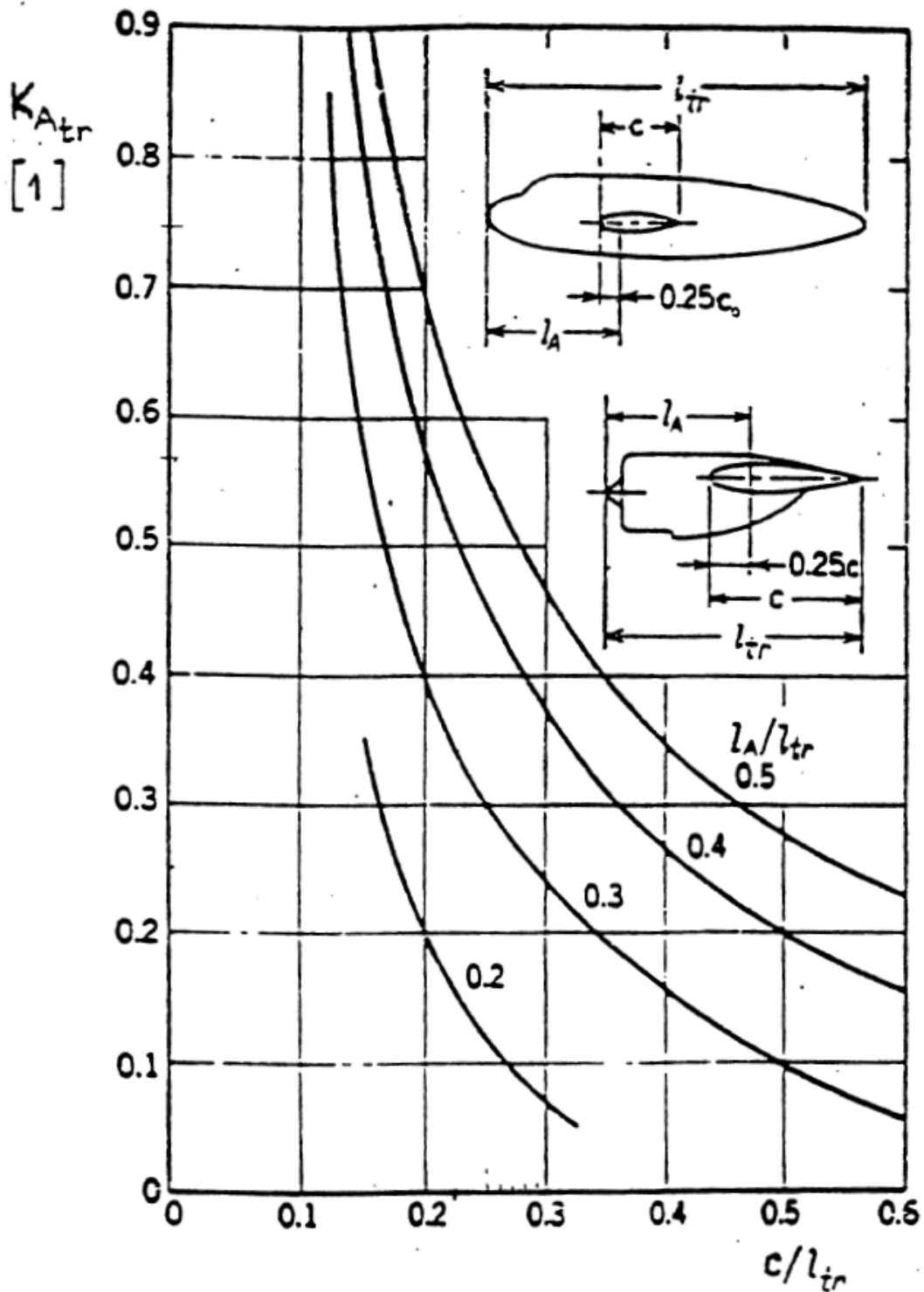
REPORT NO. 824—NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS

NACA 4415



Aerodynamic characteristics of the NACA 4415 airfoil section, 24 inch chord

Příloha 3 Faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu letounu.



Příloha 4 Zatížení křídla s prázdnými nádržemiPosouvající síla T

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VD-	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0	0
4,086	-3	-3	-3	0	1	2	1	-2
4,044	5	6	5	0	-2	-3	-2	-1
3,975	40	47	40	0	-13	-27	-20	9
3,878	116	136	116	0	-38	-78	-58	34
3,755	243	286	243	0	-80	-164	-122	78
3,606	427	502	427	0	-140	-288	-214	144
3,432	672	790	672	0	-220	-454	-336	236
3,236	975	1146	975	0	-319	-658	-488	357
3,017	1339	1574	1339	0	-439	-904	-670	520
2,777	1761	2069	1761	0	-577	-1189	-880	734
2,518	2236	2627	2236	0	-732	-1509	-1118	994
2,243	2757	3240	2757	0	-903	-1861	-1379	1286
1,951	3325	3907	3325	0	-1089	-2244	-1663	1607
1,647	3929	4616	3929	0	-1287	-2652	-1964	1950
1,314	4600	5405	4600	0	-1507	-3105	-2300	2328
1,007	5227	6141	5227	0	-1712	-3528	-2613	2675
0,55	6167	7247	6167	0	-2020	-4163	-3084	3152
0,3	6685	7855	6685	0	-2189	-4512	-3342	3384
0	7307	8586	7307	0	-2393	-4932	-3653	3645

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-2	-2	-2	-2	-2	-2
4,044	3	3	3	3	3	3
3,975	29	29	30	30	28	28
3,878	93	93	99	99	86	86
3,755	203	203	218	218	185	185
3,606	362	362	391	391	329	329
3,432	570	570	616	616	517	518
3,236	818	818	882	882	746	746
3,017	1083	1084	1156	1156	1001	1002
2,777	1340	1341	1404	1404	1268	1269
2,518	1600	1600	1642	1643	1552	1552
2,243	1877	1877	1894	1894	1859	1860
1,951	2182	2182	2171	2172	2194	2196
1,647	2513	2514	2476	2477	2556	2557
1,314	2895	2895	2834	2834	2965	2966
1,007	3265	3265	3186	3187	3354	3356
0,55	3847	3848	3753	3754	3955	3958
0,3	4182	4183	4084	4085	4294	4296
0	4598	4599	4501	4502	4709	4711

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	4	-8	8	-11	2	-6
4,044	22	-17	35	-28	16	-11
3,975	53	-5	75	-24	47	3
3,878	93	47	121	28	95	51
3,755	142	150	169	143	164	142
3,606	205	311	222	326	258	281
3,432	285	529	287	576	380	469
3,236	393	796	377	879	534	701
3,017	564	1087	537	1199	742	965
2,777	827	1376	811	1492	1020	1243
2,518	1165	1671	1175	1775	1356	1540
2,243	1551	1986	1592	2073	1731	1863
1,951	1976	2329	2050	2395	2142	2214
1,647	2426	2697	2532	2743	2577	2591
1,314	2923	3112	3059	3141	3057	3015
1,007	3379	3508	3539	3524	3501	3416
0,55	4051	4116	4237	4122	4156	4028
0,3	4413	4459	4608	4464	4512	4370
0	4841	4878	5042	4887	4934	4787

