ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

STUDIE LETOVÉ LABORATOŘE PRO EXPERIMENTÁLNÍ ÚLOHY ÚSTAVU 12112

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

JAN NAVRÁTIL

2021

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Navrátil** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **484034**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**

Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**

Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Studie letové laboratoře pro experimentální úlohy ústavu 12112

Název bakalářské práce anglicky:

A Study of the Flying Laboratory for Experimental Studies of the 12112 Department

Pokyny pro vypracování:

1. Současný stav v letových laboratořích obdobné kategorie
2. Principy stanovení vybraných aerodynamických veličin pomocí letových laboratoří
3. Stanovení základních technických parametrů letové laboratoře
4.1. Volba konceptu letové laboratoře
4.2. Aerodynamické parametry letové laboratoře
4.3. Kontrola namáhání hlavního nosníku nosné plochy na ohyb
4.4. Výběr pohonné jednotky
4.5. Provozní parametry
4.6. Základní výpočet podélné stability letové laboratoře
5. Studie letové laboratoře – konstrukční část

Seznam doporučené literatury:

dle doporučení vedoucího práce

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Petr Prokop, MBA, ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **29.04.2021** Termín odevzdání bakalářské práce: **30.07.2021**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Petr Prokop, MBA podpis vedoucí(ho) práce	Ing. Michal Schmirler, Ph.D. podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	prof. Ing. Michael Valášek, DrSc. podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání	Podpis studenta

© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

Anotační list

Název práce

Studie letové laboratoře pro experimentální úlohy ústavu 12112

Název práce anglicky

A Study of the Flying Laboratory for Experimental Studies of the 12112 Department

Autor

Jan Navrátil

Studijní program

Teoretický základ strojního inženýrství

Druh práce

Bakalářská

Vedoucí práce

Ing. Petr Prokop, MBA

Abstrakt

Tato práce se zaměřuje na návrh bezpilotního prostředku pro aerodynamická měření v reálných podmínkách, především pak pro měření rozložení tlaku podél leteckého profilu. První část se zaměřuje na teoretické základy obtékání a rešeršní rozbor předchozích řešení letových laboratoří a možností měření na nich prováděných. Zbytek práce je věnován koncepčnímu návrhu letounu jako nosné základny pro prováděná měření.

Abstract

This thesis is focused on elementary design of unmanned aerial vehicle capable of taking aerodynamic measurements on board during flight. More specifically measuring changes in pressure and pressure distribution along an airfoil. Theoretical part of this thesis is about fundamentals of fluid mechanics needed in this thesis as well as research of past versions of flying laboratories and measurement possibilities. The rest of this thesis is dedicated to conceptual design of aircraft suitable as base for these measurements.

Klíčová slova

Bezpilotní letoun, aerodynamická měření, návrh letounu

Key words

UAV, aerodynamic measurements, aircraft design

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma „Studie letové laboratoře pro experimentální úlohy ústavu 12112“ vypracoval samostatně a s použitím uvedené literatury a pramenů.

V Praze dne: _____

Jan Navrátil

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu práce, Ing. Petru Prokopovi, MBA, bez něhož by tato práce nemohla vzniknout. Zároveň bych také rád poděkoval svému dědečkovi RNDr. Vladimírovi Navrátilovi za cenné rady a připomínky v oblasti stylistiky a srozumitelnosti textu.

Seznam použitých označení a symbolů:

označení	význam	jednotka
A	průměr vrtule	inch
a_F	délka strany trupu	m
Ah_{nom}	Nominální kapacita akumulátoru	Ah
A_{SOP}	mohutnost vodorovné ocasní plochy	-
A_{VOP}	mohutnost vodorovné ocasní plochy	-
b	délka tětivy křídla	m
B	stoupání vrtule	inch
b_{III}'	tětiva na konci segmentu III	m
b_s	střední hloubka křídla	m
b_{sop}	tětiva svislé ocasní plochy	m
b_{vop}	tětiva vodorovné ocasní plochy	m
c_D	součinitel odporu	-
c_{DF}	součinitel odporu trupu	-
c_{Dstoup}	součinitel odporu pro stoupání	-
$C_{f,turtbulent}$	součinitel povrchového tření na trupu při turbulentním proudění	-
c_L	součinitel vztlaku	-
c_{Lmax}	maximální součinitel vztlaku	-
c_{Lmin}	minimální požadovaný součinitel vztlaku	-
c_{Lstoup}	součinitel vztlaku pro stoupání	-
c_M	součinitel momentu od působících sil	-
d_F	výpočtový průměr hlavní části trupu	m
D_n	průměr trubky nosníku	mm
E_{bat}	využitelná energie akumulátoru	Wh
E_{P1}	energie na jedno stoupání	Wh
E_{rez}	energetická rezerva v baterii	Wh
F_D	odporová síla	N
F_{DF}	odporová síla na trupu	N
F_{Dstoup}	odpor při stoupání	N
FF_F	součinitel tvaru trupu	-
F_L	vztlaková síla	N
F_{Lstoup}	vztlak při stoupání	N
F_R	odstředivá síla při zatáčení	N
G	Tíha působící na letoun	N
h	klesaná výška při klouzání	m
h_1	základní letová hladina	m
h_{min}	minimální výška pro klouzání	m
I_0	proud motorem naprázdno	A
I_C	elektrický proud do motoru při cestovní rychlosti	A
I_{max}	proud při maximálním momentu motoru	A
I_P	elektrický proud do motoru při stoupání	A
k_{klouz}	klouzavost	-
kM	momentová konstanta motoru	Nm/A

označení	význam	jednotka
kV	otáčková konstanta motoru	RPM/V
L	rozpětí	m
l_F	délka trupu	m
L_I	délka segmentu křídla I	m
L_{II}	délka segmentu křídla II	m
L_{III}	délka segmentu křídla III	m
L_{OP}	délka poloviny ocasní plochy	m
L_{SS}	délka svislého průmětu ocasních ploch	m
L_V	vzdálenost čtvrtinové čáry křídla a ocasních ploch	m
L_{VV}	délka vodorovného průmětu ocasních ploch	m
m	hmotnost letounu	kg
M	moment od aerodynamických sil	Nm
M_{CG}	zbytkový klopný moment k těžišti	Nm
M_{DF}	moment odporu trupu k těžišti	Nm
Mk_C	Krouticí moment při cestovní rychlosti	Nm
Mk_P	krouticí moment při stoupání	Nm
M_{mot}	Moment od tahu motoru k těžišti	Nm
M_{motmax}	maximální krouticí moment motoru	Nm
Mo	ohybový moment	Nm
Mo_{max}	maximální ohybový moment	Nm
n_p	počet cyklů stoupání a klouzání	-
OZ	objemové zatížení křídla	kg/m3
P	výkon motoru	W
P_C	Výkon motoru při cestovní rychlosti	W
P_{Cel}	celkový elektrický příkon při cestovní rychlosti	W
P_{Cmot}	příkon motoru při cestovní rychlosti	W
p_L	měrný tlak na křídlo od vztlaku	Pa
P_P	Výkon motoru při stoupání	W
P_{Pel}	celkový elektrický příkon do pohonu	W
P_{Pmot}	příkon motoru pro stoupání	W
q	spojité zatížení	N/m
R	poloměr šroubovice stoupání	m
Re	Reynoldsovo číslo	-
Re_{cutoff}	upravené Reynoldsovo číslo	-
r_F	rameno působení odporu trupu vzhledem k těžišti	m
Ri	Vnitřní odpor vinutí motoru	Ohm
Rm	pevnost v tahu	Mpa
r_{mot}	rameno působení tahu motoru vzhledem k těžišti	m
RPM	otáčky motoru	ot/min
RPM_0	otáčky motoru naprázdno	ot/min
RPM_C	otáčky motoru při cestovní rychlosti	ot/min
RPM_P	otáčky při stoupání	ot/min
RPM_{P0}	otáčky naprázdno při stoupání	ot/min
S	plocha křídla	m2

označení	význam	jednotka
s	ulétnutá vzdálenost klouzáním	m
SAT	střední aerodynamická tětiva	m
S_I	plocha segmentu I	m2
S_{II}	plocha segmentu II	m2
S_{III}	plocha segmentu III	m2
s_n	tloušťka stěny nosníku	mm
S_S	svislý průmět ocasní plochy	m2
s_{stoup}	ulétnutá vzdálenost stoupáním	m
S_V	vodorovný průmět ocasní plochy	m2
S_{wetF}	výpočtová smáčená plocha trupu	m2
T	tah motoru	N
t_C	čas letu cestovní rychlostí	s
T_{cest}	tah motoru pro let cestovní rychlostí	N
t_{klouz}	doba trvání klouzavého letu	s
T_n	posouvající síla	N
t_{stoup}	čas stoupání	s
T_{stoup}	Tah motoru při stoupání	N
U_{nom}	nominální napětí	V
U_{nomC}	Napětí pro cestovní rychlost	V
U_{nomP}	Napětí pro stoupání	V
v_{cest}	cestovní rychlost	m/s
v_k	klouzavá rychlost	m/s
v_{min}	pádová rychlost	m/s
v_{stoup}	rychlost při stoupání	m/s
W	šířka trupu	m
Wo	Průřezový modul v ohybu	mm3
X_{CG}	vodorovná vzdálenost těžiště od náběžné hrany křídla	m
X_{CP}	vzdálenost aerodynamického středu letounu od náběžné hrany křídla	m
X_{NP}	vodorovná vzdálenost neutrálního bodu od náběžné hrany křídla	m
Y_{CG}	svislá vzdálenost těžiště od náběžné hrany křídla	m
Y_{mot}	svislá vzdálenost motoru od náběžné hrany křídla	m
α	úhel náběhu	°
α_K	úhel nastavení křídla	°
α_O	úhel nastavení ocasních ploch	°
α_{stoup}	úhel náběhu pro stoupání	°
γ	úhel klouzání	°
Δ	vzdálenost neutrálního bodu a těžiště	m
$\Delta CGNP$	statická zásoba letounu	-
ε	vzepětí	°
ϕ	úhel stoupání	°
λ	štíhlost křídla	-
λ_F	štíhlost trupu	-
υ	kinematické viskozita	m2/s

označení	význam	jednotka
η_{bat}	účinnost vybíjení baterie	-
η_{reg}	účinnost regulátoru	-
η_{vrt}	účinnost vrtule	-
η_{C}	účinnost vrtule při cestovní rychlosti	-
η_{Cmot}	účinnost motoru při cestovní rychlosti	-
η_{P}	účinnost vrtule při stoupání	-
η_{Pmot}	účinnost motoru při stoupání	-
ψ	úhel náklonu	°
ρ	hustota vzduchu	kg/m3
σ_{D}	dovolené normálové napětí	N/mm2
σ_{o}	ohybové napětí	N/mm2

Seznam zkratek:

zkratka	význam
CG	Těžiště
CP	Aerodynamický střed
NP	Neutrální bod
SOP	svislá ocasní plocha
UAV	bezpilotní letoun
VOP	vodorovná ocasní plocha

Obsah

1 Úvod 1
2 Cíle práce 2
3 Základní terminologie 3
3.1 Souřadné systémy 3
3.2 Geometrie profilu křídla 3
3.3 Obtékání leteckého profilu 4
3.4 Rozměrová definice křídla 5
3.5 Základní síly působící na letoun 6
4 Rešerše použitelných řešení 7
4.1 Létající laboratoř V.1. 7
4.2 Létající laboratoř V.2. 8
4.3 Pinguin B 9
5 Principy stanovení vybraných aerodynamických veličin pomocí letových laboratoří 10
5.1 Měření tlaku 10
5.2 Vizuální metody 11
5.3 Měření úhlu náběhu 12
5.4 Analýza výkonu a účinnosti pohonu 12
6 Stanovení základních technických parametrů letové laboratoře 13
6.1 Návrhové výpočty 13
6.2 Základní aerodynamické výpočty 16
6.3 Základní výpočty podélné stability letounu 21
6.4 Pevnostní kontrola hlavního nosníku křídla na ohyb: 24
6.5 Výkonové parametry letounu: 26
6.6 Návrh pohonné jednotky: 28
7 Konstrukční část: 34
7.1 Křídlo: 34
7.2 Trup: 37
7.3 Ocasní plochy: 39
7.4 Podvozek 40
8 Závěr: 41

Seznam příloh:

Příloha I – schematický nákres letové laboratoře

Příloha II - 3D pohled na létající laboratoř

1 Úvod

Měření způsobu obtékání a tlakových poměrů na křídle letounu je jednou z nejdůležitějších disciplín pro návrh nového letadla. V současné době je letecká doprava, ať už se jedná o přepravu osobní či nákladní, velmi rozšířená. Denně jsou nalétány po celé Zemi sta milionů kilometrů , a i drobná úspora paliva ve formě zvýšení účinnosti letounu v tomto makro měřítku ušetří ohromné množství emisí a nákladů na dopravu. Vzhledem k vyspělosti současných letounů se však již nelze spoléhat pouze na empiricky získané zkušenosti konstruktérů. Tyto jemné změny v designu jednotlivých částí letounu jsou zpravidla prováděny dle masivních numerických studií.

Návrh a optimalizace nových letounů je však velmi komplexní a často složitá záležitost. V současné době je díky značnému pokroku výpočetní techniky možno získat numerickými metodami velké množství dat o způsobu a stavu obtékání, rozložení tlakových poměrů a průběhů rychlostí proudění. V případě modelování složitějších objektů, jako je například komplexní křídlo vybavené mechanikou pro řízení vztlaku, trup, podvozek, přechody mezi jednotlivými částmi letounu nebo dokonce rotující vrtule je možné použít velmi sofistikovaných výpočtových softwarů, nicméně v obou případech se jedná pouze o teoretický výpočet, který podává pouze zjednodušený pohled na soustavu, byť je zpravidla doplněn o různé korekční součinitele a v současné době už je chybovost zpravidla velmi nízká.

Proto je zásadní pro ověření takto získaných dat provádět experimentální měření, která potvrdí či vyvrátí, zda byl výpočet proveden správně.

Pro přesné měření je nutné, aby byl testovaný profil vystaven takovému proudění vzduchu, které se bude blížit v provozu předpokládanému proudění. K tomuto účelu je však zapotřebí aerodynamických tunelů, jejichž výstavba a následný provoz je velmi nákladný. Mimo to rozměry tunelu často neumožňují provést měření na součásti v reálné velikosti.

Jako alternativní možnost se však ukazuje umístění měřícího zařízení přímo na létající model. Díky tomu, že v takovém případě je měření prováděno v reálné atmosféře a proudění tedy není ovlivněno jak stěnami tunelu, tak síty použitými pro usměrnění proudění. Ukazuje se, že i v případě měření v tunelu navrženém tak, aby tyto vlivy co nejvíce eliminoval, dochází k až příliš „dokonalému“ proudění a naměřená data proto nejsou zcela odpovídající realitě. Mimo to je takové měření i velmi finančně nákladné. Všechny tyto nedostatky tak má létající laboratoř šanci eliminovat a doplnit tak naměřená data z laboratoře o porovnávací sadu z reálné atmosféry, která mohou být dále použita např. pro validaci dat laboratorních.

K realizaci takového zkušebního letounu na ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky na FS ČVUT došlo již dvakrát. Jednalo se o dálkově řízené letouny pomocí RC soupravy, označované jako létající laboratoř. V obou případech se jednalo o součásti diplomových prací předchozích studentů pod záštitou prof. Ing. Jiřího Nožičky, CSc.

2 Cíle práce

Cíle této práce lze formulovat do několika základních celků. Prvním cílem je seznámit čtenáře se základy obtékání těles, především pak leteckých profilů a s tím souvisejících silových účinků. Od toho se odvíjí i další záměr, a to rozbor základních způsobů měření a zkoumání obtékání. V tomto kontextu je též provedena rešerše specifických měřicích zařízení – letových laboratoří. Těmi se rozumí bezpilotní letouny umožňující provádět měřicí mise vybraných aerodynamických a jiných leteckých parametrů v reálných podmínkách skutečné atmosféry.

Hlavním cílem této práce je provedení koncepčního návrhu právě takového bezpilotního letounu, který by sloužil jako nosné zařízení především pro měřicí aparaturu schopnou zaznamenávat změny v proudovém poli vzduchu obtékajícího letecký profil. Tento návrh je zpracován na úrovni studie, která by v případě rozhodnutí o stavbě nové létající laboratoře mohla sloužit jako výchozí bod pro finální návrh a následnou stavbu skutečného letounu.

V úvodní části práce je rozebírán teoretický základ pro následující výpočty a jsou definovány základní parametry pro návrh letounu. Celá teoretická část je doplněna o rešerši dostupných existujících řešení a rozbor jejich předností a nedostatků, se zaměřením především na létající laboratoře v minulosti postavených na ústavu mechaniky tekutin FS ČVUT.

Hlavní část práce má za cíl samotný návrh letounu, který je možno rozdělit na tři základní oblasti.

V první fázi je provedení základních rozměrových předpokladů navrhovaného letadla, kdy tyto předpoklady jsou založeny především na základě empirických zkušeností a umožňují tak rychlejší dosažení letuschopného modelu. Tyto předpoklady jsou následně ověřeny, případně změněny na základě základních aerodynamických výpočtů pro dosažení potřebné silové rovnováhy na letoun při vzletu a vodorovném letu cestovní rychlostí.

Druhá část je věnována podélné stabilitě letu a pevnostním výpočtům hlavního nosníku křídla.

Návrh letounu je zakončen s cílem určení předpokládaných letových výkonů letové laboratoře při různých strategiích letu a s tím související návrh pohonné jednotky.

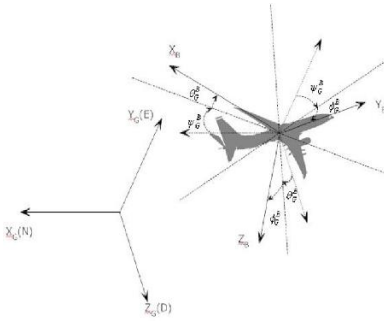
Závěr práce je věnován konstrukčnímu řešení jednotlivých částí letounu se zdůrazněním některých důležitých detailů. Cílem této pasáže je nastínit reálný způsob provedení komponent letounu, jejich limity a možnosti vylepšení v budoucnu.