Ohybový moment M_o

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0	0
4,044	0	0	0	0	0	0	0
3,975	2	2	2	0	-1	-1	0
3,878	9	11	9	0	-6	-5	2
3,755	31	37	31	0	-21	-16	9
3,606	81	95	81	0	-55	-41	26
3,432	177	208	177	0	-119	-88	59
3,236	338	397	338	0	-228	-169	117
3,017	592	695	592	0	-399	-296	213
2,777	964	1132	964	0	-651	-482	364
2,518	1481	1741	1481	0	-1000	-741	587
2,243	2168	2547	2168	0	-1463	-1084	901
1,951	3056	3591	3056	0	-2063	-1528	1323
1,647	4158	4886	4158	0	-2807	-2079	1864
1,314	5578	6555	5578	0	-3765	-2789	2576
1,007	7087	8327	7087	0	-4784	-3543	3344
0,55	9690	11386	9690	0	-6541	-4845	4675
0,3	11297	13274	11297	0	-7625	-5649	5492
0	13396	15740	13396	0	-9042	-6698	6547

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0
4,044	0	0	0	0	0	0
3,975	1	1	1	1	1	1
3,878	7	7	7	7	7	7
3,755	25	25	27	27	23	23
3,606	67	67	72	72	62	62
3,432	148	148	160	160	135	135
3,236	284	284	307	307	259	259
3,017	493	493	530	530	450	451
2,777	783	784	837	837	723	723
2,518	1164	1164	1231	1232	1088	1088
2,243	1642	1642	1718	1718	1557	1557
1,951	2235	2235	2311	2312	2148	2150
1,647	2949	2949	3017	3018	2870	2872
1,314	3849	3849	3902	3903	3789	3792
1,007	4795	4795	4826	4827	4759	4762
0,55	6420	6420	6411	6413	6430	6433
0,3	7423	7424	7391	7393	7461	7465
0	8740	8742	8678	8681	8811	8816

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0
4,044	1	-1	1	-1	0	0
3,975	3	-1	5	-3	3	-1
3,878	10	1	14	-3	9	2
3,755	25	13	32	8	25	14
3,606	51	47	61	43	57	45
3,432	93	120	106	121	112	110
3,236	160	250	171	264	202	225
3,017	264	456	271	491	342	408
2,777	431	752	433	814	553	673
2,518	689	1146	690	1237	861	1033
2,243	1063	1649	1070	1766	1285	1501
1,951	1578	2279	1602	2419	1851	2096
1,647	2247	3043	2298	3200	2568	2826
1,314	3137	4010	3229	4179	3506	3760
1,007	4105	5026	4242	5202	4513	4747
0,55	5803	6768	6019	6949	6262	6448
0,3	6861	7840	7125	8023	7346	7497
0	8249	9241	8572	9426	8763	8871

Kroutící moment M_k

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VD-	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0	0
4,086	-2	-5	-9	-10	-11	-7	-3	-1
4,044	-9	-20	-35	-39	-43	-30	-12	-4
3,975	-20	-45	-78	-87	-96	-67	-28	-10
3,878	-36	-80	-138	-155	-171	-118	-49	-18
3,755	-56	-124	-215	-241	-265	-184	-76	-28
3,606	-80	-177	-308	-345	-379	-263	-109	-40
3,432	-108	-240	-416	-466	-512	-356	-147	-54
3,236	-140	-310	-538	-603	-660	-460	-191	-69
3,017	-175	-389	-675	-756	-825	-577	-239	-87
2,777	-214	-475	-824	-923	-1005	-705	-292	-177
2,518	-256	-568	-986	-1104	-1198	-843	-349	-350
2,243	-301	-666	-1157	-1296	-1402	-990	-410	-533
1,951	-348	-771	-1339	-1499	-1617	-1145	-474	-728
1,647	-397	-880	-1528	-1711	-1839	-1307	-541	-931
1,314	-451	-1000	-1736	-1944	-2080	-1485	-614	-1153
1,007	-501	-1110	-1927	-2158	-2301	-1648	-682	-1358
0,55	-575	-1274	-2212	-2477	-2626	-1892	-783	-1529
0,3	-615	-1364	-2368	-2651	-2802	-2025	-838	-1549
0	-664	-1471	-2554	-2860	-3013	-2185	-904	-1573

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-3	-3	-6	-6	-9	-9
4,044	0	-19	-7	-34	-30	-41
3,975	23	-60	15	-99	-54	-102
3,878	56	-117	46	-191	-88	-187
3,755	97	-189	85	-308	-131	-295
3,606	146	-277	132	-450	-183	-426
3,432	205	-379	187	-615	-244	-579
3,236	270	-495	250	-801	-313	-751
3,017	343	-624	319	-1009	-390	-943
52,777	360	-717	310	-1170	-509	-1126
2,518	312	-765	207	-1273	-677	-1294
2,243	261	-817	98	-1382	-855	-1472
1,951	206	-871	-18	-1498	-1045	-1661
1,647	149	-928	-139	-1619	-1242	-1858
1,314	87	-990	-271	-1751	-1458	-2074
1,007	30	-1048	-393	-1873	-1656	-2273
0,55	-56	-1133	-574	-2054	-1953	-2569
0,3	-102	-1180	-673	-2154	-2115	-2731
0	-158	-1236	-792	-2273	-2309	-2926

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-4	-1	-8	-3	-10	-8
4,044	-5	-13	-16	-25	-34	-37
3,975	11	-47	-5	-80	-62	-94
3,878	34	-95	12	-158	-102	-173
3,755	64	-156	33	-256	-153	-273
3,606	100	-231	59	-377	-214	-396
3,432	144	-318	91	-519	-284	-539
3,236	193	-418	128	-680	-363	-700
3,017	250	-530	172	-861	-451	-882
2,777	250	-607	136	-996	-582	-1054
2,518	185	-638	7	-1073	-760	-1211
2,243	118	-674	-128	-1157	-949	-1379
1,951	49	-714	-267	-1249	-1148	-1558
1,647	-21	-757	-409	-1349	-1354	-1746
1,314	-96	-808	-560	-1462	-1577	-1954
1,007	-162	-856	-695	-1571	-1782	-2148
0,55	-256	-933	-890	-1738	-2084	-2438
0,3	-305	-977	-994	-1834	-2247	-2598
0	-362	-1032	-1114	-1951	-2443	-2792

Příloha 5 Zatížení křídla s plnými nádržemiPosouvající síla T

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VD-	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0	0
4,086	-3	-3	-3	0	1	2	1	-2
4,044	5	6	5	0	-2	-3	-2	-1
3,975	40	47	40	0	-13	-27	-20	9
3,878	116	136	116	0	-38	-78	-58	34
3,755	243	286	243	0	-80	-164	-122	78
3,606	427	502	427	0	-141	-288	-214	144
3,432	672	790	672	0	-222	-454	-336	236
3,236	975	1146	975	0	-322	-658	-488	357
3,017	1339	1574	1339	0	-442	-904	-670	520
2,777	1761	2069	1761	0	-581	-1189	-880	734
2,518	2236	2627	2236	0	-738	-1509	-1118	994
2,243	2757	3240	2757	0	-910	-1861	-1379	1286
1,951	3325	3907	3325	0	-1097	-2244	-1663	1607
1,647	3929	4616	3929	0	-1296	-2652	-1964	1950
1,314	4273	5021	4273	0	-1410	-2884	-2137	2165
1,007	4573	5373	4573	0	-1509	-3087	-2286	2348
0,55	5186	6094	5186	0	-1712	-3501	-2593	2662
0,3	5704	6702	5704	0	-1882	-3850	-2852	2893
0	6326	7433	6326	0	-2088	-4270	-3163	3155

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-3	-3	-6	-6	-9	-9
4,044	0	-19	-7	-34	-30	-42
3,975	23	-60	15	-99	-54	-107
3,878	56	-117	46	-191	-88	-198
3,755	97	-189	85	-308	-131	-313
3,606	146	-277	132	-450	-183	-452
3,432	205	-379	187	-615	-244	-615
3,236	270	-495	250	-801	-313	-798
3,017	343	-624	319	-1009	-390	-1003
2,777	360	-717	310	-1170	-509	-1193
2,518	312	-765	207	-1273	-677	-1361
2,243	261	-817	98	-1382	-855	-1539
1,951	206	-871	-18	-1498	-1045	-1729
1,647	149	-928	-139	-1619	-1242	-1926
1,314	43	-1034	-315	-1795	-1502	-2186
1,007	-59	-1136	-481	-1961	-1745	-2429
0,55	-188	-1265	-707	-2187	-2085	-2769
0,3	-235	-1312	-806	-2286	-2247	-2931
0	-291	-1368	-925	-2405	-2441	-3125

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-4	-1	-8	-3	-10	-8
4,044	-5	-13	-16	-25	-34	-39
3,975	11	-47	-5	-80	-62	-99
3,878	34	-95	12	-158	-102	-184
3,755	64	-156	33	-256	-153	-291
3,606	100	-231	59	-377	-214	-422
3,432	144	-318	91	-519	-284	-575
3,236	193	-418	128	-680	-363	-748
3,017	250	-530	172	-861	-451	-942
2,777	250	-607	136	-996	-582	-1121
2,518	185	-638	7	-1073	-760	-1278
2,243	118	-674	-128	-1157	-949	-1446
1,951	49	-714	-267	-1249	-1148	-1625
1,647	-21	-757	-409	-1349	-1354	-1814
1,314	-140	-852	-604	-1507	-1622	-2066
1,007	-250	-945	-783	-1659	-1870	-2303
0,55	-388	-1065	-1023	-1871	-2216	-2638
0,3	-437	-1110	-1126	-1966	-2380	-2798
0	-495	-1165	-1247	-2083	-2575	-2992

Ohybový moment M_o

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0	0
4,044	0	0	0	0	0	0	0
3,975	2	2	2	0	-1	-1	0
3,878	9	11	9	0	-6	-5	2
3,755	31	37	31	0	-21	-16	9
3,606	81	95	81	0	-55	-41	26
3,432	177	208	177	0	-119	-88	59
3,236	338	397	338	0	-228	-169	117
3,017	592	695	592	0	-399	-296	213
2,777	964	1132	964	0	-651	-482	364
2,518	1481	1741	1481	0	-1000	-741	587
2,243	2168	2547	2168	0	-1463	-1084	901
1,951	3056	3591	3056	0	-2063	-1528	1323
1,647	4158	4886	4158	0	-2807	-2079	1864
1,314	5524	6491	5524	0	-3729	-2762	2549
1,007	6882	8086	6882	0	-4645	-3441	3241
0,55	9112	10706	9112	0	-6150	-4556	4386
0,3	10473	12306	10473	0	-7069	-5237	5080
0	12278	14426	12278	0	-8287	-6139	5988

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0
4,044	0	0	0	0	0	0
3,975	1	1	1	1	1	1
3,878	7	7	8	8	7	7
3,755	25	25	28	28	24	24
3,606	67	67	75	75	63	63
3,432	148	148	166	166	138	138
3,236	284	284	319	319	264	264
3,017	493	493	550	550	459	459
2,777	783	784	866	866	735	736
2,518	1164	1164	1267	1268	1104	1104
2,243	1642	1642	1758	1758	1574	1575
1,951	2235	2235	2351	2352	2167	2168
1,647	2949	2949	3054	3055	2887	2889
1,314	3795	3795	3874	3875	3748	3750
1,007	4590	4590	4636	4637	4563	4565
0,55	5841	5842	5825	5828	5850	5854
0,3	6600	6600	6546	6549	6631	6635
0	7622	7623	7524	7526	7680	7685

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	0	0	0	0	0	0
4,044	1	-1	1	-1	0	0
3,975	3	-1	4	-3	2	-1
3,878	10	1	13	-3	9	3
3,755	25	13	27	8	23	16
3,606	51	47	49	43	52	50
3,432	93	120	79	121	102	120
3,236	160	250	122	264	182	242
3,017	264	456	190	491	309	436
2,777	431	752	311	814	503	715
2,518	689	1146	519	1237	791	1093
2,243	1063	1649	845	1766	1192	1581
1,951	1578	2279	1316	2419	1733	2198
1,647	2247	3043	1949	3200	2424	2952
1,314	3083	3956	2755	4125	3279	3858
1,007	3900	4821	3552	4997	4108	4720
0,55	5224	6190	4858	6371	5443	6086
0,3	6037	7016	5665	7199	6259	6912
0	7130	8123	6755	8307	7355	8017

Kroutící moment M_k

b/2 [m]	VA+	VC+	VD+	VE	VD-	VC-	VG	VF
4,1	0	0	0	0	0	0	0	0
4,086	-2	-5	-9	-10	-11	-7	-3	-1
4,044	-9	-20	-35	-39	-43	-28	-12	-4
3,975	-20	-45	-78	-87	-96	-62	-28	-10
3,878	-36	-80	-138	-155	-171	-110	-49	-18
3,755	-56	-124	-215	-241	-265	-171	-76	-28
3,606	-80	-177	-308	-345	-379	-245	-109	-40
3,432	-108	-240	-416	-466	-512	-332	-147	-54
3,236	-140	-310	-538	-603	-661	-429	-191	-69
3,017	-175	-389	-675	-756	-826	-538	-239	-87
2,777	-214	-475	-824	-923	-1006	-657	-292	-177
2,518	-256	-568	-986	-1104	-1199	-786	-349	-350
2,243	-301	-666	-1157	-1296	-1403	-923	-410	-533
1,951	-348	-771	-1339	-1499	-1618	-1068	-474	-728
1,647	-397	-880	-1528	-1711	-1840	-1219	-541	-931
1,314	-495	-1052	-1780	-1944	-2065	-1355	-592	-1176
1,007	-589	-1214	-2015	-2158	-2273	-1477	-638	-1403
0,55	-707	-1430	-2344	-2477	-2590	-1675	-717	-1596
0,3	-748	-1519	-2500	-2651	-2767	-1799	-772	-1616
0	-796	-1627	-2687	-2860	-2977	-1948	-838	-1640

b/2 [m]	Křid. VA nahoru ust.	Křid. VA dolů ust.	Křid. VC nahoru ust.	Křid. VC dolů ust.	Křid. VD nahoru ust.	Křid. VD dolů ust.
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-3	-3	-6	-6	-9	-9
4,044	0	-19	-7	-34	-30	-42
3,975	23	-60	15	-99	-54	-107
3,878	56	-117	46	-191	-88	-198
3,755	97	-189	85	-308	-131	-313
3,606	146	-277	132	-450	-183	-452
3,432	205	-379	187	-615	-244	-615
3,236	270	-495	250	-801	-313	-798
3,017	343	-624	319	-1009	-390	-1003
2,777	360	-717	310	-1170	-509	-1193
2,518	312	-765	207	-1273	-677	-1361
2,243	261	-817	98	-1382	-855	-1539
1,951	206	-871	-18	-1498	-1045	-1729
1,647	149	-928	-139	-1619	-1242	-1926
1,314	43	-1034	-315	-1795	-1502	-2186
1,007	-59	-1136	-481	-1961	-1745	-2429
0,55	-188	-1265	-707	-2187	-2085	-2769
0,3	-235	-1312	-806	-2286	-2247	-2931
0	-291	-1368	-925	-2405	-2441	-3125