3 Základní terminologie

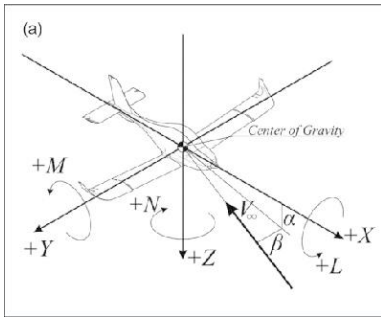
Z důvodu jednoznačnosti výkladu v dalších pasážích této práce je nutné zavést několik klíčových pojmů týkajících se geometrie křídla, jeho obtékání a rozměrů.

3.1 Souřadné systémy

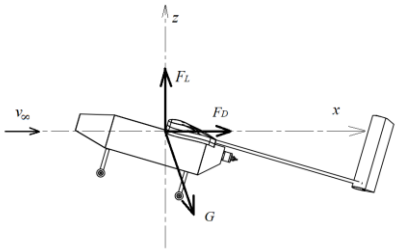
Při popisu letu je možné všechny probíhající děje sledovat ze třech možných perspektiv a tomu odpovídajících souřadných systémů. Asi nejvíce přirozeným, zároveň však nejméně vhodným způsobem pro popis sil působících na letoun je sledovat jej ze souřadného systému země. V takovém případě není směr ani velikost žádné síly kromě gravitační jasně dána, což způsobuje množství problémů při vyjadřování směru působení jednotlivých sil a podobně. Uplatnění však toto řešení nachází např. při navigaci. Je-li souřadný systém spojen pevně s letounem, pak je toto řešení vhodné především pro popis jeho rozměrů, případně pro použití při výuce pilotáže. V takovém případě je zpravidla osa x vedena podélnou osou letadla ve směru letu, osa z směřuje ve vodorovné poloze letounu svisle k zemi a osa y je na tyto dvě kolmá, orientována dle pravidla pravé ruky a vede tak ve směru křídel. Počátek souřadného systému je pak zpravidla umístěn do těžiště letounu. Díky tomu je možno definovat půdorysnou rovinu jako rovinu rovnoběžnou s rovinou xy, bokorysnou rovinu jako rovnoběžnou s xz a nárysnu jako rovnoběžnou s rovinou yz. Poslední možností je souřadný systém spjatý s volným proudem vzduchu nabíhajícím na letoun, kdy osa x je rovnoběžná se směrem proudění, osa z opět vedena svisle a osa y kolmo na ně. Toto uspořádání má mnoho výhod diskutovaných dále v této kapitole. [1]



Obr. 1 Souřadný systém spojený se zemí – převzato z [10]



Obr. 2 Souřadný systém spojen s letounem – převzato z [11]



Obr. 3 Souřadný systém spjatý s volným proudem ve 2D a obecné poloze letounu

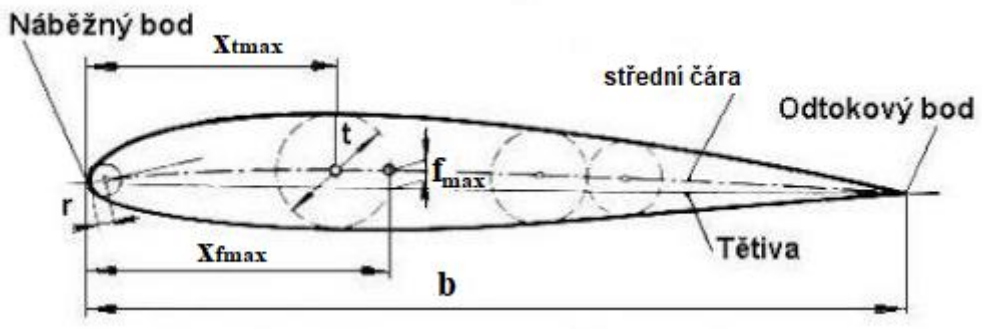
3.2 Geometrie profilu křídla

Pro následující úvahy byl zvolen obecný letecký profil. Vyplníme-li celý profil kružnicemi tak, aby vždy byly tečné k sací a zároveň tlakové části profilu, tak spojnice jejich středů tvoří křivku, zvanou střední čára. Pokud je náběžná a odtoková hrana opsána oskulační kružnicí a jejími středy vedena tečna ke střední čáře, je získán náběžný a odtokový bod. Úsečka spojující náběžný bod profilu s odtokovým se nazývá tětiva profilu a je značena b. Úhel mezi tětivou a vektorem volného proudění přitékajícího vzduchu na profil je úhlem náběhu, značen α.

Průměr největší vepsané kružnice profilu je označován jako tloušťka profilu t_{max} a jeho vzdálenost od náběžné hrany profilu x_{tmax}. Největší kolmá vzdálenost mezi tětivou a střední čarou se označuje jako prohnutí profilu f_{max} a jeho vzdálenost od náběžné hrany x_{fmax}.

Poslední čtyři zmíněné hodnoty jsou zpravidla uváděny v poměru ku délce tětivy v procentech, díky čemuž lze jednotlivé profily mezi sebou lépe porovnávat [1],[7]:

$$\frac{t_{max}}{b}\ v\ relativní\ vzdálenosti\ \frac{x_{tmax}}{b}$$
$$\frac{f_{max}}{b}\ v\ relativní\ vzdálenosti\ \frac{x_{fmax}}{b}$$



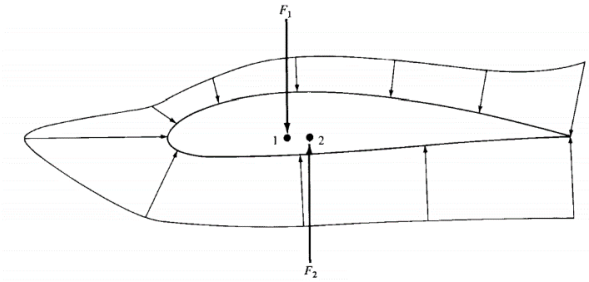
Obr. 4 rozměrová definice leteckého profilu - převzato z [7]

3.3 Obtékání leteckého profilu

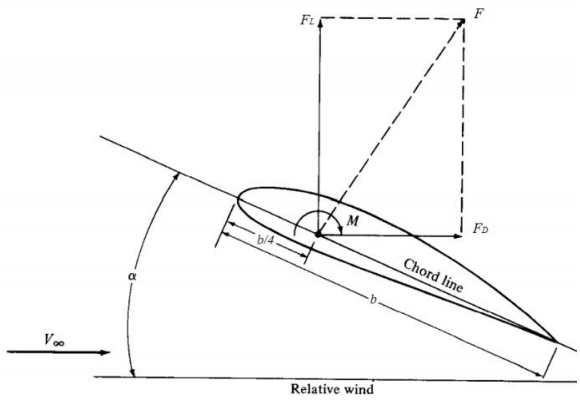
Následující rozbor je proveden pro zjednodušení pouze pro 2D profil, tento stav lze ale též snadno interpretovat jako rozbor proudění okolo křídla o „nekonečném rozpětí“.

Je-li umístěn letecký profil do volného proudu vzduchu, dochází ke změně rychlosti a směru proudění podél něj. Horní, vydutá část profilu, též zvaná sací, je možné si představit jako otevřený difuzor, kdy pomyslným zúžením kanálu je zvýšena rychlost proudění a zároveň snížen tlak v blízkosti profilu. Naopak u spodní (tlakové) strany profilu, která je v nejjednodušším případě přímá, dochází při kladném úhlu náběhu k nárůstu tlaku, neboť se zde sčítá tlak statický s dynamickým. Pokud jsou sečteny všechny elementární normálové síly způsobené tlakem podél sací strany, je získána výslednou sílu, která obecně směřuje směrem dolů. Pro stejný součet, ovšem podél tlakové části je získána opět výslednice, tentokrát obecně směřující vzhůru. Součtem těchto dvou sil je možno získat výslednou sílu F. Protože však vlivem nerovnoměrného rozložení tlaku podél profilu neleží obě síly zpravidla na jedné nositelce, je nutno sílu F pro součet doplnit momentem M. Velikost tohoto momentu obecně závisí, při zachování konstantní rychlosti proudění, na úhlu náběhu a na bodě, ke kterému je tento moment vztažen. Na profilu křídla však existuje bod, vůči kterému je při různých úhlech náběhu moment konstantní a tento bod je nazýván aerodynamickým centrem profilu. Pro běžné podzvukové profily leží přibližně v oblasti jedné čtvrtiny tětivy.

Je-li síla F rozložena do dvou směrů – rovnoběžného s volným proudem a kolmého na tento proud – tak ve směru kolmém na volné proudění je síla vztlaková F_L a ve směru rovnoběžném leží indukovaný odpor F_D.



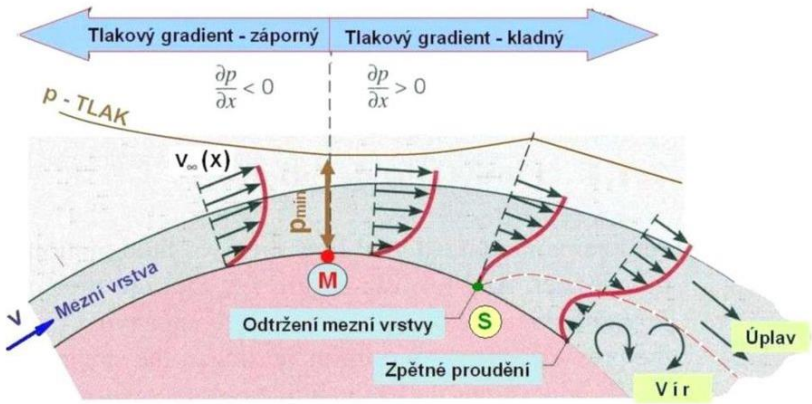
Obr. 5 Rozložení tlaku podél obtékaného leteckého profilu - převzato z [1]



Obr. 6 Silové účinky působící na profil umístěný do volného proudu vzduchu pod obecným úhlem náběhu - převzato z [1]

V blízkosti profilu je oblast proudění ovlivněna obtékaným tělesem, nazývaná mezní vrstva, ve které dochází ke změnám v rychlosti proudění vlivem viskozity média – vzniká rychlostní profil. V této vrstvě tak působí tečná napětí, a to způsobuje vznik druhé hlavní odporové síly – parazitického odporu. [1]

Proudění v mezní vrstvě má v místě nejvyšší rychlosti i nejmenší tlak. Od tohoto místa dál po směru proudění však rychlost zase zpátky klesá a tlak narůstá. Ztráta rychlosti ale není přímo úměrná nárůstu tlaku vlivem vazkých sil, které proudění též zpomalují. V určitém bodě už je zpomalení tak vysoké, že se médium zastaví a vlivem stále rostoucího tlaku směrem dále po proudu dokonce začíná proudit v opačném směru. Bod, kde se médium zastaví, se nazývá místem odtržení mezní vrstvy a proud vzduchu, který byl mezní vrstvou je nazýván úplav. Zvyšováním úhlu náběhu se místo odtržení posouvá směrem k náběžné hraně. [2] [12]



Obr. 7 Schematický průběh rychlosti a tlaku v mezní vrstvě – převzato z [12]

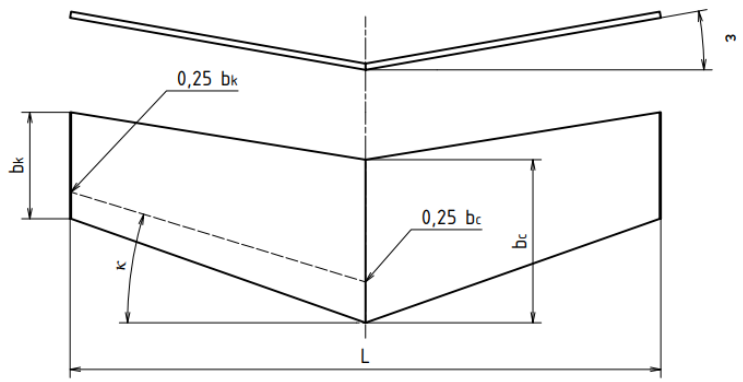
3.4 Rozměrová definice křídla

Pro popsání jednoduchého křídla zpravidla stačí jeho vyobrazení v půdorysu a nárysu.

V půdorysné rovině lze sledovat rozpětí letounu značené L, zároveň průmět křídla do půdorysné roviny definuje nosnou plochu křídla S. Dalšími parametry sledovatelnými z tohoto pohledu jsou hloubka křídla u kořene b_c a u konce b_k.

Je- li v první čtvrtině hloubky křídla u kořene i u konce vytvořen bod a těmito dvěma body vedena přímka, pak její úhel vzhledem ke kolmici k podélné ose letu je úhel šípu křídla, značen *κ*.

V nárysné rovině je znatelný úhel vzepětí křídla ε.



Obr. 8 Schéma hlavních rozměrů křídla

3.5 Základní síly působící na letoun

Základní čtyři síly působící na letoun, jak již v 18. století nastínil sir George Cayley [8], vztlak, tah, odpor a gravitace. Právě proto je s výhodou využíváno dříve zmíněného třetího souřadného systému vycházejícího z volného proudu vzduchu. Díky takto zvolenému souřadnému systému jsou při daném úhlu náběhu vždy známy směry všech základních čtyř sil působících na letoun.

Mimo to může být letoun ještě zatížen boční silou a třemi momenty – klopivým, klonivým a zatáčivým.

V případě, že dojde k odchylce ve směru letu letounu od přímého horizontálního letu je i tak výpočet oproti předchozím dvěma systémům značně ulehčen, např. pro stoupání pak stačí znát úhel stoupání a opět je vše jasně definováno. Právě pro tuto snadnost a jednoznačnost s tímto uspořádáním často pracují i výpočtové softwary, není tomu jinak ani u programů Xfoil a xflr5 použitých v této práci. Také z tohoto důvodu je pro výpočty v této práci používán prakticky výhradně tento systém.

Pro základní aerodynamický návrh jsou zásadní tři oblasti. Produkovaný vztlak letounem, odpor celého letounu a podélná stabilita letounu, která je zajištěna vzájemnou polohou neutrálného bodu letounu a jeho těžiště a zároveň momentovou rovnováhou klopivých momentů působících na letoun. Na tyto tři základní části aerodynamického návrhu je zaměřena i tato práce.

Z předchozího je zřejmé, že základní silové účinky na křídle jsou závislé na tvaru profilu, rychlosti proudění, referenční ploše křídla, úhlu náběhu a dynamickém tlaku. Tyto proměnné je možné rozdělit na dvě oblasti, na část, která se týká tvarových parametrů, tedy tvaru profilu, úhlu náběhu a ploše křídla, druhá skupina se týká parametrů proudícího média – rychlost a dynamický tlak, který sám je pouze funkcí hustoty média a jeho rychlosti.

Pokud se vrátíme pouze k dvourozměrnému profilu, ukáže se plocha křídla jako irelevantní. Pro samotný profil je podstatný pouze jeho tvar, úhel náběhu a délka tětivy, (výsledná síla má pak jednotku N/m). Pro možnost návrhu a porovnávání křídel a profilů (resp. určování jimi generovaných sil) je tak nutné zavést koeficient, který by zohledňoval právě tyto dva parametry, nezávislé na absolutní velikosti profilu. Těmito koeficienty jsou c_L pro vztlakovou sílu, c_D pro odporovou a c_M pro moment vznikající silovými účinky na křídle. Pro zajištění nezávislosti na absolutní velikosti profilu jsou tyto koeficienty závislé pouze na úhlu náběhu, tvaru profilu a Reynoldsově čísle. Díky tomu je možné je experimentálně změřit a následně s jejich pomocí provést výpočet křídel o úplně jiných rozměrech. [1]

Při zaměření pouze křídlo, jsou silové účinky pomocí těchto koeficientů definovány následovně:

Pro vztlakovou sílu:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot S \cdot \rho_v \cdot v^2 \qquad [3\text{-}1]$$

Pro odpor:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot S \cdot \rho_v \cdot v^2 \qquad [3\text{-}2]$$

Pro moment nosné plochy od aerodynamických sil:

$$M = \frac{1}{2} \cdot c_M \cdot b \cdot S \cdot \rho_v \cdot v^2 \qquad [3\text{-}3]$$

4 Rešerše použitelných řešení

Pro kvalitní návrh nové verze létající laboratoře je nutné porozumět předchozím typům, jejich výhodám a nedostatkům, na základě čehož je možné určit, jaké vlastnosti pro nový letoun zachovat, a naopak jaké se pokusit eliminovat. Rešerše se týká především létajících laboratoří postavených na ústavu Mechaniky tekutin a termodynamiky FS ČVUT.

4.1 Létající laboratoř V.1.

První verzi létající laboratoře navrhl a následně zkonstruoval Ing. Jan Fiala v roce 2006. Jednalo se o letoun s rozpětím 3400 mm o vzletové hmotnosti 8 kg, který byl inspirován skutečným větroněm TST-10M. Jednalo se o motorový kluzák s vrtulovým pohonem, ocasními plochami tvaru T a skořepinovou kapotáží draku letounu, která byla zamýšlena jako modulární. Ocasní plochy byly propojeny s trupem odpojitelnou trubkou, která zároveň sloužila jako osa rotace tlačné vrtuli se sklopnými listy. Snahou tohoto řešení umístění vrtule bylo směrování vektoru tahu skrz těžiště (u klasického řešení výklopného pohonu dochází k vytváření nežádoucího momentu na letoun). Vrtule zároveň musela být sklopná pro dosažení lepší klouzavosti, která byla klíčová pro delší dobu měření při klouzavém letu. Zároveň ale nebylo možné vrtuli používat pro start, protože by docházelo k její kolizi s terénem. Proto bylo přistoupeno ke startům z katapultu. Křídlo bylo rozebíratelné pouze do té míry, že bylo možno odpojit poloviny křídla od trupu pro jednodušší manipulaci a převážení.

Hlavní nevýhodou tohoto řešení se ukázala nutnost pro každý nový profil vytvořit celé nové křídlo. Jako další nevýhody je možné brát nutnost startu katapultem a také omezený prostor uvnitř skořepiny trupu, která byla maximálně uzpůsobena aerodynamickým požadavkům pro dlouhotrvající let, při kterém mělo docházet k hlavní části měření.