b/2 [m]	Křid. VA nahoru neust	Křid. VA dolů neust	Křid. VC nahoru neust	Křid. VC dolů neust	Křid. VD nahoru neust	Křid. VD dolů neust
4,1	0	0	0	0	0	0
4,086	-4	-1	-8	-3	-10	-8
4,044	-5	-13	-16	-25	-34	-39
3,975	11	-47	-5	-80	-62	-99
3,878	34	-95	12	-158	-102	-184
3,755	64	-156	33	-256	-153	-291
3,606	100	-231	59	-377	-214	-422
3,432	144	-318	91	-519	-284	-575
3,236	193	-418	128	-680	-363	-748
3,017	250	-530	172	-861	-451	-942
2,777	250	-607	136	-996	-582	-1121
2,518	185	-638	7	-1073	-760	-1278
2,243	118	-674	-128	-1157	-949	-1446
1,951	49	-714	-267	-1249	-1148	-1625
1,647	-21	-757	-409	-1349	-1354	-1814
1,314	-140	-852	-604	-1507	-1622	-2066
1,007	-250	-945	-783	-1659	-1870	-2303
0,55	-388	-1065	-1023	-1871	-2216	-2638
0,3	-437	-1110	-1126	-1966	-2380	-2798
0	-495	-1165	-1247	-2083	-2575	-2992

Příloha 6 Součinitelé rezervy

Součinitelé rezervy pro případ VC+

Kontrola potahu	Řez	1	2	3	4	5	6	7	8
Náběžná harana	η_{pn}	14,02	14,80	15,65	17,42	23,13	28,87	44,33	61,66
Přední dutina obecné uchycení okrajů	η_{pp}	0,42	0,44	0,47	0,52	0,69	0,87	1,33	1,85
Zadní dutina obecné uchycení okrajů	η_{pz}	0,58	0,61	0,64	0,71	0,89	1,04	1,47	1,93
Dolní rovný potah	η_{pzs}	0,05	0,05	0,05	0,06	0,07	0,08	0,12	0,16
Kontrola nosníků									
Kontrola na zvlnění hl. nosník	η_{hs}	0,88	0,93	0,98	1,05	1,42	1,81	2,85	4,07
Kontrola na zvlnění pomocný nosník	η_{ps}	9,13	12,87	19,68	105,50	-32,06	24,66	-11,18	8,63
Kontrola na únosnost hl. nosníku	η_{hu}	1,70	1,80	1,05	1,07	1,31	1,32	2,08	2,97
Kontrola pásnic									
Hl. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{hld Rm}$	1,38	1,17	1,12	1,07	1,32	2,04	1,98	3,68
Hl. nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hld Rp0,2}$	1,14	0,97	0,93	0,88	1,09	1,69	1,64	3,04
Hl. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{hlh Rm}$	1,03	1,13	1,26	1,54	2,69	4,17	9,36	17,38
Hl. nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hlh Rp0,2}$	1,71	1,62	1,49	1,43	1,86	1,92	4,32	2,95
Hl. nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{hlh Rm}$	2,07	1,96	1,80	1,73	2,25	2,32	5,21	3,56
Pom. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{pd Rm}$	3,27	2,90	2,72	2,60	3,27	4,27	5,64	7,12
Pom. Nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{pd Rp0,2}$	2,71	2,40	2,25	2,15	2,70	3,54	4,67	5,89
Pom. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{ph kr}$	1,30	1,15	1,08	1,03	1,29	1,69	2,24	2,82
Pom. Nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{ph Rp0,2}$	2,71	2,40	2,25	2,15	2,70	4,27	4,67	5,89
Pom. Nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{ph Rm}$	3,27	2,90	2,72	2,60	3,27	3,54	5,64	7,12

Součinitelé rezervy pro případ Kříd VD dolů ust.

Kontrola potahu	Řez	1	2	3	4	5	6	7	8
Náběžná harana	η_{pn}	11,07	11,53	12,03	13,03	16,06	19,12	25,53	32,13
Přední dutina obecné uchycení okrajů	η_{pp}	0,33	0,35	0,36	0,39	0,48	0,57	0,77	0,96
Zadní dutina obecné uchycení okrajů	η_{pz}	0,14	0,14	0,15	0,16	0,21	0,25	0,32	0,39
Dolní rovný potah	η_{pzs}	0,01	0,01	0,01	0,01	0,02	0,02	0,03	0,03
Kontrola nosníků									
Kontrola na zvlnění hl. nosník	η_{hs}	2,13	2,20	2,27	2,28	2,51	3,15	4,64	6,26
Kontrola na zvlnění pomocný nosník	η_{ps}	1,10	1,16	1,23	1,37	1,85	2,34	3,37	4,74
Kontrola na únosnost hl. nosníku	η_{hu}	4,13	4,26	4,41	4,61	5,09	6,37	9,38	12,68
Kontrola pásnic									
Hl. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{hld Rm}$	2,69	2,24	2,09	1,91	2,19	3,34	3,08	5,58
Hl. nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hld Rp0,2}$	2,23	1,86	1,73	1,58	1,81	2,76	2,55	4,61
Hl. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{hlh Rm}$	2,84	2,38	1,69	2,48	3,29	5,01	9,76	17,68
Hl. nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hlh Rp0,2}$	3,33	3,10	2,77	2,56	3,10	3,14	6,71	4,47
Hl. nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{hlh Rm}$	4,03	3,74	3,34	3,09	3,75	3,79	8,10	5,40
Pom. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{pd Rm}$	9,52	8,27	7,59	6,96	8,16	6,98	8,77	10,79
Pom. Nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{pd Rp0,2}$	7,88	6,85	6,28	5,76	6,75	5,77	7,26	8,93
Pom. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{ph kr}$	3,77	3,28	3,01	2,76	3,24	2,77	3,48	4,28
Pom. Nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{ph Rp0,2}$	7,88	6,85	6,28	5,76	6,75	5,77	7,26	8,92
Pom. Nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{ph Rm}$	9,52	8,27	7,59	6,96	8,16	6,98	8,77	10,78

Součinitelé rezervy pro případ VC-

Kontrola potahu	Řez	1	2	3	4	5	6	7	8
Náběžná harana	η_{pn}	13,80	14,49	15,26	16,86	21,91	26,91	39,58	51,78
Přední dutina obecné uchycení okrajů	η_{pp}	0,41	0,43	0,46	0,51	0,66	0,81	1,19	1,55
Zadní dutina obecné uchycení okrajů	η_{pz}	0,23	0,24	0,25	0,27	0,35	0,42	0,58	0,73
Dolní rovný potah	η_{pzs}	0,02	0,02	0,02	0,02	0,03	0,03	0,05	0,06
Kontrola nosníků									
Kontrola na zvlnění hl. nosník	η_{hs}	1,52	1,61	1,70	1,82	2,46	3,13	4,97	6,97
Kontrola na zvlnění pomocný nosník	η_{ps}	2,00	2,14	2,33	2,73	3,71	4,64	8,81	11,62
Kontrola na únosnost hl. nosníku	η_{hu}	2,95	3,11	3,30	3,68	4,98	6,34	10,06	14,11
Kontrola pásnic									
Hl. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{hld Rm}$	2,92	2,66	2,45	2,19	3,23	3,56	8,02	4,12
Hl. nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hld Rp0,2}$	2,42	2,20	2,03	1,81	2,68	2,94	6,63	3,41
Hl. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{hlh Rm}$	2,13	1,71	1,58	1,31	1,19	1,85	1,06	1,94
Hl. nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{hlh Rp0,2}$	2,58	2,33	2,03	1,87	2,15	3,35	2,77	5,07
Hl. nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{hlh Rm}$	3,11	2,81	2,45	2,26	2,60	4,04	3,35	6,12
Pom. nosník spodní pásnice na Rm	$\eta_{pd Rm}$	5,93	5,37	4,82	4,37	5,67	7,44	9,29	14,53
Pom. Nosník spodní pásnice na Rp0,2	$\eta_{pd Rp0,2}$	4,90	4,45	3,99	3,61	4,69	6,16	7,69	12,02
Pom. nosník horní pásnice krit. napětí	$\eta_{ph kr}$	2,35	2,13	1,91	1,73	2,25	2,95	3,69	5,76
Pom. Nosník horní pásnice na Rp0,2	$\eta_{ph Rp0,2}$	4,90	4,45	3,99	3,61	4,69	6,16	7,69	12,02
Pom. Nosník horní pásnice na Rm	$\eta_{ph Rm}$	5,93	5,37	4,82	4,37	5,67	7,44	9,29	14,52

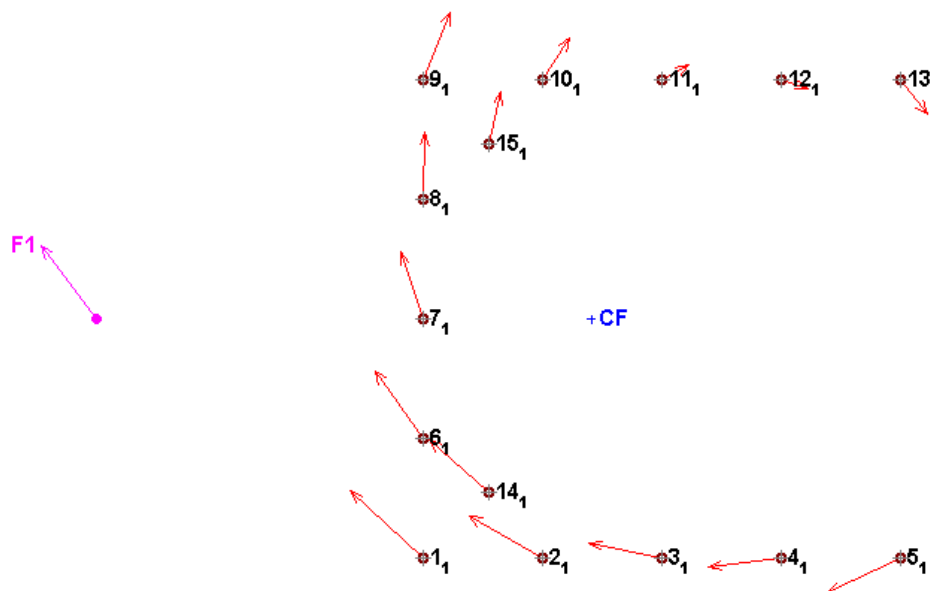
Příloha 6 Nýtové rozteče

Vypočtené maximální rozteče nýtů				Žebro									
Popis	Označení	Nýt	Jednotky	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Stojina - žebro hlavní nosník	r1 s-ž	Fs4	mm	21	35	38	42	57	72	114	163	163	163
Stojina - žebro pomocný nosník	r2 s-ž	Fs3	mm	68	71	76	88	113	144	207	291	291	291
Pásnice - stojina hlavní nosník	r1 p-s	Fs2	mm	60	63	67	74	101	128	203	-	-	-
Pásnice - potah hlavní nosník	r1 p-p	Fs4	mm	74	84	97	130	290	256	254	283	283	283
Pásnice - potah pomocný nosník	r2 p-p	Fs3	mm	67	71	74	82	105	124	159	196	196	196
Náběžné žebro - potah	r1 ž-p	Fs3	mm	50	52	54	59	72	86	115	145	145	145
Středové žebro - potah	r2 ž-p	Fs3	mm	66	68	72	79	101	117	152	187	187	187

Volené rozteče nýtů				Žebro									
Popis	Označení	Nýt	Jednotky	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Stojina - žebro hlavní nosník	r1 s-ž	Fs4	mm	18	18	18	18	18	19	19	19	21	21
Stojina - žebro pomocný nosník	r2 s-ž	Fs3	mm	33	33	33	33	33	33	33	33	33	33
Pásnice - stojina hlavní nosník	r1 p-s	Fs2	mm	17	17	17	17	17	17	17	-	-	-
Pásnice - potah hlavní nosník	r1 p-p	Fs4	mm	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
Pásnice - potah pomocný nosník	r2 p-p	Fs3	mm	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
Náběžné žebro - potah	r1 ž-p	Fs3	mm	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40
Středové žebro - potah	r2 ž-p	Fs3	mm	40	40	40	40	40	40	40	40	40	40

Příloha 7 Uchytení závěsů

Výsledky z programu Ministatik



Obr. P7 Směry působení sil (výstup z programu Ministatik)