Správnou myšlenkou se naopak ukázal být požadavek modulárnosti, tedy co nejvyšší univerzálnosti letounu tak, aby jej bylo možné co nejsnáze vždy přestavět pro konkrétní cíl daného měření. Jistou výhodou je pak také plán měření za klouzavého letu, kdy je odbourán zdroj turbulencí od otáčející se vrtule. [5]

Obr. 9 Létající laboratoř V. 1. převzato z [5]

4.2 Létající laboratoř V.2.

Druhá verze létající laboratoře byla náplní diplomové práce Ing. Víta Štorcha z roku 2012, který rozpracovaný letoun převzal po Bc. Jakubovi Filipovském. Výsledkem byl hornoplošník klasické koncepce s vrtulovým tažným pohonem na přídi, pevným podvozkem a základním rozpětím činícím 3400 mm o vzletové hmotnosti 16,5 kg bez měřící techniky, maximálně však 20 kg. Snahou tohoto projektu bylo odbourat hlavní nedostatek předchozí verze, tedy nutnosti vyrábět pro každé měření celé křídlo. Toho bylo docíleno odnímatelnými koncovkami křídel o šířce 500 mm, na nichž byly umístěny tlakové odběry. Letoun mohl startovat ze země, a to jak s přimontovanými koncovkami, tak bez nich. Díky tomuto řešení stačilo pro každé další měření vytvořit vždy jen dvě koncovky křídla, odpadla pracná montáž řídicích ploch a celý proces se zjednodušil. Vzhledem ke konstrukci se však jednalo už spíše o čistě motorový letoun s horší klouzavostí a k měření mělo docházet za motorového letu. Za tímto účelem byla laboratoř osazena autonomní technikou, která měla udržovat přímý směr letu, vypomáhat s řízením, případně i následovat trasu dle zadání.

Při zkušebních letech se ale ukázal zásadní nedostatek tohoto řešení. Tím, že byly řídicí plochy umístěny blíže k trupu a zároveň byla měřicí oblast ohraničena svislými deskami pro snížení interferencí mezi hlavní nosnou plochou a měřenými koncovkami, způsobila velmi nízkou dominanci křidélek. Tím se stal celý letou velmi těžko řiditelným.

Důležitým faktorem této verze je pokračující snaha o modulárnost a celkovou uživatelskou vstřícnost zařízení. [6]

Obr. 10 Létající laboratoř V. 2. převzato z [6]

4.3 Pinguin B

Tento letoun je dle výrobce především platformou pro kvalitní fotografické či audiovizuální záběry z výšky řízenou autopilotem. Jedná se o koncepci s tlačnou vrtulí, dvojitým trupem a středovou gondolou a ocasními plochami do tvaru A. Celý letoun se skládá z několika částí a je možné jej relativně jednoduše složit a znovu rozložit. Pohon je zajištěn spalovacím motorem, rozpětí činí 3300 mm a maximální vzletová hmotnost je 21,5 kg. I když se nejedná o letovou laboratoř v pravém slova smyslu, má tato koncepce mnoho potenciálních výhod, např. v podobě uvolněné přídě, která umožňuje montáž i jiných měřicích aparatur, než pro které je letová laboratoř primárně určena. Mimo to je možné si od takového uspořádání slibovat nižší ovlivnění obtékání křídel pohonnou jednotkou, neboť největší zvíření proudu vzduchu od vrtule je až za ní. Uspořádání podvozku s příďovým kolem zajišťuje nejen snadnější přistávání, ale mnohem menší možnou vzletovou rychlost, protože při vzletu lze přitáhnout příď vzhůru a markantně tak zvětšit úhel náběhu na letoun. [9]

Obr. 11 Letoun Pinguin B - převzato z [9]

5 Principy stanovení vybraných aerodynamických veličin pomocí letových laboratoří

Typy aerodynamických měření, které je možné provádět pomocí letových lze rozdělit na dva hlavní druhy, které jsou odlišeny na základě získávání měřené veličiny. Do první skupiny lze řadit měření na bázi určení tlaku vzduchu, do druhé kategorie jsou zařazeny ostatní druhy měření.

Mezi měření na bázi odebírání tlaku lze řadit především měření rychlosti pomocí pitotových trubic a prandtlových sond, dále pak měření rozložení statického tlaku po křídle pomocí tlakových odběrů.

Do druhé kategorie lze pak řadit měření okamžitého úhlu náběhu, rychlosti pomocí systémů GPS, tahu motoru, měření účinnosti pohonu v různých rychlostech a podobně. Velmi rozšířeným způsobem sledování průběhu proudění je pomocí vizualizace proudění.

5.1 Měření tlaku

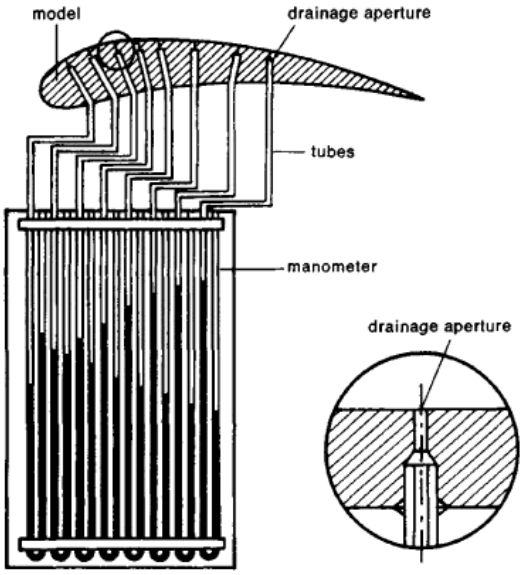
Pro měření tlaku na letounu je nejpříhodnější použít senzor tlaku na bázi tenzometrického můstku. Takový senzor umožňuje převod změřeného tlaku přímo na elektrický signál, který lze pomocí převodníku zaznamenávat v podobě naměřených dat na řídicí jednotce měřící aparatury. Tyto senzory tlaku umožňují v případě nejpřesnějších senzorů měření s chybou do 0,05 %, což je zcela dostatečná přesnost pro aplikaci na létající laboratoři. [13]

Existuje velké množství provedení senzorů, nicméně pro aplikaci na létající laboratoři by pro použití na tlakových měřičích rychlosti byla ideální volba diferenciálního senzoru tlaku, který přímo umožňuje měření tlakové diference mezi statickým a dynamickým tlakem.

Rychlost je možné měřit jak celého letounu na předsunuté pitotově trubici, tak v různých kritických oblastech letounu (např. přechod křídlo – trup) pomocí prandtlových sond.

Měření statického tlaku podél profilu křídla odběry statického tlaku má velký význam pro sledování změn v rozložení tlaku podél křídla a je to také jedním z hlavních úkolů, pro které má být letová laboratoř používána. Díky těmto měřením lze určit nejen celkové silové účinky působící na křídlo, jako je tomu například při využití aerodynamických vah, ale i rozložení normálového zatížení na sací i tlakové straně křídla. Z bilance těchto parciálních sil lze následně určit nejen celkové silové účinky působící na křídlo, ale i naměřená data použít pro optimalizaci zvoleného profilu pro danou aplikaci. Mimo to lze použít tento typ měření i pro zjištění místa odtržení mezní vrstvy, které je provázeno tlakovou špičkou v místě odtržení. [1] [14]

Vlastní měření je realizováno velkým množstvím kalibrovaných otvorů umístěných podél jedné linie. Vzhledem k vyšší hmotnosti a rozměrům měřidla jsou senzory a datová sběrnice umístěny do trupu letounu a tlakové odběry jsou propojeny s měřicím zařízením pomocí ohebných hadiček. [14]



Obr. 12 Schéma rozložení tlakových odběrů podél profilu pro tunelová měření, osazeném kapalinovými manometry – převzato z [14]

Obr. 13 Tlakový senzor umožňující montáž přímo na desku s plošnými spoji – převzato z [15]

Tento typ měření je výhodnější praktikovat absolutním měřidlem tlaku, v případě požadavku na porovnání změřených hodnot se statickým tlakem volného vzduchu pak stačí přidat pouze jeden další senzor a porovnání je následně provedeno až při zpracování dat.

5.2 Vizuální metody

Instalací kamery sledující křídlo je možné sledovat proudění pomocí vizuálních metod. Tyto metody měření neposkytují výsledky v podobě číselných hodnot, zato jejich vypovídací schopnost o stavu a směru proudění je obrovská. Mimo to je jejich užití vzhledem k jednoduchosti celého uspořádání velmi levné.

Nejčastěji používané metody simulace jsou dvě, fáborková a kouřová metoda.

Při fáborkovém způsobu je sledovaná oblast letounu polepena velkým množstvím nitek, vláken, či stužek. Ty se následně při letu stáčejí po směru proudění. Zkušená osoba je mimo to na základě sledování kmitání nitky v proudění schopna odhadnout i místo odtržení mezní vrstvy a podobně.

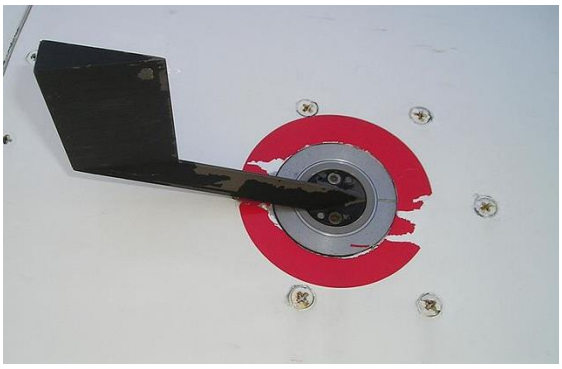
Ke kouřové metodě je použit zdroj tenkého proudu kouře, který je za letu unášen proudícím vzduchem a zviditelní tak proudění jinak neviditelného vzduchu.

Ve standardní konfiguraci se s použitím těchto metod na letové laboratoři nepočítá, nicméně vzhledem k jejich vysoké užitné hodnotě a zároveň nízké hmotnosti současných kamer by jejich užití na nebylo nijak náročné a v budoucnu možné. [16]

Obr. 14 Sledování obtékání pomocí vizualizačních metod na letounu F-18 – převzato z [17]

5.3 Měření úhlu náběhu

Pro měření okamžitého úhlu náběhu na křídlo je možno využít velmi jednoduché, zato účinné metody. Před křídlo je přimontováno měřicí zařízení v podobě korouhve, která má osu otáčení shodnou s osou „z“ letadla. Pokud je úhel natočení korouhve zaznamenáván, ať už pomocí kamery či snímače natočení, je možné takto získávat poměrně přesná data o právě platném úhlu náběhu, kterému je křídlo vystaveno. Díky tomu lze následně sledovat vliv úhlu náběhu na ostatní měřené veličiny v reálném čase. [18]



Obr. 15 Senzor úhlu náběhu na trupu dopravního letounu – převzato z [19]

Obr. 16 Vizualizační zařízení úhlu náběhu na křídle rádiem řízeného modelu – převzato z [18]

5.4 Analýza výkonu a účinnosti pohonu

Pokud by bylo překonstruováno uložení motoru na gondole, bylo by pomocí tenzometrického snímače možné získávat data o produkovaném tahu motoru. V kombinaci s měřením elektrického výkonu z proudu a napětí přiváděných do motoru, je dále možné měřit účinnost pohonné jednotky za letu. Pokud by byla předem změřena účinnost motoru, je v konečném důsledku možné měřit i účinnost vrtule. Toto měření má tu výhodu, že probíhá v proudícím vzduchu a zahrnuje tak změny v úhlu náběhu na list vrtule, zatímco běžná statická měření, kterým jsou vrtule zpravidla podrobována toto neumožňují a výsledná závislost účinnosti a velikosti tahu vrtule v závislosti na otáčkách je tímto zkreslena.

6 Stanovení základních technických parametrů letové laboratoře

Z předchozích verzí letových laboratoří plyne několik podmínek pro získání nového, lepšího provedení. Základem je zachovat možnost výměny pouze částí křídla, stejně jako tomu bylo u verze 2. Oproti předchozí verzi však bude tento segment se zkoumaným profilem možno vždy nejprve proměřit v aerodynamickém tunelu a až poté jej umístit na letadlo, což musí umožňovat systém propojení křídla. Pro lepší ovladatelnost je však nutné tuto část křídla přesunout doprostřed poloviny křídla. Zde bude snížené ovlivnění proudění trupem, zároveň však bude možno mít řídící plochy na koncích křídla a tím zajistit i dostatečnou ovladatelnost. Měřený segment křídla bude z obou stran ohraničen deskami pro další snížení interference mezi ostatními plochami letounu.

Půdorys křídla se sestává z obdélníkového středu, který je v poslední třetině každé poloviny doplněn pravoúhlým lichoběžníkem tak, aby byla zachována přímá náběžná hrana. Tento tvar je stále ještě relativně jednoduchý na výrobu, zároveň má ale nižší indukovaný odpor než křídlo zcela obdélníkové. Obě poloviny křídla bude možno rozdělit na tři části, hlavní nosník křídla bude trubka z uhlíkového kompozitu. Díky tomu bude možné při sestavování tyto trubky do sebe zasouvat a následně zajistit vhodným způsobem.

Stejně jako u letounu pinguin B bude uspořádání nové letové laboratoře sestávat ze dvou nosníků vedoucích k ocasním plochám tvaru A, středové gondoly a tlačné vrtule. Ta bude v případě navrhovaného provedení navíc sklopná, pro zlepšení klouzavosti. Od koncepce s tlačnou vrtulí je navíc možné očekávat nižší ovlivnění měřených ploch turbulencemi od vrtule, protože ta bude vzduch přes profil pouze nasávat a hlavní zvíření se bude dít až za křídlem.

Uvolněná příď umožňuje instalaci různých doplňkových měřících zařízení, jako jsou kamery apod. Mimo to ji bude možno navrhnout jako celou vyměnitelnou, podobně jako tomu mělo být u verze první. Další výhodou je, že v případě kolize letounu bývá nejtvrději zasažena právě příď. Díky tomu by nedošlo k poškození vrtule pohonné jednotky, nehledě na mnohem jednodušší opravu, kdy by teoreticky bylo možné pouze poškozenou příď sundat a zaměnit za novou.

Pro jednoduchost by byl zvolen pevný podvozek, s tím, že by bylo již v počátečním návrhu počítáno s možností pozdější instalace zasouvacího podvozku.

Vzhledem ke dvěma stínicím deskám, které pravděpodobně budou samy o sobě snižovat ovladatelnost, nebude letou vybaven winglety.

6.1 Návrhové výpočty

Pro počáteční přiblížení při návrhu letové laboratoře je vycházeno především z empirických vztahů, pomocí nichž byl získán hrubý odhad vhodných rozměrů letounu, které sloužily jako prvotní vstup pro iterační výpočty.

6.1.1 Zadané počáteční parametry

- Vyměnitelná část křídla má rozměry b = 450 mm, L_{II} = 700 mm

6.1.2 Volené počáteční parametry

- Vzepětí ε = 3°
- Štíhlost křídla λ= 7–15
- Křídlo lichoběžníkového půdorysu s přímou náběžnou hranou (snadnost konstrukce)

6.1.3 Základní rozměrový návrh letounu

Délka tětivy vyměnitelného segmentu byla převzata i pro zbytek křídla, ze zvolené štíhlosti λ = 8 lze nyní předběžně určit rozpětí:

$$L = \lambda \cdot b = 8 \cdot 450 = 3600\ mm \qquad [6\text{-}1]$$

Plocha křídla:

$$S = b\ \cdot L = 0{,}45\ \cdot 3{,}6 = 1{,}62\ m^2 \qquad [6\text{-}2]$$

Plocha poloviny křídla tedy bude:

$$\frac{S}{2} = \frac{1{,}62}{2} = 0{,}81\ m^2 = S_I + S_{II} + S_{III} \qquad [6\text{-}3]$$

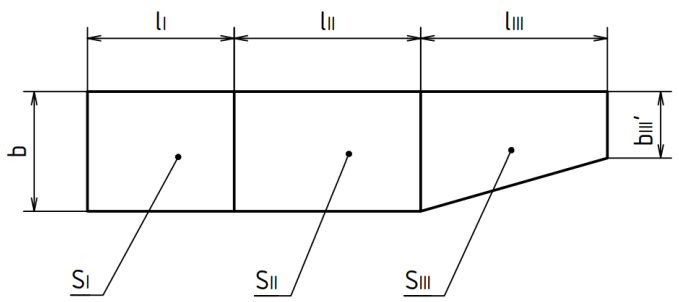
Kde S_I = plocha segmentu nejblíže trupu, S_{II} = plocha měřeného segmentu a S_{III} = plocha segmentu na konci křídla tvaru lichoběžníku.

Z předešlého lze nyní určit rozměry prvního segmentu. Délka posledního segmentu byla zvolena L_{III} = 700 mm, délka tětivy na konci křídla b_{III}' = 250 mm. Požadavek byl na zachování shodné plochy s původně navrhovaným obdélníkovým křídlem, proto:

$$S_{III} = \frac{b'_{III} + b}{2} \cdot L_3 = \frac{0{,}25 + 0{,}45}{2} \cdot 0{,}7 = 0{,}245\ m^2 \qquad [6\text{-}4]$$

$$S_{II} = b \cdot L_{II} = 0{,}45 \cdot 0{,}7 = 0{,}315\ m^2 \qquad [6\text{-}5]$$

$$S_I = \frac{S}{2} - S_{II} - S_{III} = 0{,}81 - 0{,}245 - 0{,}315 = 0{,}250\ m^2\ \rightarrow L_I = \frac{S_I}{b} = \frac{0{,}250}{0{,}45} \cong 0{,}56\ m \qquad [6\text{-}6]$$



Obr. 17 Výpočtové schéma poloviny křídla

Celkové rozpětí při uvážení předpokládané šířky trupu W = 300 mm bude:

$$L = 2 \cdot (L_I + L_{II} + L_{III}) + W = 2 \cdot (0{,}56 + 0{,}7 + 0{,}7) + 0{,}3 = 4{,}22\ m \qquad [6\text{-}7]$$

Výsledná štíhlost křídla:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} = \frac{4{,}22^2}{1{,}62} \cong 11\ \rightarrow stále\ se\ nachází\ v\ toleranci \qquad [6\text{-}8]$$

Střední hloubka křídla b_s:

$$b_s = \frac{S}{L} = \frac{1{,}62}{4{,}22} = 0{,}39\ m \qquad [6\text{-}9]$$

Odhad předpokládané vzletové hmotnosti:

Odhad byl proveden na základě empiricky získaných hodnot pro objemové zatížení křídla, kdy empiricky zjištěná hodnota je OZ = (5 ÷ 8) kg/m^3 . Pro účely odhadu byla zvolena hodnota OZ = 6, celková předpokládaná hmotnost letounu:

$$OZ = \frac{m}{S\ \cdot\ \sqrt{S}} \rightarrow m = OZ\ \cdot S \cdot \sqrt{S} = 6 \cdot 1{,}62 \cdot \sqrt{1{,}62} \cong 12{,}37\ kg \qquad [6\text{-}10]$$

Návrh velikosti ocasních ploch:

Při návrhu velikosti ocasních ploch bylo opět vycházeno z empiricky zjištěných hodnot pro jejich mohutnost i vzdálenost od křídla.