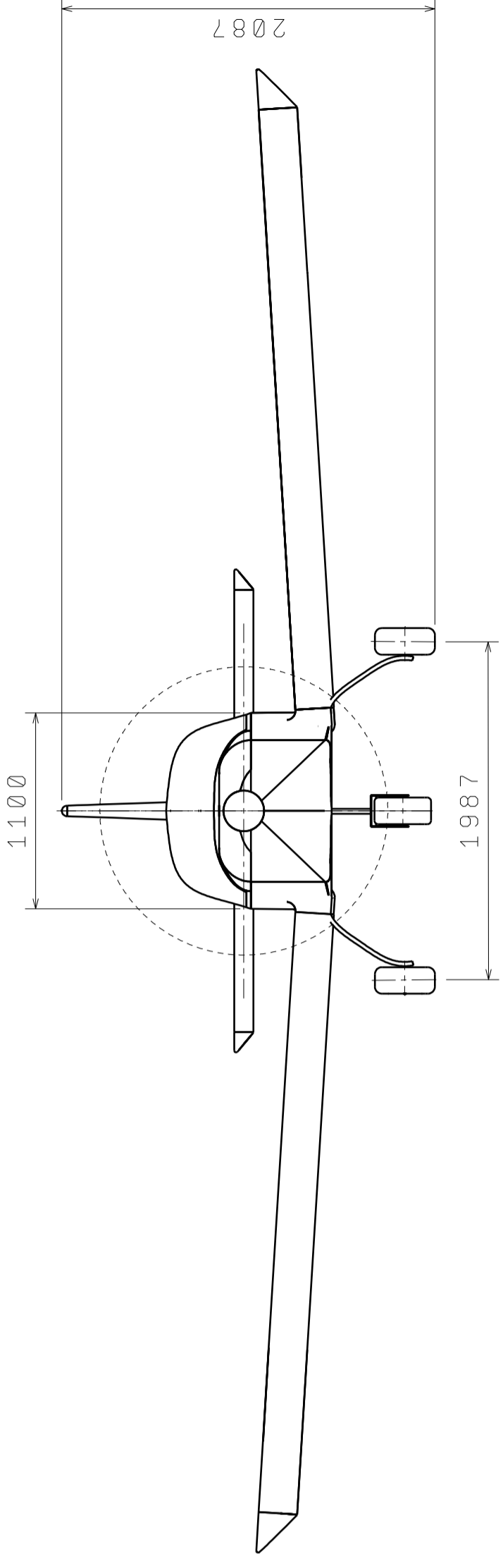
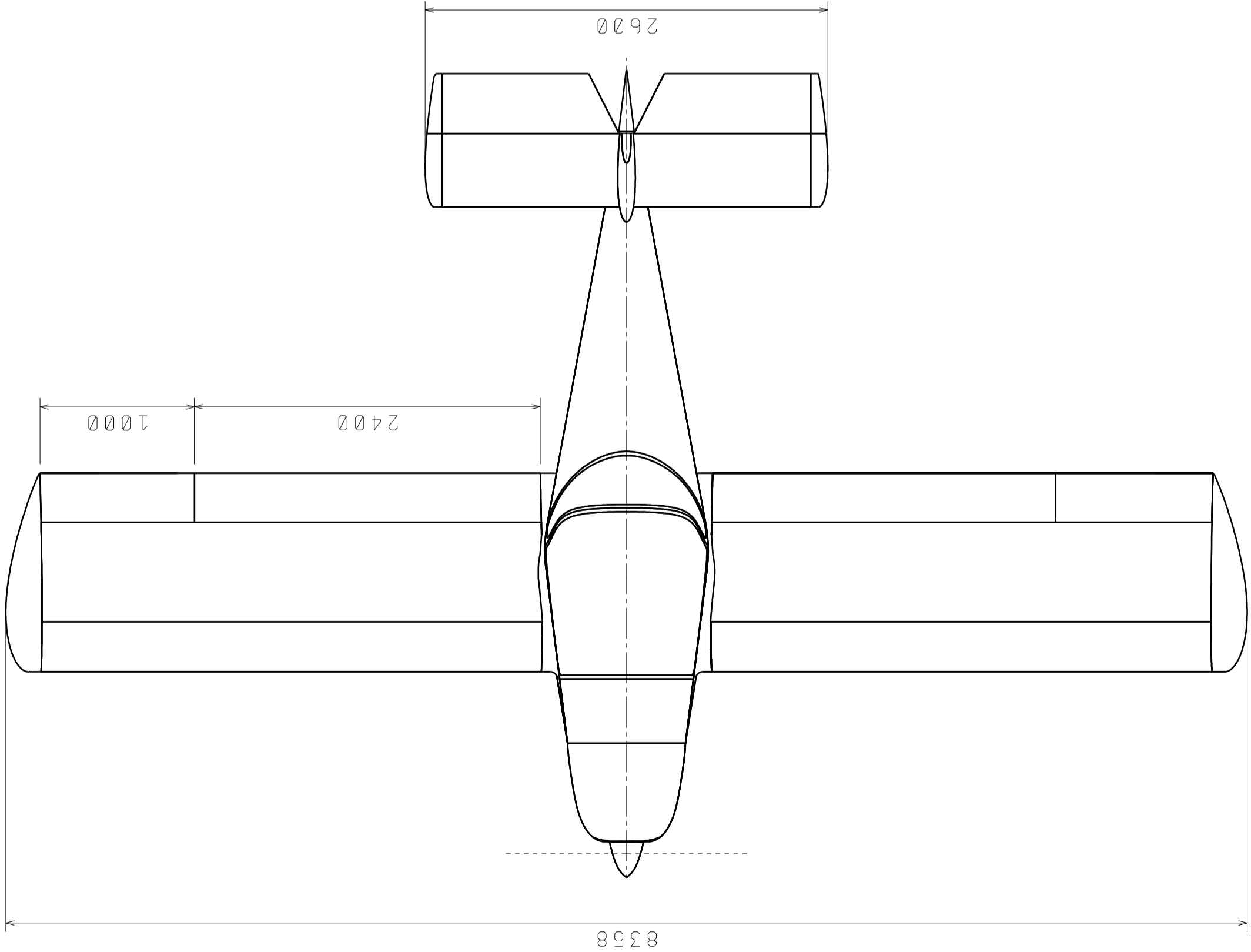
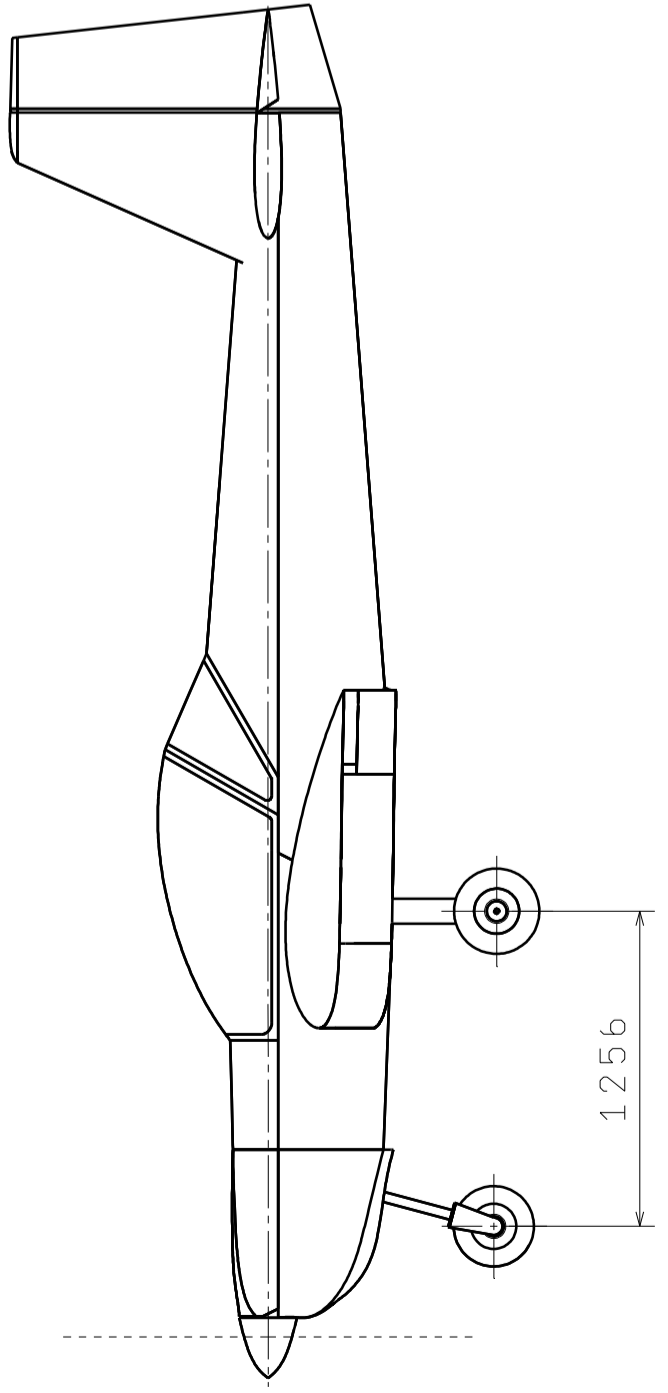
Nýt	Fx [N]	Fy [N]	Fvys [N]	η_{smykN} [-]	η_{otlN} [-]	η_{otlS1} [-]	η_{otlS2} [-]
1	-639,4	575,9	860,5	2,3	5,5	6,5	3,4
2	-639,4	358,2	732,9	2,6	6,4	7,6	4
3	-639,4	140,5	654,7	3	7,2	8,5	4,5
4	-639,4	-77,2	644,1	3	7,3	8,6	4,5
5	-639,4	-294,9	704,1	2,8	6,7	7,9	4,1
6	-421,7	575,9	713,8	2,7	6,6	7,8	4,1
7	-204	575,9	610,9	3,2	7,7	9,1	4,8
8	13,7	575,9	576	3,4	8,2	9,7	5,1
9	231,4	575,9	620,6	3,1	7,6	9	4,7
10	231,4	358,2	426,4	4,5	11	13,1	6,8
11	231,4	140,5	270,7	7,2	17,4	20,6	10,8
12	231,4	-77,2	243,9	8	19,3	22,8	12
13	231,4	-294,9	374,8	5,2	12,6	14,9	7,8
14	-520,7	457,1	692,9	2,8	6,8	8	4,2
15	112,6	457,1	470,8	4,1	10	11,8	6,2