Vzdálenost od křídla L_V:

$$L_V = (3{,}7\ \div 4{,}2) \cdot b\ \rightarrow L_V = 4 \cdot 0{,}45 = 1{,}8\ m \qquad [6\text{-}11]$$

Mohutnost ocasních ploch:

$$\begin{aligned} A_{VOP} &= 0{,}45 \div 0{,}89\ \rightarrow zvoleno\ A_{VOP} = 0{,}65 \\ A_{SOP} &= 0{,}020\ \div 0{,}039 \rightarrow zvoleno\ A_{SOP} = 0{,}03 \end{aligned} \qquad [6\text{-}12]$$

Určení rozměrů ocasních ploch:

Vzhledem k tomu, že empirické vztahy jsou vytvořeny pro ocasní plochy klasické koncepce a pro létající laboratoř byly vybrány ocasní plochy tvaru A, nyní určované velikosti ploch budou mít význam průmětů skutečných ocasních ploch do vodorovné (resp. svislé) roviny.

Vodorovný průmět:

$$S_V = \frac{A_{VOP} \cdot S \cdot b}{L_V} = \frac{0{,}65 \cdot 1{,}62 \cdot 0{,}45}{1{,}8} = 0{,}264\ m^2 \qquad [6\text{-}13]$$

Svislý průmět:

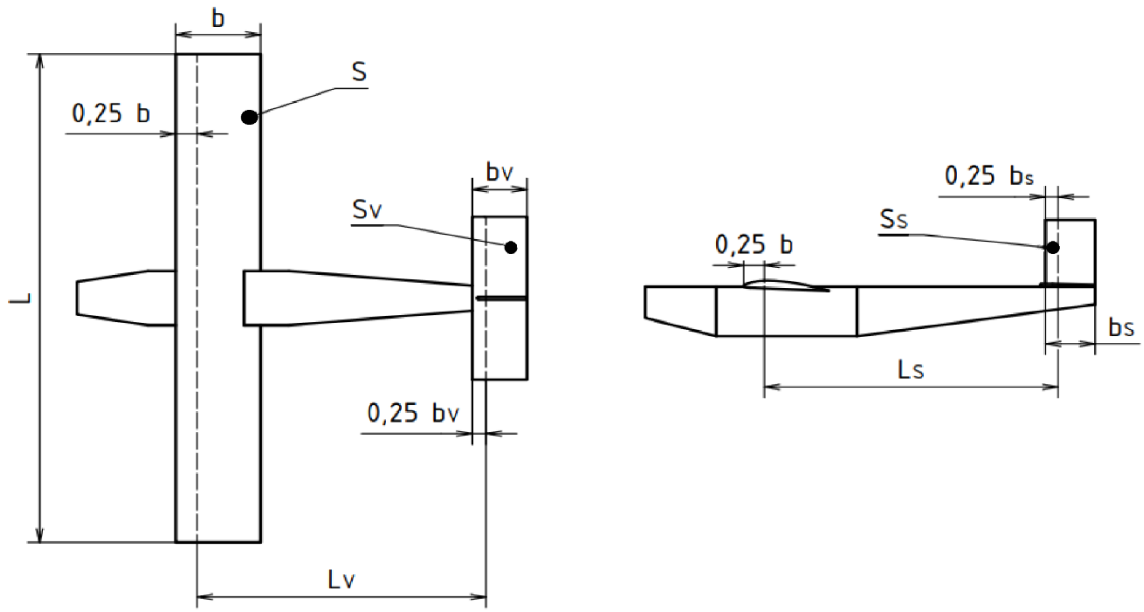
$$S_S = \frac{A_{SOP} \cdot S \cdot L}{L_S} = \frac{0{,}03 \cdot 1{,}62 \cdot 4{,}22}{1{,}8} = 0{,}114\ m^2 \qquad [6\text{-}14]$$

Zvolená velikost tětivy ocasních ploch má rozměr $b_{sop} = b_{vop} = 0{,}2$ m. Odtud lze již určit délkové rozměry ocasních ploch:

$$L_{VV} = \frac{S_V}{b_V} = \frac{0{,}264}{0{,}2} = 1{,}32\ m$$
$$L_{SS} = \frac{S_S}{b_S} = \frac{0{,}114}{0{,}2} = 0{,}57\ m \qquad [6\text{-}15]$$

Průmět do vodorovné roviny je tedy větší. Protože vrcholový úhel v místě propojení dvou polovin ocasních ploch byl zvolen na 90°, je možné určit délku jedné poloviny jako přeponu pravoúhlého trojúhelníku z Pythagorovy věty:

$$L_{OP} = \sqrt{\frac{{L_{VV}}^2}{2}} = \sqrt{\frac{1{,}32^2}{2}} = 0{,}934\ \cong 0{,}95\ m \qquad [6\text{-}16]$$



Obr. 18 Rozměrové schéma pro návrh ocasních ploch

6.2 Základní aerodynamické výpočty

Následující výpočty byly provedeny za předpokladu atmosféry dle MSA, teploty vzduchu 20 °C a nadmořské výšky 0 m n m.

6.2.1 Návrh vzletové rychlosti

Parametry zadávané do první iterace výpočtu:

rozměr	hodnota	jednotka	rozměr	hodnota	jednotka
L	4,22	m	m	12,37	kg
b_s	0,39	m	$\upsilon_{20°C}$	$1{,}51 * 10^{-5}$	m^2/s
S	1,62	m^2	$\rho_{20°C}$	1,204	kg/m^3

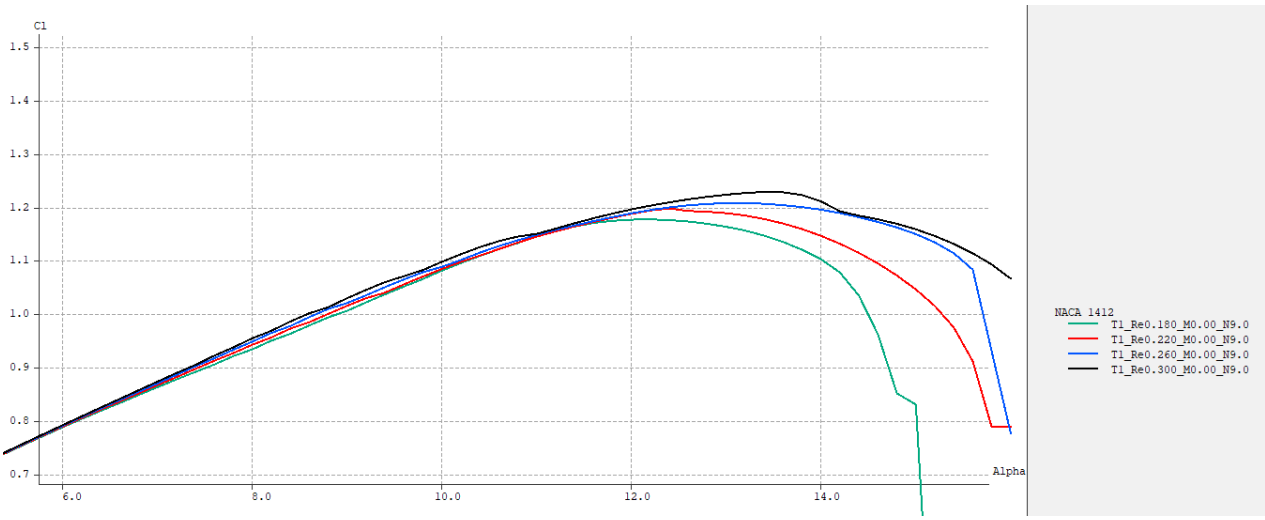
Tab. 1 Základní parametry pro výpočet

Následující výpočet byl proveden iterační formou, kdy pro zvolenou hodnotu předpokládané vzletové rychlosti je proveden výpočet až do fáze určení vztlakové síly. Pokud byla hodnota této síly nižší než předpokládaná gravitační síla působící na letoun, byl výpočet opakován až do chvíle, kdy došlo k získání dostatečného vztlaku pro vzlet. Pro lepší přehlednost výpočtů byla ale výsledná maximální vztlaková síla přepočtena přes gravitační zrychlení na hypotetickou hmotnost letounu, kterou by tato síla zvedla. Bilance pak probíhala ve formě porovnávání hmotností.

Určení Reynoldsova čísla:

$$Re = \frac{v_{min} \cdot b_s}{\upsilon} = \frac{8 \cdot 0{,}39}{1{,}51 \cdot 10^{-5}} = 2{,}06 \cdot 10^5 \qquad [6\text{-}17]$$

Pro zvolený profil křídla NACA 1412, pro který byly z programu xflr5 získány následující poláry vztlakového součinitele c_L:



Obr. 19 Polára profilu NACA 1412 pro závislost součinitele c_L na úhlu náběhu získaná z programu xflr5

Vpravo je legenda s přiřazením Reynoldsova čísla dané barvě poláry. Je vidět, že s rostoucím Reynoldsovým číslem roste maximální součinitel c_{Lmax}.

Pro nyní počítanou vzletovou rychlost byl z grafu odečten součinitel c_{Lmax} = 1,18 při úhlu náběhu α=12,5°

Určení vztlakové síly:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho \cdot S \cdot {v_{min}}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1{,}18 \cdot 1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot 8^2 = 73{,}65\ N \qquad [6\text{-}18]$$

Určení odpovídající hmotnosti letounu:

$$m = \frac{F_L}{g} = \frac{73{,}65}{9{,}81} = 7{,}5\ kg \qquad [6\text{-}19]$$

Předpokládaná cestovní rychlost je dle empirických zjištění přibližně rovna dva a půl násobku rychlosti vzletové:

$$v_{cest} = 2{,}5\ \cdot v_{min} = 2{,}5 \cdot 8 = 20\ m/s \qquad [6\text{-}20]$$

Je však vidět, že vypočtená hmotnost letounu odpovídající vzletové rychlosti letounu je nižší než předpokládaná skutečná hmotnost letounu. Proto je nutné výpočet opakovat i pro další volené hodnoty v_{min}. V tomto případě byl zvolen inkrement 1 m/s.

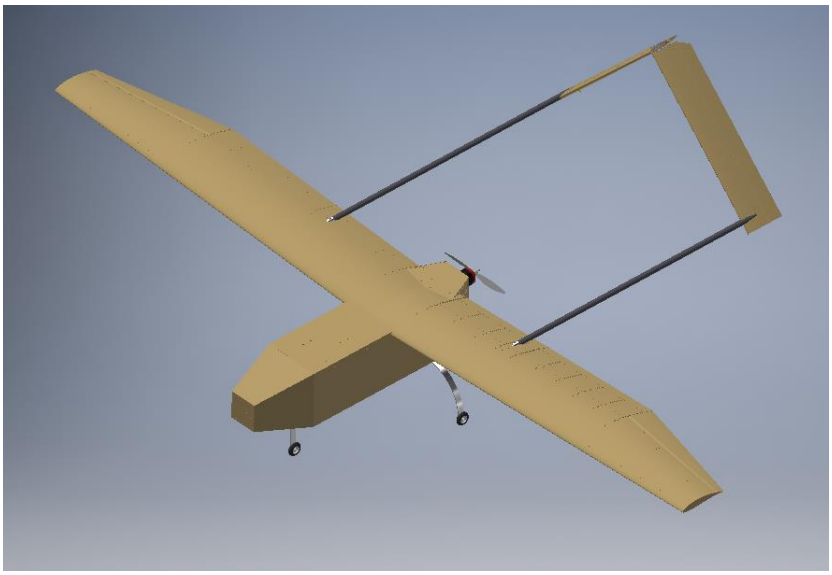
v_{min}	$Re_{20°C}$	c_{Lmax}	F_L	m	v_{cest}
8	2,17E+05	1,18	73,6501248	7,507658	20
9	2,44E+05	1,2	94,793328	9,662928	22,5
10	2,71E+05	1,22	118,97928	12,12837	25
10,5	2,85E+05	1,22	131,1746562	13,37152	26,25
11	2,98E+05	1,23	145,1449692	14,79561	27,5

Tab. 2 Výpis z jednotlivých iterací výpočtu předpokládaného maximálního vztlaku

Protože se ukázalo, že minimální vzletová rychlost je někde mezi rychlostmi 10 a 11 m/s, byl navíc proveden výpočet pro vzletovou rychlost 10,5 m/s. Vzhledem k tomu, že produkovaná vztlaková síla roste téměř s druhou mocninou rychlosti, není již dále nutné provádět další iterace výpočtu, neboť odchylka od skutečné minimální vzletové rychlosti bude minimální a nemá pro praktické užití letecké laboratoře žádný význam. Rychlost 10,5 m/s bude tedy brána v dalších výpočtech jako vzletová a rychlost 25 m/s jako cestovní.

6.2.2 Počáteční CAD model

Na základě předešlých výpočtů byl vytvořen 3D CAD model létající laboratoře v programu Autodesk Inventor:



Obr. 20 3D model létající laboratoře pro přesnější určení hmotnosti

Celý model byl vytvořen tak, aby jednotlivé díly měly hustotu shodující se s realitou, elektronika a měřicí aparatura byla taktéž osazena do modelu. Díky tomu bylo možné určit s mnohem vyšší přesností předpokládanou hmotnost modelu, která činí 12,336 kg. Nicméně pro zachování relativní jednoduchosti modelu byly zanedbány některé jeho části, jako jsou kabeláž, panty, hadičky z tlakových odběrů v křídlech, táhla ovládacích ploch apod. Proto bude v dalších výpočtech uvažována předpokládaná hmotnost modelu 13 kg.

6.2.3 Řešení parazitického odporu trupu při letu cestovní rychlostí

Původní záměr o vymodelování celého letounu v programu xflr5 včetně trupu a jeho následném podrobení simulaci v tomto programu se bohužel nezdařil. Pravděpodobnými příčinami byl nespojitý tvar trupu, který v kombinaci s numerickými metodami využívanými zvoleným programem způsoboval, že metoda nezkonvergovala a z výpočtu nebylo možné získat žádná data. Pro použití numerické simulace na trupu by bylo pravděpodobně nutné využít silnější výpočtový software, například program ANSYS fluent. Nicméně uživatelská složitost tohoto programu je vysoká, navíc získaná data jsou až příliš přesná pro účely této práce.

Proto bylo přistoupeno k řešení této problematiky pomocí empirických vzorců, jejichž přesnost je možná diskutabilní, nicméně pokud budou jednotlivé součinitele vybírány z jejich doporučeného rozsahu spíše pesimističtěji, bude výpočet probíhat na straně bezpečnosti.

Výpočet byl proveden dle [3], který vychází z uvažování tzv. smáčené plochy trupu, pro jejíž výpočet je nejprve nutné zavést několik termínů:

- d_F – výpočtový průměr hlavní části trupu, pro čtvercový průřez: $d_F = \frac{a_F \cdot 4}{\pi} = \frac{0{,}302 \cdot 4}{\pi} = 0{,}3847\ m$
- λ_F – štíhlost trupu, určená jako: $\lambda_F = \frac{l_F}{d_F} = \frac{1{,}310}{0{,}3847} = 3{,}405$
- l_F – délka trupu [m]
- a_F – délka strany trupu včetně potahu [m]

Smáčená plocha trupu pak bude:

$$S_{wetF} = \pi \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_F}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{\lambda^2}\right) = \\ = \pi \cdot 0{,}3847 \cdot 1{,}310 \cdot \left(1 - \frac{2}{3{,}405}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{3{,}405^2}\right) = 0{,}9527\ m^2 \qquad [6\text{-}21]$$

Následně je nutné určit Reynoldsovo číslo pro trup, v tomto případě bude charakteristickým rozměrem délka trupu:

$$Re = \frac{v_{cest} \cdot l_F}{\upsilon} = \frac{25 \cdot 1{,}310}{1{,}51 \cdot 10^{-5}} = 2168874 \qquad [6\text{-}22]$$

Vzhledem k vysoké hodnotě Reynoldsova čísla a velkému množství ostrých hran na trupu lze předpokládat, že drtivá většina probíhajícího proudění v okolí trupu bude turbulentní.

Nyní je třeba určit navíc upravené výpočtové Reynoldsovo číslo $Re_{cut\text{-}off}$ které je v [1] označováno jako Reynoldsovo číslo, beroucí v potaz změny v proudění vlivem drsnosti povrchu. Způsob výpočtu se odvíjí dle velikosti Machova čísla. Protože pro případ letové laboratoře při cestovní rychlosti a standardních podmínkách Ma = 0,069 < 0,9, je určeno upravené Reynoldsovo číslo:

$$Re_{cutoff} = 38{,}21 \cdot \left(\frac{l_F}{k}\right)^{1{,}053} = 38{,}21 \cdot \left(\frac{1{,}310}{0{,}00635 \cdot 10^{-3}}\right)^{1{,}053} = 15077973 \qquad [6\text{-}23]$$

Kde *„k“* je koeficient drsnosti povrchu trupu. Ten je možný dohledat v [3] v tabulce 13.3, kde byl vybrán typ povrchu „hladká barva“, od kterého lze očekávat, že bude nejvíce korespondovat s povrchem balsy, která byla použita pro potažení trupu.

Protože je hodnota Re nižší, než hodnota Re_{cutoff} bude na základě [3] pokračováno ve výpočtech s běžným Re.

Nyní je již možné určit následující součinitele:

Součinitel povrchového tření pro turbulentní proudění:

$$C_{f,turbulent} = \frac{0{,}455}{(\log Re)^{2{,}58} \cdot (1 + 0{,}144 \cdot Ma^2)^{0{,}65}} = \\ = \frac{0{,}455}{(\log 2168874)^{2{,}58} \cdot (1 + 0{,}144 \cdot 0{,}069^2)^{0{,}65}} = 0{,}00388 \qquad [6\text{-}24]$$

Součinitel tvaru trupu (form factor):

$$FF_F = 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_F}{d_F}\right)^3} + \frac{\frac{l_F}{d_F}}{400} = 1 + \frac{60}{\left(\frac{1{,}310}{0{,}3847}\right)^3} + \frac{\frac{1{,}310}{0{,}3847}}{400} = 2{,}53 \qquad [6\text{-}25]$$

Součinitel interference mezi trupem a ostatními částmi letounu byl volen z rozsahu uvedeném v [3]. Volba probíhala na základě uvážení tvaru přechodů trup – křídlo a celkového tvaru trupu. Konečná hodnota součinitele Q byla stanovena na 1,4.

Celkový součinitel odporu trupu c_{DF} byl spočten dle následujícího vztahu, pro referenční vztažnou plochu S_{ref} byla pro konzistenci s ostatními výpočty zvolena plocha křídla S:

$$c_{DF} = C_f \cdot FF_F \cdot Q \cdot \frac{S_{wetF}}{S_{ref}} = 0{,}00388 \cdot 2{,}53 \cdot 1{,}4 \cdot \frac{0{,}9527}{1{,}624} = 0{,}00806 \qquad [6\text{-}26]$$

Výsledná odporová síla působící na trup:

$$F_{DF} = \frac{1}{2} \cdot c_{DF} \cdot \rho \cdot S \cdot {v_{cest}}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0{,}00584 \cdot 1{,}204 \cdot 1{,}624 \cdot 23{,}75^2 = 4{,}91\ N \qquad [6\text{-}27]$$

6.2.4 Vyšetření vodorovného letu cestovní rychlostí

Ze vztahu pro vztlakovou sílu byl vyjádřen součinitel vztlaku. Při dosazení letových parametrů a minimální vztlakové síly pro zabezpečení letu je získán vztah pro minimální součinitel c_L:

$$c_{Lmin} = \frac{2 \cdot F_L}{\rho \cdot S \cdot v_{cest}^2} = \frac{2 \cdot 13 \cdot 9{,}81}{1{,}204 \cdot 1{,}624 \cdot 25^2} = 0{,}209 \qquad [6\text{-}28]$$

Při simulaci samotného křídla, je této hodnoty dosaženo při úhlu náběhu cca 2°. Protože program xflr5 umožňuje simulaci celého letounu, bude tato hodnota použita pouze jako výchozí hodnota úhlu náběhu při iteračním řešení podélné stability letounu. Díky tomu je možno dosáhnout vyšší přesnosti výpočtu, neboť program dokáže rovnou počítat i se silovými účinky působícími na ocasní plochy a dokáže i zohlednit případné aerodynamické ovlivnění mezi křídlem a ocasními plochami. Vzhledem k nutnosti určení odporu středové gondoly

empirickými vztahy byly odporové účinky podvozku zohledněny volbou co nejméně příznivých koeficientů z nabízených rozsahů. Jiný způsob řešení odporu podvozku by byl vzhledem k silně turbulentnímu charakteru jeho obtékání velmi složitý a zcela mimo rozsah této práce.

6.3 Základní výpočty podélné stability letounu

6.3.1 Určení polohy těžiště:

Empirie ukazuje, že statická zásoba letounu (ΔCGNP), definovaná jako poměr vzdálenosti mezi těžištěm a neutrálním bodem letounu ku střední aerodynamické tětivě by měla mít hodnotu 0,1-0,15 pro typ letounu trenér. Z tohoto poznatku je možné získat přibližnou vzdálenost polohy těžiště pro zajištění stabilního chování letounu dle vztahu:

$$\Delta CGNP = \frac{\Delta}{SAT} \rightarrow \Delta = \Delta CGNP \cdot SAT = 0{,}12 \cdot 0{,}45 = 0{,}054\, m \qquad [6\text{-}29]$$

Kde:

- SAT je střední aerodynamická tětiva, což je délka tětivy křídla v místě těžiště plochy vodorovného průmětu jedné z polovin křídla, pro tento případ je rovna 0,45 m
- Δ je vzdálenost těžiště od neutrálního bodu letounu (NP). Ten je definován jako bod na podélné ose letounu, ke kterému má součinitel klopného momentu c_M stále stejnou velikost a nemění se vzhledem k rychlosti letu. Je dán především půdorysnou geometrií celého letounu a lze jej získat mimo jiné z programu xflr5. Pro navrhovaný letoun je jeho vzdálenost od náběžné hrany X_{NP} = 0,234 m.

Vzdálenost polohy těžiště od náběžné hrany křídla potom bude:

$$X_{CG} = X_{NP} - \Delta = 0{,}234 - 0{,}054 = 0{,}18\, m \qquad [6\text{-}30]$$

Na základě těchto dat došlo přeuspořádaní elektronického vybavení v trupu tak, aby byla zajištěna správná poloha těžiště.

Z CAD modelu bylo možno odečíst pro kontrolu polohu těžiště měřenou od náběžné hrany křídla X_{CG} a od vodorovné roviny procházející náběžnou hranou křídla Y_{CG}

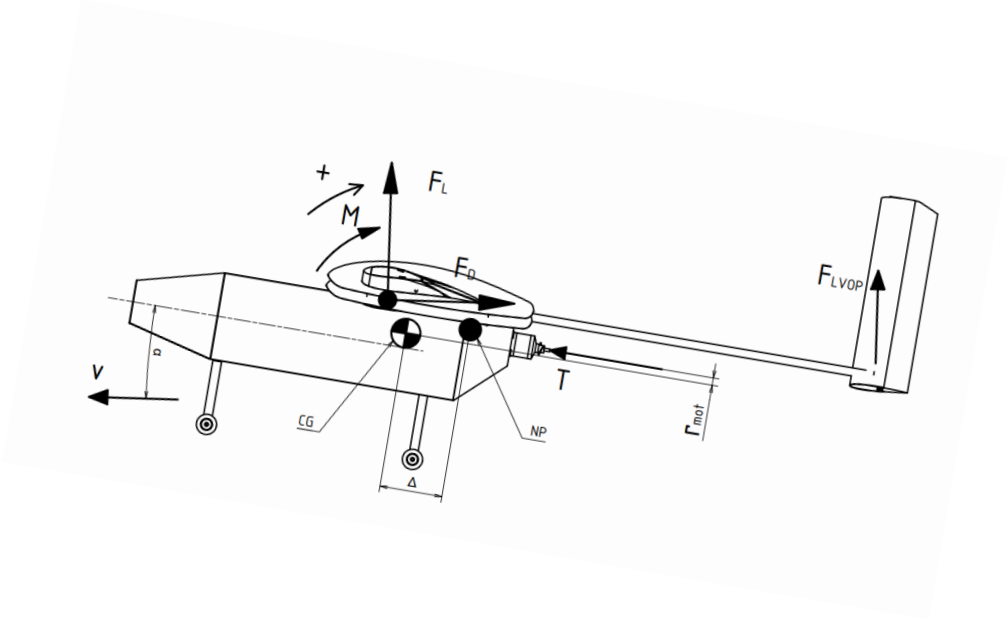
X_{CG}	0,18 m
Y_{CG}	- 0,062 m

Tab. 3 Poloha těžiště vzhledem k náběžné hraně zjištěná z CAD modelu

6.3.2 Podélná stabilita letounu:

Základní podmínkou pro statickou stabilitu letounu je, že těžiště letounu musí vzhledem ke směru letu ležet před neutrálním bodem letounu. Toho bylo docíleno výpočtem ideální polohy těžiště v předešlém odstavci.

Druhou podmínkou statické stability při horizontálním letu je, že celkový klopný moment na letoun vzhledem k jeho těžišti musí být roven nule. Toho je dosaženo rovnováhou parciálních momentů vznikajících působením jednotlivých sil na letounu – vztlak křídla, vztlak VOP, tah motoru, odpor křídla, odpor ocasních ploch, a odpor trupu letounu, všechny na svých příslušných ramenech, viz schéma:



Obr. 21 Aerodynamické síly působící na letoun ovlivňující rovnováhu klopivých momentů vzhledem k těžišti

Vzdálenost osy tahu od roviny xy, která je s ní zároveň rovnoběžná, je Y_{mot}=0,066 m. Rameno, na kterém působí tah motoru klopný moment vzhledem k těžišti je tedy r_{mot} =0,005 m.

Díky provedení simulace v programu xflr5 na celé nosné plochy letounu bylo možné určit výsledný zbývající moment působící na letoun při dané konfiguraci úhlu nastavení křídla α_K a ocasních ploch α_O. Tím bylo možné výpočet podélné stability značně zjednodušit a zároveň zpřesnit, protože tento program zároveň pracuje i se vzájemným ovlivňováním křídla a ocasní plochy. Pro zajištění rovnováhy při vodorovném letu je třeba dosáhnout nulového klopného momentu M_{CG}:

$$M_{CG} = M + M_{mot} + M_{DF} \qquad [6\text{-}31]$$

Kde:

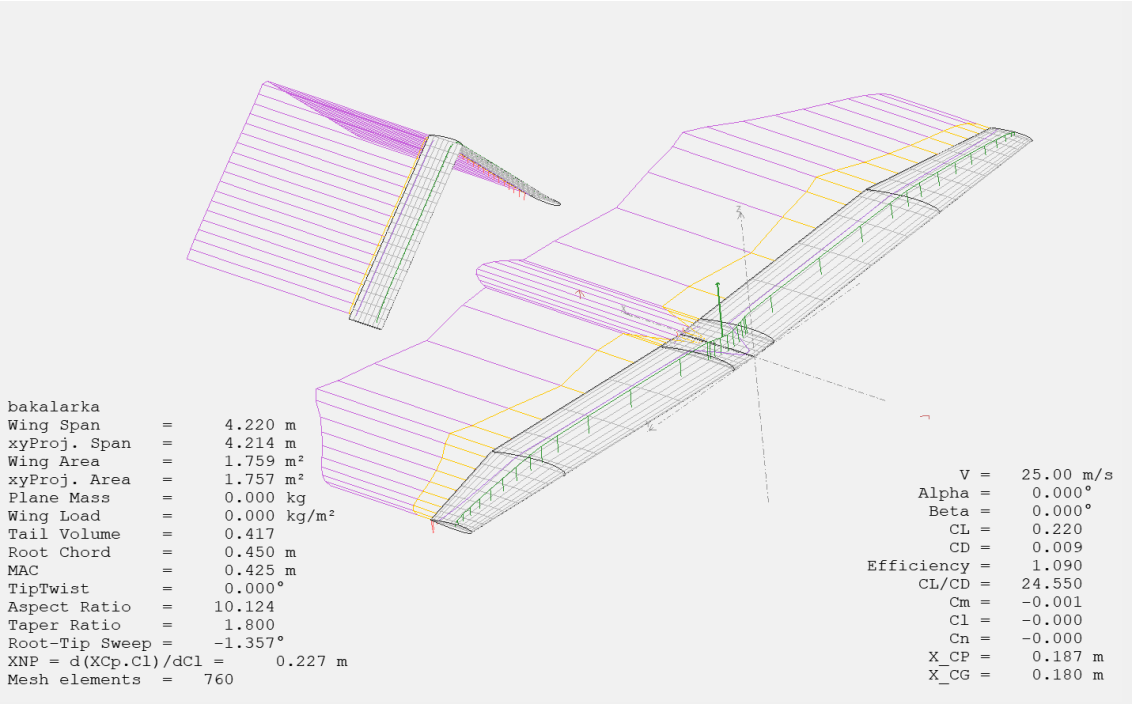
- M je celkový zbytkový klopný moment působící na nosné plochy
- M_{mot} je klopný moment od tahu motoru
- M_{DF} je klopný moment od parazitického odporu působícího na trup

Celý proces zjištění úhlu nastavení proběhl iterační formou, protože celkový odpor letounu a z něj určený potřebný tah motoru i celkový zbytkový moment jsou závislé na obou úhlech nastavení. Při hledání ideálního úhlu nastavení byl zaveden požadavek nulového úhlu náběhu na celý letoun. Takto byly zjištěny následující hodnoty:

α_K	1,5°
α_O	0,9°
c_L	0,220
c_D	0,009
c_M	-0,001
X_{CP}	0,184

Tab. 4 Získané hodnoty po iteračním řešení ideálních úhlů nastavení křídla a ocasních ploch pro horizontální let

Kde X_{CP} je vzdálenost aerodynamického středu od náběžné hrany křídla.



Obr. 22 Grafické znázornění rozložení působících silových účinků při horizontálním letu z programu xflr5

6.3.3 Kontrolní výpočet konečných parametrů:

Potřebný tah motoru pro cestovní rychlost:

$$T = F_D + F_{DF} = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho \cdot S \cdot {v_{cest}}^2 + F_{DF} = \\ = \frac{1}{2} \cdot 0{,}009 \cdot 1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot 25^2 + 4{,}91 = 10{,}40\ N \qquad [6\text{-}32]$$

Za předpokladu, že je do výpočtu navíc zohledněna odporová síla působící na gondolu trupu tak, že její nositelka leží vzhledem k nulovému úhlu náběhu na ose gondoly, lze sestavit rovnici rovnováhy klopného momentu. Kolmá vzdálenost mezi těžištěm letounu a nositelkou síly F_{DF} je označena jako r_F a má velikost 0,085 m.

$$M_{CG} = \frac{1}{2} \cdot c_M \cdot \rho \cdot S \cdot b_s \cdot {v_{cest}}^2 + r_{mot} \cdot T - r_F \cdot F_{DF} \\ M_{CG} = -\frac{1}{2} \cdot 0{,}001 \cdot 1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot 0{,}41 \cdot 25^2 - 0{,}005 \cdot 10{,}40 - 0{,}085 \cdot 4{,}91 = \\ = -0{,}719\ Nm \qquad [6\text{-}33]$$

I když se nepodařilo dosáhnout zcela nulového klopného momentu, jeho velikost je natolik blízká nule, že nebude při zalétávání problém použít trimování k získání ustáleného horizontálního letu. Mimo to je jeho orientace záporná, tudíž po přechodném jevu potlačení přídě k zemi by pravděpodobně došlo k nabrání mírně vyšší rychlosti a následnému ustálení letounu.

6.4 Pevnostní kontrola hlavního nosníku křídla na ohyb:

Kvůli typu konstrukce křídla, kdy je křídlo rozděleno na tři části, bylo nutné odpovídajícím způsobem rozdělit i hlavní nosník. Díky tomu ale bylo možné v konečném důsledku hmotnost ušetřit v porovnání s případem, kdy by byl nosník nedělený.

Nosník je tvořen třemi trubkami z uhlíkového kompozitu, které jsou do sebe v místě spojení dvou segmentů křídla zasunuty. Z toho důvodu byl proveden kontrolní výpočet na namáhání v ohybu třikrát, vždy v místě propojení dvou segmentů, kde je napětí nejvyšší.

Důsledkem anizotropního chování kompozitních materiálů je relativně vysoká komplikovanost výpočtů jejich namáhání. Proto byl v této práci zaveden značně zjednodušující předpoklad izotropního chování nosníkových trubek. I přes skutečnost, že mez pevnosti kompozitů bývá zpravidla i mezí jejich elasticity, byla z důvodu zavedení zmíněného zjednodušení zjištěná mez pevnosti snížena na polovinu. To by v kombinaci s výpočtovým maximálním přetížením v podobě 10G mělo zajistit dostatečnou bezpečnost provozu letounu.

Pevnost v tahu trubky z uhlíkového kompozitu zjištěná u výrobce činí 1035 N/mm^2. [20] Dovolené napětí v trubce bude tedy:

$$\sigma_D = \frac{R_m}{2} = \frac{1035}{2} = 517{,}5\frac{N}{mm^2} \qquad [6\text{-}34]$$

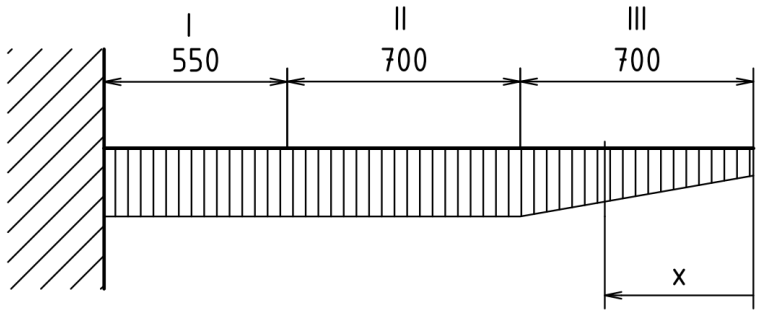
nosník	Vnější průměr D_n [mm]	Tloušťka stěny s_n [mm]	Délka segmentu l [mm]
I	20	1	550
II	25	2	700
III	30	2	700

Tab. 5 Rozměrová specifikace jednotlivých částí nosníku

Dalším zavedeným zjednodušením výpočtu byl předpoklad rovnoměrného spojitého rozložení tlaku reprezentujícího vztlak po ploše tlakové části křídla. Jeho velikost při horizontálním letu činí:

$$p_L = \frac{m \cdot 10 \cdot g}{S} = \frac{13 \cdot 10 \cdot 9{,}81}{1{,}62} = 787{,}2\ Pa \qquad [6\text{-}35]$$

Celá polovina křídla pak byla kontrolována jako vetknutý nosník:



Obr. 23 Schéma zatížení hlavního nosníku křídla

6.4.1 Kontrola segmentu křídla III:

Vzhledem k lichoběžníkovému tvaru této části křídla nebude hodnota spojitého zatížení na ni působící konstantní. Protože je délka tětivy v místě styku dílu křídla II a III 0,45 m a na konci křídla 0,25 m, byla pro výpočet stanovena délka tětivy b(x) v místě x jako:

$$b(x) = \frac{2}{7} \cdot x + 0{,}25 \cong 0{,}2857 \cdot x + 0{,}25\ [m] \qquad [6\text{-}36]$$

Nyní lze určit velikost elementární posouvající síly působící v nosníku:

$$\frac{dT_n}{dx} = -q(x) = p_L \cdot b(x) = p_L \cdot (0{,}2857 \cdot x + 0{,}25) \qquad [6\text{-}37]$$

Separací a následnou integrací je získán vztah pro velikost posouvající síly v místě x:

$$T_n(x) = p_L \cdot \left(0{,}2857 \cdot \frac{x^2}{2} + 0{,}25 \cdot x\right) + C_1 \qquad [6\text{-}38]$$

Protože platí vztah pro velikost elementárního ohybového momentu:

$$\frac{dM_o}{dx} = T_n(x) \qquad [6\text{-}39]$$

Je možno dále pomocí separace proměnných a následné integrace dojít k velikosti ohybového momentu v místě x:

$$M_o\,(x) = p_L \cdot \left(0{,}2857 \cdot \frac{x^3}{6} + 0{,}25 \cdot \frac{x^2}{2}\right) + C_1 \cdot x + C_2 \qquad [6\text{-}40]$$