Výsledné hodnoty (výstup z programu Ministatik)

8 7 6 5 4 3 2 1

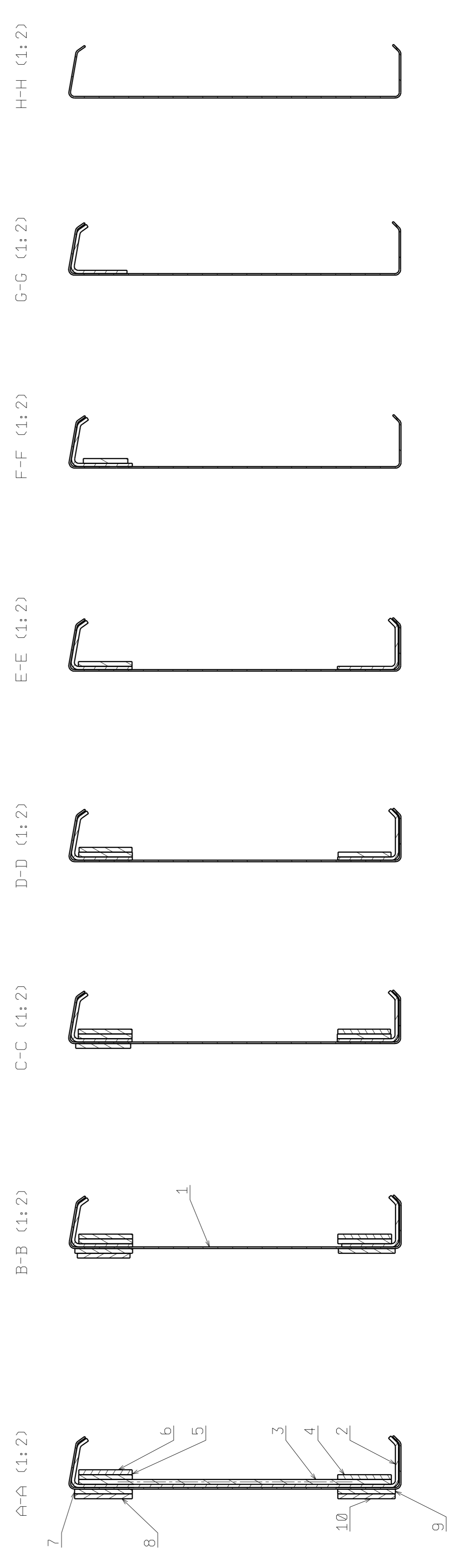
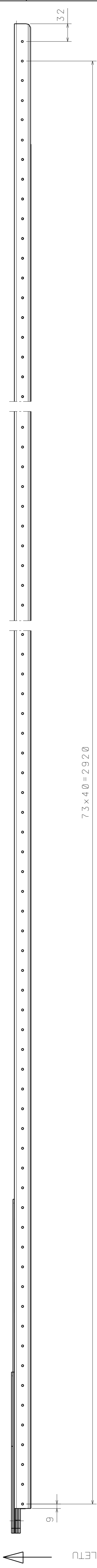
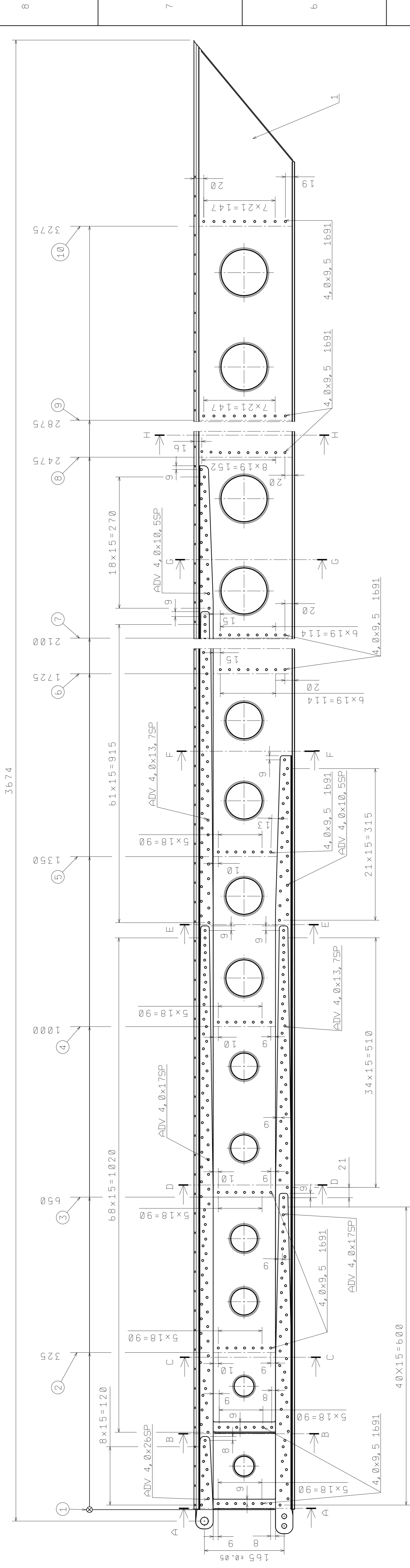
8 7 6 5 4 3 2 1

I G T W A U B A



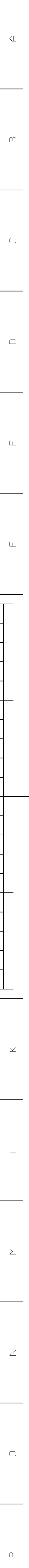
DRAWING TITLE		LETECKÝ ÚSTAV	
DRAWN BY	DATE	TRÍPOHLEDOVÝ VÝKRES LETOUNU	
MACHALA	25.5.2012	SIZE	DRAWING NUMBER
CHECKED BY	DATE	A2	DP_M-3
XXX	XXX	SCALE	1:30 WEIGHT (kg)
DESIGNED BY	DATE	SHEET	1/1
XXX	XXX		

H G B A



KÓTY ROZTEČI NYTŮ JSOU NA VÝKRESE POUZE INFORMATIVNÍ

DRAWING TITLE		LETECKÝ USTAV	
DRAWN BY	DATE	CHECKED BY	DATE
NACHÁLA	25.5.2012	XXX	XXX
CHECKED BY	DATE	DESIGNED BY	DATE
XXX	XXX	XXX	XXX
SIZE	DRAWING NUMBER	SCALE	1:4 WEIGHT(kg)
A1	DP_K-1.00	XXX	XXX
REV		SHEET	1/1
X			



D

C

B

A

4

4

3

3

2

2

1

1

Bill of Material: SESTAVA HLAVNÍHO NOSNÍKU

Number of item	Part Number	Type	Nomenclature	Quantity
1	Stojina	Part	DP_ K-1.01	1
2	PÁSNICE 1	Part	DP_ K-1.02	1
3	PÁSNICE 2	Part	DP_ K-1.03	1
4	PÁSNICE D1	Part	DP_ K-1.04	1
5	PÁSNICE H4	Part	DP_ K-1.05	1
6	PÁSNICE H3	Part	DP_ K-1.06	1
7	PÁSNICE H2	Part	DP_ K-1.07	1
8	PÁSNICE H1	Part	DP_ K-1.08	1
9	PÁSNICE D2	Part	DP_ K-1.09	1
10	PÁSNICE D3	Part	DP_ K-1.10	1

LETECKY USTAV

DRAWING TITLE

SOUPIS POLOŽEK

DRAWN BY

DATE

MACHALA

25. 5. 2012

CHECKED BY

DATE

XXX

xxx

DESIGNED BY

DATE

XXX

xxx

SIZE

DRAWING NUMBER

REV

A4

DP_ K-1.00

X

SCALE

XXX

WEIGHT (kg)