Dosazením okrajových podmínek je získán konečný vztah pro ohybový moment:

$$M_o(0) = 0 \qquad T_n(0) = 0$$
$$M_o\,(x) = p_L \cdot \left(0{,}2857 \cdot \frac{x^3}{6} + 0{,}25 \cdot \frac{x^2}{2}\right) \qquad [6\text{-}41]$$

Protože lze i tuto úlohu řešit jako nosník vetknutý v místě spojení části II a III, je zřejmé, že maximální ohybový moment bude působit právě v místě vetknutí:

$$M_{omaxIII} = M_o(l_{III}) = p_L \cdot \left(0{,}2857 \cdot \frac{0{,}7^3}{6} + 0{,}25 \cdot \frac{0{,}7^2}{2}\right) \cong 61{,}1\ Nm = 61100\ Nmm \qquad [6\text{-}42]$$

Kontrola nosníku na namáhání ohybem:

Průřezový modul v ohybu pro tenkostěnnou trubku definován jako: [4]

$$W_o = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot s}{4} \qquad [6\text{-}43]$$

Napětí v ohybu lze pak určit:

$$\sigma_{oIII} = \frac{M_{omaxIII}}{\frac{\pi \cdot D_{III}^2 \cdot s_{III}}{4}} = \frac{61100}{\frac{\pi \cdot 20^2 \cdot 1}{4}} = 194{,}6 \frac{N}{mm^2} \leq 517{,}5 = \sigma_D \qquad [6\text{-}44]$$

Obdobným způsobem byla provedena kontrola i pro zbylé části nosníku:

nosník	M_{omax} [Nmm]	σ_o [N/mm^2]
I	61100	194,6
II	282873	282,9
III	578910	409,7

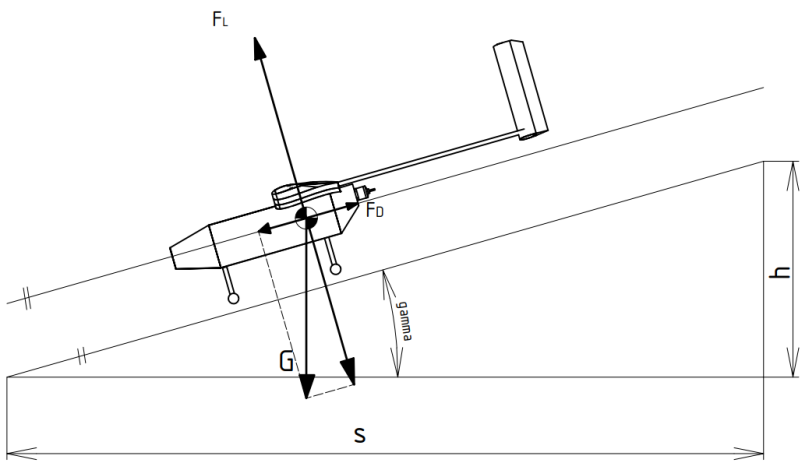
Tab. 6 Výsledá zatížení působící na jednotlivé části nosníku

Z výsledků je patrné, že pro všechny kontrolované části nosníku je působící napětí nižší než napětí dovolené a všechny segmenty proto kontrole vyhověly.

6.5 Výkonové parametry letounu:

6.5.1 Určení klouzavosti letounu:

Vzhledem k plánované možnosti měření při klouzavém letu je nutné určit tzv. klouzavost letounu. Při letu bez motoru je letoun stále brzděn odporovou silou a pro zachování konstantní rychlosti letu je třeba docílit silové rovnováhy. Toho je dosaženo sklopením přídě k zemi, čímž dojde ke změně směru sil působících na letoun. Ty pak lze rozložit viz. obrázek:



Obr. 24 Síly působící na letoun při klouzavém letu

Z obrázku je také patrné, že klouzavý let je podmíněn ztrátou výšky, a právě poměr mezi minimální nutnou ztrátou výšky pro zachování konstantní rychlosti a takto uletěnou vzdáleností se nazývá klouzavost. [21]

Zároveň je také rozkladem sil souřadného systému volného proudění možné ukázat, že klouzavost nezávisí na hmotnosti letounu:

$$\begin{gathered} F_L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 = G \cdot \cos\gamma = m \cdot g \cdot \cos\gamma \\ F_D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 = G \cdot \sin\gamma = m \cdot g \cdot \sin\gamma \\ \frac{c_L}{\cos\gamma} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 = m \cdot g = \frac{c_D}{\sin\gamma} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \end{gathered} \qquad [6\text{-}45]$$

Po zkrácení a úpravě je získán konečný vztah pro úhel klouzání:

$$\frac{\sin\gamma}{\cos\gamma} = \operatorname{tg}\gamma = \frac{c_D}{c_L} \qquad [6\text{-}46]$$

A samotnou klouzavost dle dříve zavedené definice:

$$k_{klouz} = \frac{s}{h} = \frac{1}{\operatorname{tg}\gamma} = \frac{c_L}{c_D} \qquad [6\text{-}47]$$

Nyní lze určit hodnotu klouzavosti pro navrhovanou letovou laboratoř:

$$k_{klouz} = \frac{s}{h} = \frac{c_L}{c_D} = \frac{0{,}218}{0{,}01488} = 14{,}7 \qquad [6\text{-}48]$$

Lze tedy očekávat, že při plachtění bude možno provádět měření se ztrátou jednoho výškového metru na každých ulétnutých 14,7 m vodorovným směrem.

Předchozí zjištění lze také interpretovat tak, že klouzavost nezávisí na rychlosti letu ani na hmotnosti. Při rozkladu sil do vertikálního směru:

$$\begin{gathered} F_L \cdot \cos\gamma + F_D \cdot \sin\gamma = G \\ c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot \cos\gamma + c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot \sin\gamma = m \cdot g \\ \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot (c_L \cdot \cos\gamma + c_D \cdot \sin\gamma) = m \cdot g \end{gathered} \qquad [6\text{-}49]$$

Jedinými dvěma proměnnými v tomto vztahu je rychlost letu a hmotnost letounu. Lze tedy určit rychlost klouzavého letu jako funkci hmotnosti:

$$v_K = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m}{\rho \cdot S \cdot (c_L \cdot \cos\gamma + c_D \cdot \sin\gamma)}} \qquad [6\text{-}50]$$

Důsledkem toho je, že zvýšená hmotnost letounu, například přídavným nákladem, je při zachování jeho konstrukce vyvážena pouze vyšší rychlostí letu. Zvýšená hmotnost tak neovlivní celkový dolet ze stejné počáteční výšky. Toho je využíváno například u soutěžních kluzáků, kdy v případě silných stoupavých proudů je pro zkrácení času dálkových přeletů

kluzák dovažován např. tankováním vody do k tomuto účelu připravených nádrží v křídlech letounu. [21]

Pro letovou laboratoř v základním vybavení bude rychlost klouzání:

$$\gamma = \mathrm{arctg}\frac{c_D}{c_L} = \mathrm{arctg}\frac{1}{14{,}7} = 3{,}89°$$

$$v_K = \sqrt{\frac{2 \cdot 9{,}81 \cdot 13}{1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot (0{,}218 \cdot \cos 3{,}89 + 0{,}01488 \cdot \sin 3{,}89)}} = 24{,}47\ m/s \qquad [6\text{-}51]$$

Což odpovídá cestovní rychlosti, pro kterou je celý letoun nastaven.

6.6 Návrh pohonné jednotky:

Při návrhu pohonu bylo vycházeno z maximálního předpokládaného zatížení pohonu. Pro výpočet je zvolena taková strategie měření, ve které bude měření probíhat především za klouzavého letu, kdy je ovlivnění měření tlakových poměrů na křídle nejmenší. Celý let se tak skládá ze stoupání na letovou hladinu po šroubovici a následného plachtění z této hladiny zpět k zemi. Po sestupu je opět zahájeno stoupání a cyklus se opakuje. Při takovém systému letu je nejvyšší výkonová zátěž motoru předpokládána při stoupání a z tohoto zatížení vychází i návrh. Pro případ potřeby vodorovného letu cestovní rychlostí je proveden výpočet i pro tuto situaci.

V jednom cyklu stoupání a sestupu je požadavek na dobu trvání klouzavého letu t_{klouz} = 60 s. Z dříve určené klouzavosti, rychlosti klouzavého letu a doby letu lze určit potřebnou výšku pro zahájení sestupu:

$$h_{min} = t_{klouz} \cdot \frac{v_K}{\sqrt{k_{klouz}^2 + 1}} = 60 \cdot \frac{24{,}47}{\sqrt{14{,}7^2 + 1}} = 101{,}83\ m \qquad [6\text{-}52]$$

Tato výška by však znamenala, že po uplynutí 60 s letoun dosedne na zem. Proto byla minimální výška navýšena o rezervu na h_1 = 110 m.

Poloměr šroubovice při stoupání byl zvolen na R = 50 m a rychlost letu vzhledem k vyššímu zatížení motoru stoupáním na v_{stoup} = 20 m/s. Protože čas letu do letové hladiny je prostorem, kdy není vhodné měřit z důvodu vysokých turbulencí, které by měření ovlivňovaly, je žádoucí, aby byla doba stoupání co nejkratší. Proto byl zvolen čas stoupání t_{stoup} = 30 s. Ulétnutá vzdálenost při stoupání s_{stoup} a úhel stoupání φ:

$$s_{stoup} = t_{stoup} \cdot v_{stoup} = 30 \cdot 20 = 600\ m$$
$$\varphi = \arcsin\left(\frac{h_1}{s_{stoup}}\right) = \arcsin\left(\frac{110}{600}\right) = 10{,}56° \qquad [6\text{-}53]$$

Při průletu zatáčkou je letoun zatěžován mimo vlastní tíhy G i odstředivou silou F_R působící na letoun, přičemž vztlaková síla musí být stejně velká, ale opačně orientovaná, než je výslednice právě gravitační a odstředivé síly. V případě navrhovaného stoupání je ale navíc rozklad sil ovlivněn naklopením přídě vzhůru. Proto pro vztlakovou sílu platí:

$$F_{Lstoup} = \sqrt{(\cos\varphi)^2 \cdot G^2 + F_R^2} = \sqrt{(\cos\varphi)^2 \cdot (m \cdot g)^2 + \left(\frac{v_{stoup}^2}{R} \cdot m\right)^2} =$$

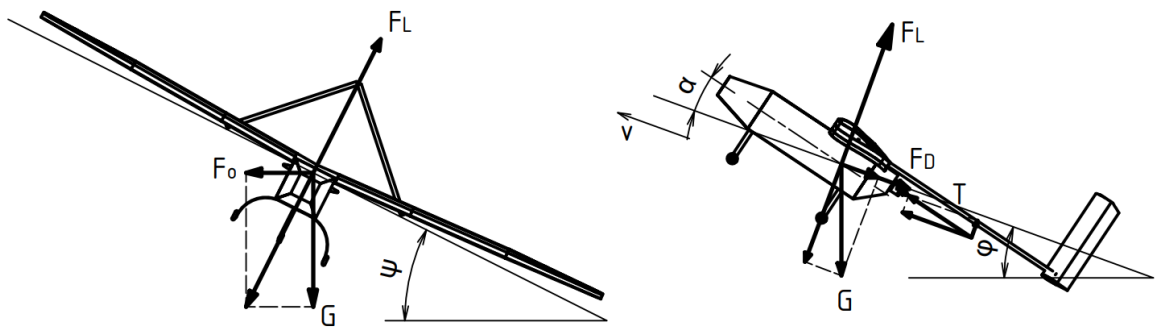
$$= m \cdot \sqrt{(\cos\varphi)^2 \cdot g^2 + \left(\frac{v_{stoup}^2}{R}\right)^2} = 13 \cdot \sqrt{(\cos 10{,}56)^2 \cdot 9{,}81^2 + \left(\frac{20^2}{50}\right)^2} = \qquad [6\text{-}54]$$

$$= 161{,}5\ N$$

A úhel náklonu ψ:

$$\psi = \mathrm{arctg}\frac{F_R}{G \cdot \cos\varphi} = \mathrm{arctg}\left(\frac{\frac{v_{stoup}^2}{R} \cdot m}{g \cdot m \cdot \cos\varphi}\right) = \mathrm{arctg}\left(\frac{\frac{v_{stoup}^2}{R}}{g}\right) =$$

$$= \mathrm{arctg}\left(\frac{\frac{20^2}{50}}{9{,}81}\right) = 39{,}68\ ° \qquad [6\text{-}55]$$



Obr. 25 Silové účinky působící na letoun při stoupání po šroubovici

Vzhledem k nižší rychlosti při stoupavém letu, než je rychlost cestovní, a zároveň vyšší potřebné vztlakové síle je pro její dosažení nutno změnit úhel náběhu na celý letoun. Ten je určen na základě simulace v programu xflr5 pro požadovaný součinitel vztlaku c_L:

$$c_{Lstoup} = \frac{2 \cdot F_{Lstoup}}{\rho \cdot S \cdot v_{stoup}^2} = \frac{2 \cdot 161{,}5}{1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot 20_{stoup}^2} = 0{,}422 \qquad [6\text{-}56]$$

Toho je dosaženo při úhlu náběhu α_{stoup} = 2,15°. Změna úhlu náběhu též změní hodnotu součinitele odporu, která činí c_{Dstoup} = 0,021. Zároveň naklopením letounu dojde k částečnému rozkladu tíhy do směru letu a pro potřebný tah motoru tak platí:

$$T_{stoup} \cdot \cos\alpha_{stoup} = G \cdot \sin\varphi + F_{Dstoup}$$

$$T_{stoup} = \frac{m \cdot g \cdot \sin\varphi + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_{Dstoup} \cdot v_{stoup}^2}{\cos\alpha_{stoup}} = \qquad [6\text{-}57]$$

$$= 13 \cdot 9{,}81 \cdot \sin(2{,}15 + 10{,}56) + \frac{1}{2} \cdot 1{,}204 \cdot 1{,}62 \cdot 0{,}021 \cdot 20^2 = 31{,}7\ N$$

Předpokládaný potřebný výkon motoru při předběžně stanovené účinnosti vrtule η_{vrt} = 0,7:

$$P = v_{stoup} \cdot \frac{T_{stoup}}{\eta_{vrt}} = 20 \cdot \frac{31{,}7}{0{,}7} = 905{,}7\ W \qquad [6\text{-}58]$$

Pro pohon byl na základě předchozího výpočtu zvolen bezkartáčový stejnosměrný (BLDC) elektromotor AXI 8120/8 V2 od firmy Axi model motors s.r.o., který je výrobcem doporučen pro modely kategorie trenér o maximální hmotnosti 10 kg [22]. Mimo svého dostatečného výkonu, vysoké maximální účinnosti a nízké hmotnosti navíc poskytuje možnost telemetrického měření teploty a otáček motoru. Ačkoliv je doporučená hmotnost letounu pro tento pohon pouze 10 kg, při ověření jeho parametrů následujícími výpočty se ukázal jako dostatečný.

Otáčky/volt (kV)	190 RPM/V
Maximální účinnost	95 %
Maximální zatížitelnost	95 A/ 15 s
Hmotnost motoru	675 g
Max výkon	4000 W
Proud naprázdno	1,6 A
Vnitřní odpor Ri	34,9 mOhm

Tab. 7 Parametry udávané výrobcem pro elektromotor AXI 8120/8 V2

Obr. 26 Elektromotor AXI 8120/8 V2 – převzato z [22]

Ačkoliv je maximální výkon motoru téměř čtyřikrát vyšší než předpokládaný potřebný nejvyšší výkon, je nutné si uvědomit, že maximální výkon motoru je možno držet jen po omezenou dobu (cca 15 s). Při déle trvajícím zatížení takto velkým výkonem může dojít k jeho poškození. Při takto zvoleném motoru je možné předpokládat, že se v průběhu celého letu bude motor nacházet v „bezpečné“ zóně. Mimo to tato výkonová rezerva poskytuje prostor v případě potřeby pro změnu vrtule a následné dosažení např. vyšší letové rychlosti.

6.6.1 Základní parametry motoru:

Pro následující výpočty platí předpoklad, že závislost otáček na zatěžujícím momentu je čistě lineární a zároveň, že při změně vstupního napětí se tato přímka posouvá pouze nahoru či dolů po ose otáček, nemění však svoji směrnici. Pro určení směrnice této přímky je tedy třeba znát otáčky naprázdno pro dané napětí a maximální moment motoru, ten je dosažen jeho zastavením.

Dle doporučení výrobce motoru byl jako pohonný zdroj zvolen 12článkový li-pol akumulátor o středním napětí 44,4 V a kapacitě 5000 mAh, je bráno jeho střední napětí jako napětí nominální a pro maximální otáčky naprázdno tak platí:

$$RPM_0 = kV \cdot U_{nom} = 190 \cdot 44{,}4 = 8436\ ot/min \qquad [6\text{-}59]$$

Pro maximální moment je třeba nejprve určit proud při maximálním momentu. Protože při zastavení otáčení motoru je ztracen vliv induktance jeho cívek, začne být proud omezován pouze vlastním ohmickým odporem vinutí rotoru:

$$I_{max} = \frac{U_{nom}}{R_{mot}} = \frac{44{,}4}{0{,}0349} = 1272{,}2\ A \qquad [6\text{-}60]$$

Jak je vidět, proud nabývá příliš velkých hodnot a hrozí velmi rychlé přehřátí vinutí cívek a jejich zničení, proto je tento stav nežádoucí. Maximální moment je následně určen jako:

$$M_{motmax} = kM \cdot I_{max} = 0{,}0503 \cdot 1272{,}2 = 64{,}0\ Nm \qquad [6\text{-}61]$$

Rovnice otáčkové charakteristiky motoru pro nominální napětí potom mohla být určena jako:

$$RPM = -131{,}8 \cdot M_{mot} + 8436 \qquad [6\text{-}62]$$

Je vidět, že absolutní člen v této lineární funkci má hodnotu otáček naprázdno, toho je dále využíváno při zjišťování otáček při odlišném napětí, než je napětí nominální.