XXX

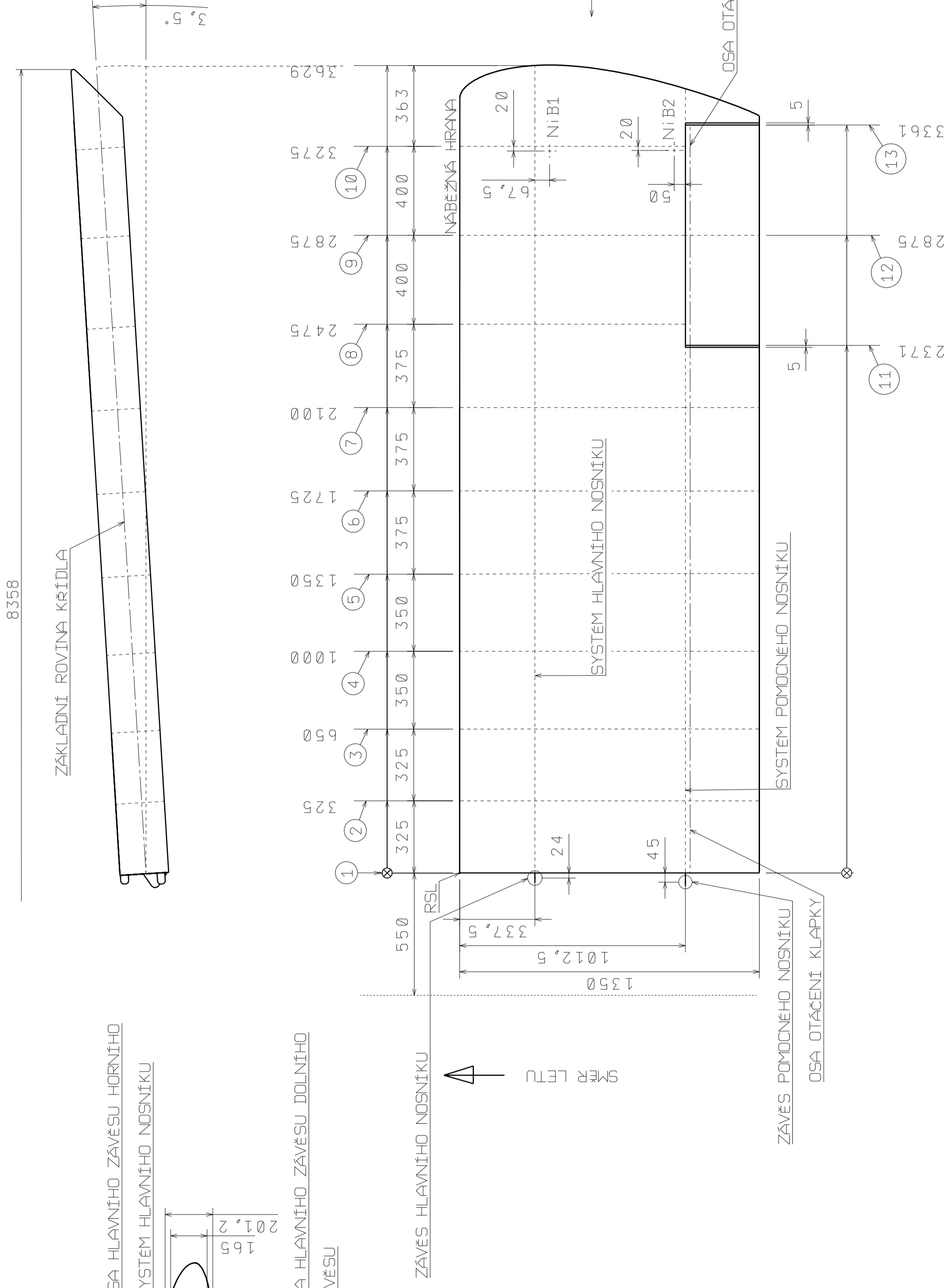
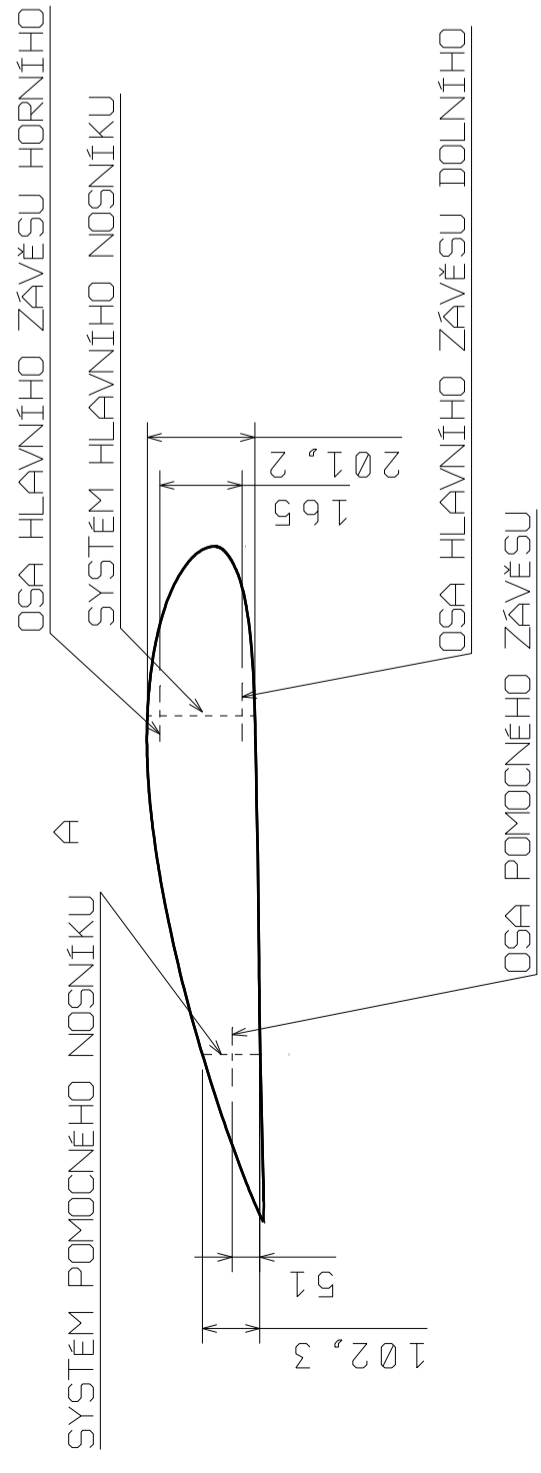
SHEET

1/1

D

A

SMĚR LETU →



HLAVNÍ A POMOČNÝ NOSNÍK JE KOLMÝ NA OSU LETU
 NiB1 NIVELAČNÍ BOD 1
 NiB2 NIVELAČNÍ BOD 2
 TEORETICKÝ PROFIL SE VZTAHUJE NA VNITŘNÍ STRANU POTAHU
 KONCOVÝ A KOŘENOVÝ PROFIL NAČA 4415

LETECKÝ ÚSTAV

DRAWING TITLE

DRAWN BY	DATE
MACHALA	25.5.2012
CHECKED BY	DATE
XXX	XXX
DESIGNED BY	DATE
XXX	XXX

SYSTEMOVÝ MODEL KŘÍDLA

SIZE DRAWING NUMBER

REV

A2 DP_K-0.1 X

SCALE 1:15 WEIGHT (kg)

SHEET 1/1