Pro určení spotřebovávaného elektrického proudu při daném momentovém zatížení je nutné navíc určit tzv. momentovou konstantu motoru kM:

$$kM = \frac{30}{\pi \cdot kV} = \frac{30}{\pi \cdot 190} = 0{,}0503\ Nm/A \qquad [6\text{-}63]$$

[23] [24]

Rozbor energie uložené v akumulátoru:

U akumulátor typu li-pol, který byl vybrán pro použití v létající laboratoři, nesmí napětí jednoho článku klesnout pod 3,0 V, lépe 3,3 V. To v praxi znamená, že skutečná využitelná kapacita akumulátoru není nominálních 5000 mAh, ale přibližně 75 % z nominální hodnoty [25] [26]:

$$E_{bat} = U_{nom} \cdot Ah_{nom} \cdot 0{,}75 = 44{,}4 \cdot 5 \cdot 0{,}75 = 166{,}5\ Wh \qquad [6\text{-}64]$$

6.6.2 Návrh vrtule:

Pro výpočet byly zvoleny vrtule firmy Apcprops, pro které tato firma nechává volně ke stažení jejich numericky nasimulované výkonové charakteristiky při různých otáčkách a rychlostech letu. [27] Bohužel tato firma nemá v nabídce sklopné vrtule o požadovaných rozměrech pro létající laboratoř, proto byl výpočet proveden pro dvoulistou vrtuli nesklopnou.

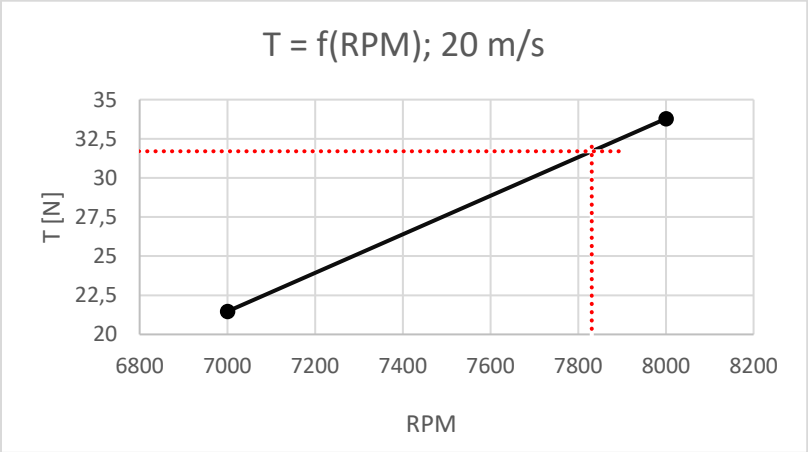
Rozměry vrtulí jsou zpravidla značeny ve formátu A x B, kde A je průměr vrtule v palcích a B je její stoupání, opět v palcích. Při návrhu se vychází z potřebného stoupání při nejtypičtější rychlosti při maximálních otáčkách motoru (v tomto případě při stoupavém letu), kdy dopředná rychlost získána z jejího stoupání a otáček by měla odpovídat rychlosti tohoto letu. Protože BLDC motor reaguje na zvýšení momentového zatížení snížením otáček, byla hodnota RPM_0 pro následující výpočet ponížena na 8000:

$$B = v_{stoup} \cdot \frac{60}{RPM} = 20 \cdot \frac{60}{8000} = 0{,}15\ m\ \cong 5{,}9\ in \qquad [6\text{-}65]$$

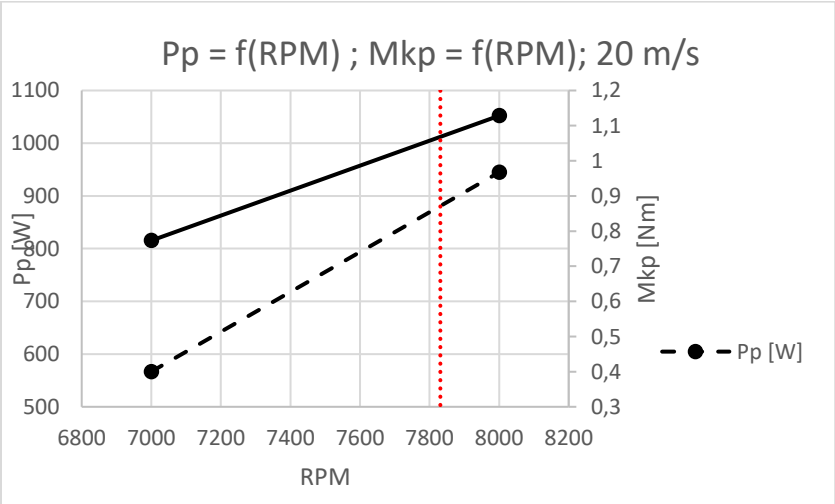
Vrtule s takovýmto stoupáním se však ve výpočtech provedených mimo tuto práci ukázaly jako nedostatečně výkonné, proto bylo nakonec rozhodnuto o stoupání 7 palců. Následně byla dohledána pro otáčky 8000 ot/min vrtule o takovém průměru, aby její produkovaný tah při těchto otáčkách byl vyšší než T_{stoup}. Tou se ukázala být vrtule o rozměrech 17x7. Protože datasheet vrtulí je odstupňován po 1000 RPM, byly lineární aproximací z okolních bodů dopočteny následující data pro požadovaný tah 31,7N při rychlosti 20 m/s (index „P“ značí pracovní bod pro stoupání): [28]

RPM_P	7831 ot/min
Příkon vrtule P_P	880,9 W
kroutící moment Mk_P	1,068 Nm
účinnost vrtule η_P	72 %

Tab. 8 Parametry vrtule pro stoupavý let



Obr. 27 Graf závislosti produkovaného tahu na otáčkách pro rychlost letu 20 m/s, čárkovaně vyznačen pracovní bod pro stoupání



Obr. 28 Graf závislosti potřebného příkonu a kroutícího momentu přiváděného do vrtule v závislosti na otáčkách pro rychlost letu 20 m/s, čárkovaně vyznačen pracovní bod pro stoupání

6.6.3 Určení parametrů motoru pro stoupavý let:

Ze vztahu pro určení momentu motoru je vyjádřen potřebný proud I_P pro zajištění požadovaného momentu: [23] [24]

$$Mk = kM \cdot (I - I_0) \rightarrow I_P = \frac{Mk_P}{kM} + I_0 = \frac{1{,}068}{0{,}0503} + 1{,}6 = 22{,}84\ A \qquad [6\text{-}66]$$

Díky známé funkční závislosti pro otáčky motoru, požadovaných otáčkách a kroutícímu momentu od vrtule je možné přes otáčky naprázdno určit potřebné napětí:

$$RPM_P = -131{,}8 \cdot Mk_P + RPM_{0P} \rightarrow RPM_{0P} = RPM + 131{,}8 \cdot Mk_P = \\ = 7831 + 131{,}1 \cdot 1{,}068 = 7972\ ot/min \qquad [6\text{-}67]$$

$$U_{nomP} = \frac{RPM_{0P}}{kV} = \frac{7972}{190} = 41{,}96\ V \qquad [6\text{-}68]$$

Elektrický příkon do motoru tedy bude:

$$P_{Pmot} = U_{nomP} \cdot I_P = 958{,}15\ W \qquad [6\text{-}69]$$

Účinnost motoru v pracovním bodě:

$$\eta_{Pmot} = \frac{P_P}{P_{Pmot}} = \frac{880{,}9}{958{,}15} = 91{,}9\% \qquad [6\text{-}70]$$

Navržený motor má v pracovním bodě při stoupání téměř maximální účinnost. Pro výpočet celkové spotřeby elektrické energie za letu je navíc potřeba znát účinnost regulátoru otáček, ta však výrobcem bohužel není deklarována. Proto byla předpokládaná účinnost regulátoru zvolena na η_{reg}=0,96 účinnost vybíjení baterie η_{bat}=0,975. Celkový elektrický příkon:

$$P_{Pel} = \frac{P_{Pmot}}{\eta_{reg} \cdot \eta_{bat}} = \frac{958{,}15}{0{,}95 \cdot 0{,}975} = 1023{,}7\ W \qquad [6\text{-}71]$$

Na jedno stoupání je tak spotřebována energie E_{P1}:

$$E_{P1} = P_{Pel} \cdot \frac{t_{stoup}}{3600} = 1023{,}7 \cdot \frac{30}{3600} = 8{,}53\ Wh \qquad [6\text{-}72]$$

Pro případ, kdy by se celá měřicí mise skládala pouze z cyklů výstupu na letovou hladinu h_1 a následného klouzání k zemi, byl stanoven maximální možný počet provedených cyklů. Při výpočtu byla uvážena rezerva v kapacitě baterií na vzlet, přistání a spotřebu energie ovládacími plochami v podobě E_{rez} = 20 Wh, potom pro počet cyklů n_P:

$$n_P = \frac{E_{bat} - E_{rez}}{E_{P1}} = \frac{166{,}5 - 20}{8{,}53} = 17{,}17\ \rightarrow 17\ cyklů \qquad [6\text{-}73]$$

Pokud je doba stoupání 30 s a doba klouzání 60 s (viz počáteční předpoklady), pak je tímto způsobem možno získat misi dlouhou nejméně 25,5 minuty. V takovém případě by v akumulátoru zbylo po přistání ještě 25,3 % jeho celkové kapacity.

6.6.4 Určení parametrů pro horizontální let:

Při horizontálním letu cestovní rychlostí v_{cest} = 25 m/s je nutné zajistit tah motoru T_{cest} = 10,4 N (viz. předchozí kapitoly). Tomu odpovídající charakteristiky vrtule (index „C“ značí let cestovní rychlostí): [28]

RPM_C	6904
Příkon vrtule P_C	336,4 W
kroutící moment Mk_C	0,462 Nm
účinnost vrtule η_C	77 %

Tab. 9 Parametry vrtule pro horizontální let cestovní rychlostí

Obdobným způsobem jako v případě stoupání byly určeny parametry motoru:

I_C	10,79 A
U_{nomC}	36,66 V
P_{Cmot}	395,4 W
η_{Cmot}	85 %
P_{Cel}	422,4 W

Tab. 10 Dopočtené parametry motoru pro horizontální let cestovní rychlostí

Pro případ mise, která by se skládala ze vzletu, stoupání do výšky letové hladiny h_1, následného letu v této letové hladině cestovní rychlostí a klouzavého sestupu je doba trvání letu cestovní rychlostí při zachování stejné rezervy v akumulátorech jako pro předchozí případ:

$$t_C = \frac{E_{bat} - E_{rez} - E_{P1}}{P_{Cel}} = \frac{166{,}5 - 20 - 8{,}53}{422{,}4} = 0{,}327\ hod\ \approx 19{,}6\ min \qquad [6\text{-}74]$$

Celková délka mise tak činí přibližně 21 min s předpokládaným zůstatkem 24,9 % celkové kapacity akumulátoru. Nižší celkový čas než v případě klouzavých cyklů, je dán nižší účinností motoru při cestovní rychlosti oproti účinnosti u stoupání.

7 Konstrukční část:

Při konstrukci letové laboratoře byl brán zřetel na několik základních vlastností, které jsou od ní očekávány. Mezi ně patří relativní jednoduchost stavby, a co nejnižší hmotnost letounu. Vzhledem k tomu, že si tyto dva požadavky mírně protiřečí, je hledáno relativní optimum.

Dalším požadavkem je možnost rozebrat celý letoun na několik základních částí tak, aby byla usnadněna jeho přeprava a případně i skladování. Navrhované letadlo lze rozebrat na devět základních dílů – dva díly ocasních ploch společně s nosnou trubkou propojující křídlo s ocasní plochou, šest panelů křídla a středovou gondolu. Celkový pohled na model složeného letounu vyobrazeného s potahem i bez potahu je možné najít v Příloze II.

7.1 Křídlo:

Celé křídlo je tradiční lepené konstrukce ze žeber a nosníků, které jsou následně potaženy. Tento typ konstrukce byl vybrán pro svou relativní jednoduchost, kdy na rozdíl od např. křídla vyrobeného z kompozitu, je nutné kromě vlastního křídla vyrobit i velmi přesně formu, ve které probíhá vlastní laminace.

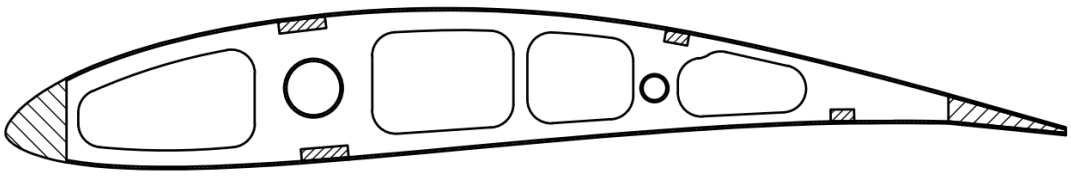
Každá polovina křídla se skládá ze tří hlavních segmentů. Jednotlivé části jsou značeny římskými číslicemi I – III, přičemž segment I je nejblíže gondole trupu, II je měřicí vyměnitelný segment a segment III je na konci křídla, osazen ovládacími plochami a servomotorem.

Vnitřní žebra částí I a II jsou pro zajištění dostatečně nízké hmotnosti celé konstrukce křídla vyrobena vyříznutím z letecké březové překližky o tloušťce 4 mm. Díky tomu je možné velkou část materiálu odebrat při zachování jejich dostatečné pevnosti a tuhosti. Krajní žebra každého segmentu jsou vyrobena ze stejného materiálu, ovšem pro zvýšení pevnosti nejsou opatřena odlehčovacími výřezy. V oblasti každého segmentu, kde dochází ke vzájemném styku jednotlivých segmentů, respektive styku segmentu s trupem, je předpoklad zvýšeného namáhání. Použití plných žeber by mělo pomoci k zajištění dostatečné pevnosti v této části křídla. Mimo to toto řešení poskytuje možnost pro případnou montáž vodicích desek ohraničujících prodění kolem měřeného segmentu a podobně.

Jednotlivá žebra jsou následně propojena pěti podélnými nosníky pro vytvoření pevné konstrukce křídla. Hlavním nosníkem je trubka vyrobená z uhlíkového kompozitu, která je umístěna na úroveň čtvrtinové čáry křídla a jejíž rozměry byly navrhnuty v kapitole „výpočty“. Ve stejné úrovni jsou pak umístěny další dva smrkové nosníky, jeden na sací a druhý na tlakové části křídla, oba o průřezu 5 x 20 mm. Zbylé dva nosníky jsou umístěny do poslední třetiny křídla, přičemž oba jsou opět vyrobeny ze smrkového dřeva, tentokrát však o průřezu 5 x 10 mm.

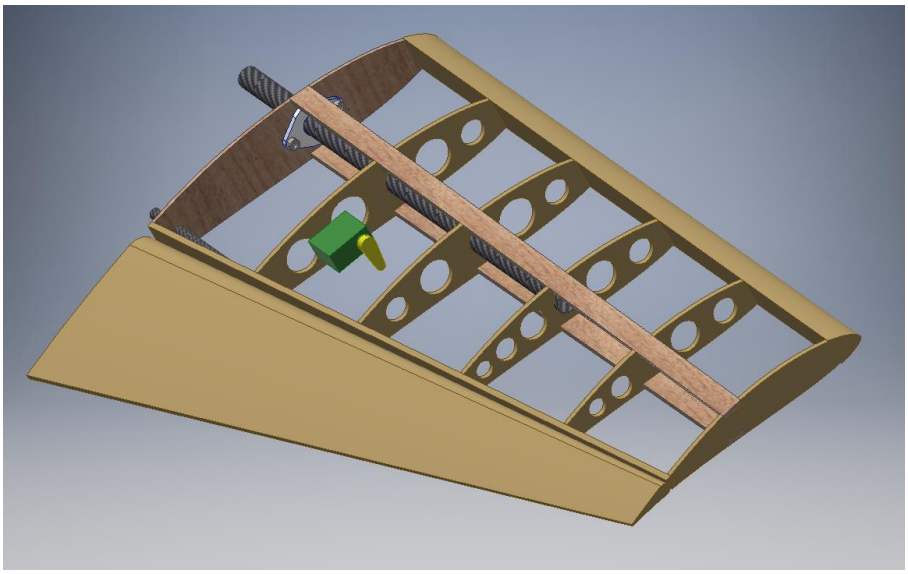
Kostra křídla je dokončena balsovými náběžnými a odtokovými hranami.

Celá kostra je potažena plátovou balsou tloušťky 1 mm, která je následně pokryta nažehlovací fólií. Zatímco balsa je na křídle především pro zajištění torzní tuhosti celého křídla, nažehlovací fólie zajišťuje snížení drsnosti povrchu a tím pádem i snížení vazkých ztrát na křídle.



Obr. 29 Průřez segmentem II křídla

Vzhledem k půdorysu části III, který má tvar pravoúhlého lichoběžníku, jsou žebra v této části jiná než v předchozích dvou. Velikost jejich profilu se mění dle požadované délky tětivy v odpovídající oblasti křídla tak, aby bylo dosaženo požadovaného půdorysu. S ohledem na usnadnění výroby, kdy nebude možné vyrábět žebra najednou ve větší várce, ale bude nutné přistoupit ke kusové výrobě jednotlivých žeber, byla změněna volba materiálu na balsu tloušťky 5 mm. Vzhledem k tomu, že se jedná o poslední část křídla, kde je předpokládáno nižší zatížení, měla by být pevnost postačující, nicméně v tomto ohledu byl též změněn systém odlehčovacích výřezů na obyčejné kruhové díry.

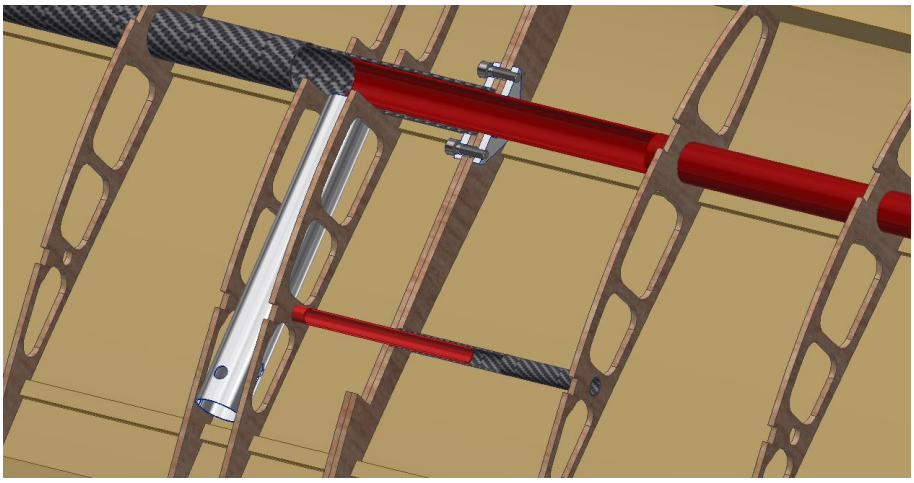


Obr. 30 Segment křídla III s viditelným odlišným uspořádáním odlehčovacích otvorů v žebrech

Jednotlivé části jsou propojeny zasouváním jejich hlavních nosníků do sebe. Toho bylo dosaženo postupným snižováním průměrů hlavních nosníků s ohledem na jejich snižující se zatížení s klesající vzdáleností od trupu. Protože jsou ale tolerovány především vnější průměry trubek a zároveň má ve všech případech zasouvaná trubka menší průměr, než je vnitřní průměr trubky, do které je zasouvána, bude nutné při stavbě vyrobit na míru soustružením, nebo např. 3D tiskem vymezovací trubky, které tento rozdíl průměrů odstraní. Pro zajištění jednotlivých částí proti vysunutí během letu jsou z vnitřní strany křídla na krajní žebra nalepeny okolo hlavního nosníku duralové příruby. Jedna má dvě průchozí díry, zatímco protější má dva otvory se závitem, díky tomu lze pomocí dvou šroubů M6 s vnitřním šestihranem stáhnout dva segmenty k sobě. Šrouby jsou přístupné odklopením montážních dvířek na tlakové části křídla, přičemž tyto budou na místě připevněny dle zvoleného konstrukčního řešení buď pantem a zajišťovacím magnetem, nebo lepicí páskou.

Pro přenos torzního zatížení jsou přibližně v poslední třetině tětivy křídla instalovány kolíčky z kompozitu, resp. trubičky pro jejich vsunutí.

Při návrhu spojování a zajišťování jednotlivých částí křídla, byl brán zřetel na možnost dvojího využití měřicího segmentu – tedy jeho použití v letové laboratoři a zároveň možnost jeho umístění do aerodynamického tunelu. Proto bylo jeho spojení se zbytkem křídla navrženo tak, aby co nejméně spojovacích částí přesahovalo jeho obrys a většina spojení byla realizována naopak zasouváním do tohoto segmentu. Proto jsou torzní kolíčky umístěny na segmentu I a III. Ze stejného důvodu jsou i obě duralové příruby v části křídla II se závitem, díky čemuž je možné umístit montážní dvířka opět na segmenty I a III a snížit tak riziko vzniku nežádoucích turbulencí, které by mohly ovlivňovat přesnost měření.



Obr. 31 Spojení segmentu I a II pravého křídla

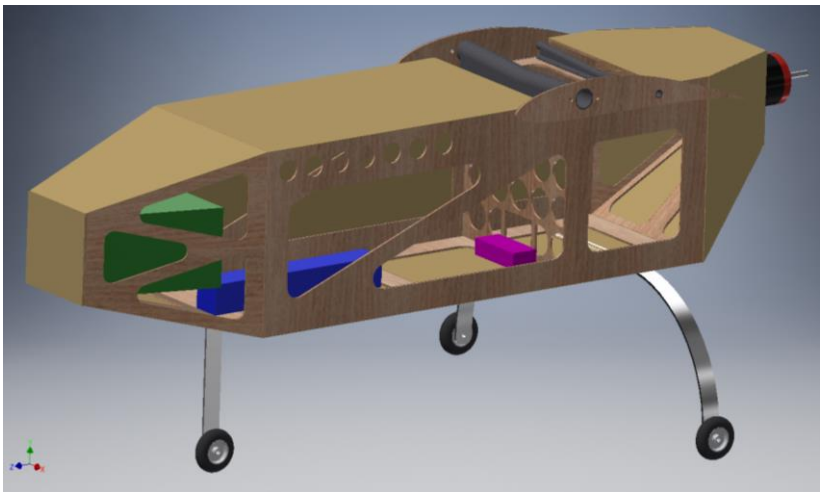
Pohled na spojení segmentu I a II pravého křídla v částečném řezu bez viditelné vrchní části potahu a nosníků. Červené části jsou takto zbarvené pouze pro účely přehlednosti obrázku, ve skutečnosti jsou z uhlíkového kompozitu. V levé části je možné si povšimnout duralové trubky, zajišťující spojení křídla s ocasními plochami.

7.2 Trup:

Vzhledem k uspořádání celé letové laboratoře se trup jako takový skládá ze dvou hlavních částí – středové gondoly podvěšené pod křídlem a dvou nosných trubek propojujících křídlo a ocasní plochy.

Středová gondola je čtvercového průřezu opatřená komolými jehlany na přídi a zádi pro zlepšení aerodynamických vlastností. Tento tvar byl zvolen s ohledem na jednoduchost stavby a zároveň maximální využitelný prostor uvnitř trupu. Pro jeho konstrukci byla zvolena metoda lepení překližkových desek vyříznutých do požadovaného tvaru a opatřených odlehčujícími výřezy. Pro uzavření gondoly bylo použito potahu z balsy tloušťce 1 mm a následné aplikace nažehlovací fólie.

Uvnitř gondoly je umístěna prakticky veškerá základní elektronika, tedy měřicí aparatura, pohonné akumulátory, přijímač a regulátor otáček motoru. Na zádi je zvenku umístěn elektromotor s vrtulí v tlačné konfiguraci.

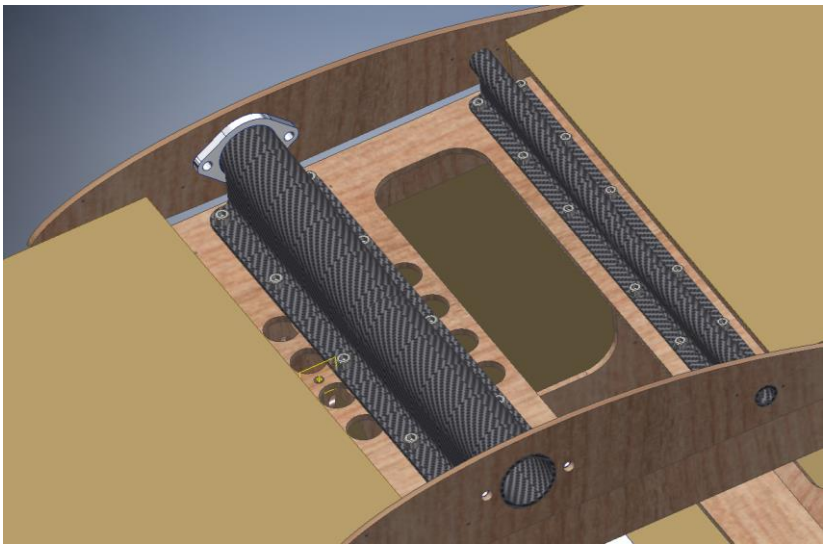


Obr. 32 Zobrazení vnitřního rozložení středové gondoly

Schéma umístění jednotlivých komponent uvnitř trupu. Zeleně je vyobrazena měřicí aparatura, modře akumulátor a fialově regulátor otáček. Jedná se o předpokládaný způsob rozložení komponent, nicméně finální rozložení elektroniky uvnitř letounu je nutné vyřešit až při vlastní stavbě, kdy budou známy skutečné rozměry a hmotnosti použitých dílů a odpovídajícím způsobem upravit vnitřní prostory gondoly (poličky, úchyty atd.).

Propojení obou dvou polovin křídla je prakticky nejvíce exponovanou částí na celém letounu. Proto byl při návrhu tohoto dílu kladen zvláštní důraz na jeho pevnost a tuhost. Spojka je tvořena navzájem prolaminovanými trubkami připevněnými k vodorovné desce opět laminováním. Tato deska slouží zároveň k připevnění křídla ke gondole pomocí šroubů. Celý díl je z uhlíkového kompozitu.

Obdobnou konstrukci má i spojka torzních kolíčků, která též slouží k propojení křídla s gondolou.



Obr. 33 Spojka křídla připevněná ke gondole pomocí šroubů

Původně předpokládaná výměnná příď není v modelu realizována. Je to z důvodu úspory hmotnosti a zároveň proto, že dle požadavků na létající laboratoř platných v době tvorby této

práce by neměla tato modifikace praktického využití. Nicméně vzhledem k charakteru konstrukce gondoly není případné překonstruování přídě zásadní problém.

V případě, že by se letová laboratoř osvědčila, je díky jednoduché konstrukci gondoly ji možno dále upravovat pro plnění jiných misí, například instalací pitotových trubic na příď pro měření rychlosti laboratoře, změnou podvozku za vysunovací, či instalování GPS modulů pro dálkové přelety a možnost sledování dalších dat.

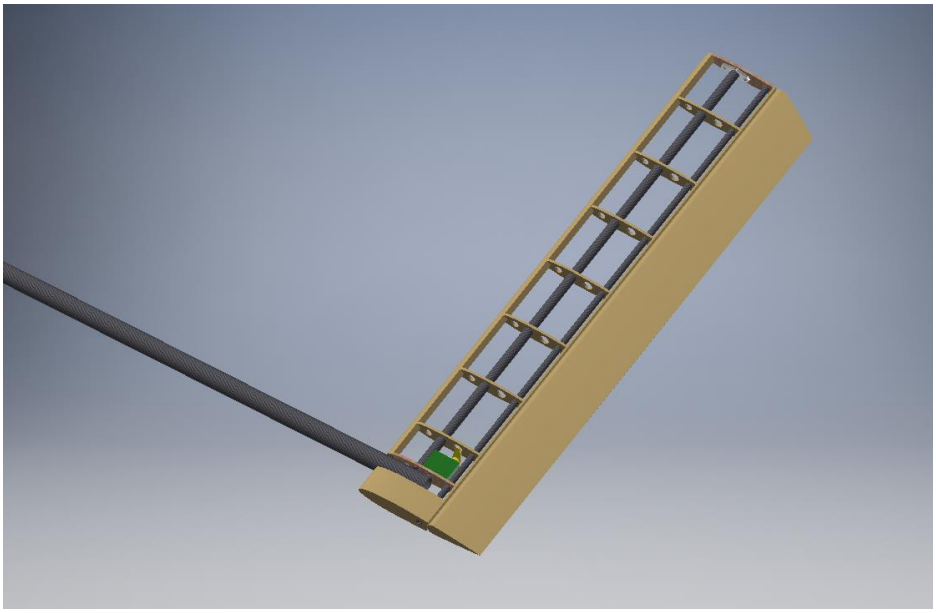
7.3 Ocasní plochy:

Ocasní plochy jsou v uspořádání do „A“ s vrcholovým úhlem 90° a tvoří je dva základní díly, které jsou na vrcholu propojeny duralovou spojkou z ohýbaného plechu.

Každý díl ocasních ploch se skládá z propojovací nosné trubky, kormidla a ovládací plochy. Kormidlo i ovládací plocha jsou podobné konstrukce jako hlavní nosná plocha, tedy lepené z balsových žeber na dvou hlavních nosníkách z uhlíkového kompozitu, s balsovou náběžnou a odtokovou hranou. Potah je opět balsový tloušťky 1 mm opatřený nažehlovací fólií. Propojení ovládací plochy s kormidlem je realizováno pomocí pantu.

V blízkosti propojovací trubky je umístěno ovládací servo, jehož kabeláž je vedena právě touto trubkou.

Spojení ocasních ploch se zbytkem letounu je zajištěno svěrným spojem mezi kompozitovou nosnou trubkou a duralovou trubkou vlepenou do segmentu křídla I.



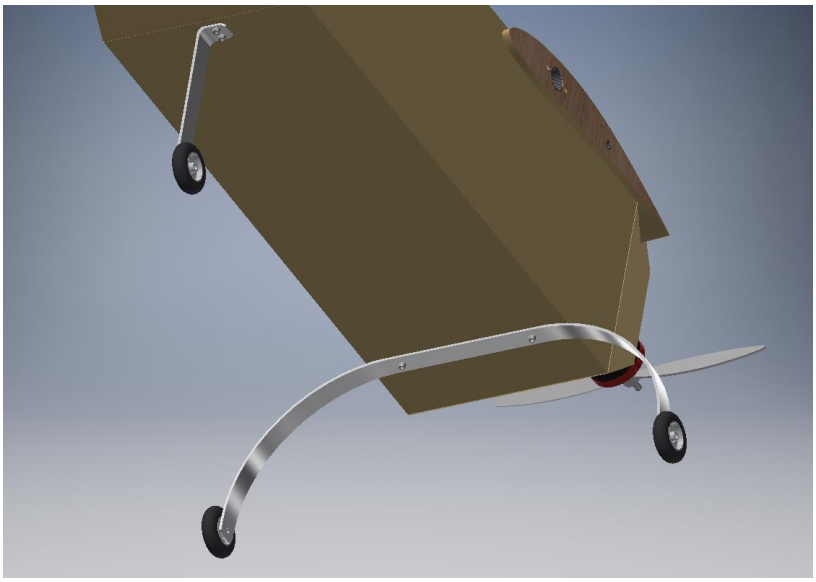
Obr. 34 Jedna polovina ocasních ploch s propojovací trubkou

Detail ocasní plochy s viditelnou konstrukcí kormidla, a umístění serva. Krajní žebra jsou opět z březové překližky pro zvýšení pevnosti, spoj kormidla a nosné trubky je zajištěn jejich vzájemným prolaminováním. Ve vrcholu ocasní plochy je viditelná duralová příruba pro montáž šroubů spojky obou polovin ocasních ploch.

7.4 Podvozek

Podvozek je připevněn na dno gondoly šrouby a byl v současném modelu vytvořen jako pevný, neovládaný, z ohýbané duralové pásoviny v konfiguraci hlavního podvozku pod křídly a příďového podvozku. Tato konstrukce umožňuje mnohem větší rozdíl mezi vzletovou a cestovní rychlostí díky zvětšení úhlu náběhu na křídlo stlačením zádi k zemi. Jeho návrh proběhl na základě empirických schémat pro umístění jednotlivých styčných bodů kol podvozku se zemí tak, aby byla zajištěna optimální stabilita letounu při taxi a vzletu a zároveň podvozek umožňoval naklopení letounu vzad pro vzlet.

V budoucnu je možné předpokládat, že pro zvýšení manévrovacích schopností letounu při pojíždění po dráze by mohl být přední podvozek přestavěn na ovládaný. Další možností jeho úpravy je připevnění aerodynamických krytů kol či dokonce jeho kompletní přestavba na zatahovací typ, což by výrazně zlepšilo aerodynamické vlastnosti celého letounu.



Obr. 35 Detail připevnění podvozku na středovou gondolu

8 Závěr:

První stanovené cíle – teoretické rozbory a rešerše související s tématem práce se dle mého názoru podařilo naplnit v rozsahu odpovídajícím rozměru této práce, kdy tyto pasáže měly mít především podpůrný charakter pro hlavní část – tedy návrh letounu.

Lze konstatovat, že v rámci této bakalářské práce proběhla komplexní studie nové verze létající laboratoře pro Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky při FS ČVUT, která vychází z dříve konstruovaných verzí. Jejím primárním cílem je stejně jako u předchozích modelů měření tlakových poměrů podél leteckého profilu, čemuž byla podřízena celková konstrukce.

Výsledkem je koncepce modulárního specializovaného letounu s relativně jednoduchou konstrukcí křídla, jehož obě poloviny se skládají ze tří segmentů o celkovém rozpětí 4,22 m. Letoun je poháněn tlačnou vrtulí umístěnou na podvěsné středové gondole. Z toho důvodu bylo přistoupeno k použití ocasních ploch tvaru „A“, které jsou se zbytkem letounu propojeny trubkou z uhlíkového kompozitu. Letoun disponuje v základním nastavení nosností 1,5 kg při vlastní celkové hmotnosti 13 kg. Z konstrukčního hlediska se jedná o stavbu tradičního typu s využitím některých moderních materiálů, jako jsou například uhlíkové kompozity.

S ohledem na co největší jednoduchost použití letounu je možné jej rozložit na devět dílů pro snadný převoz a během pár minut jej na místě opět složit. Pohon je zajištěn bezkartáčovým stejnosměrným elektromotorem, dvoulistou vrtulí a li-pol akumulátorem. Na základě aerodynamických výpočtů by měla nová letová laboratoř umožnit provádět měřicí misi jak za klouzavého, tak motorového letu, a to až po dobu 25,5 minuty na jedno nabití. Pevnostní kontrola hlavního nosníku křídla prokázala jeho dostatečnou pevnost.

Tlakové odběry sloužící k prováděným měřením jsou umístěny na vyměnitelné střední části křídla a s měřicí aparaturou umístěnou ve středové gondole jsou propojeny pomocí hadiček vedených křídlem. Měřicí segment křídla je navrhnut tak, aby jej bylo možné zároveň použít pro měření v aerodynamickém tunelu, čímž došlo k výraznému snížení jak finančních, tak časových nároků na měření jednoho profilu.

Po dořešení některých technických detailů, jako je sestavení měřicí aparatury a vyřešení jejího propojení s tlakovými odběry v křídle by v návaznosti na tuto práci mohlo být pokročeno k samotné tvorbě výkresové dokumentace a následné stavbě skutečného bezpilotního prostředku.

Při provedení obsáhlejších kontrolních pevnostních výpočtů některých kritických oblastí letounu, jako je podvozek, propojení ocasních ploch s trupem apod. by bylo na základě jejich výsledků a případné úpravě nevyhovujících částí možno dosáhnout vyšší celkové únosnosti, a tím tak získat buď prostor pro složitější měřicí techniku, případně pro větší pohonné akumulátory a za účelem prodloužení maximálního čas letu. Vzhledem k současnému malému úhlu nastavení křídla a nízkému plošnému zatížení je možno předpokládat, že by větší hmotnost nákladu letoun při zvýšení úhlu nastavení po aerodynamické stránce bez problémů unesl. Nicméně v případě nutnosti je možné profil hlavní nosné plochy zaměnit za více klenutý.

Literatura:

[1] ANDERSON, John David. *Introduction to flight*. 3rd edition. USA: McGraw-Hill Company, 1989. ISBN 0-07-001641-0.

[2] JEŽEK, Jan, Blanka VÁRADIOVÁ a Josef ADAMEC. *Mechanika tekutin*. Praha, 2000. Skriptum. ČVUT.

[3] Aircraft Design for HOOU@HAW. Lecture 13 - DRAG [online]. Dostupné z: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/

[4] ŘASA, Jaroslav a Josef ŠVERCL. *Strojnické tabulky pro školu a praxi*. Praha: Scientia, 2004. ISBN 80-7183-312-6.

[5] FIALA, Jan. *Létající aerodynamická laboratoř*. Praha, 2006, 58 s. Diplomová práce. ČVUT. Vedoucí práce Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

[6] ŠTORCH, Vít. *Bezpilotní prostředek pro aerodynamická měření*. Praha, 2012, 82 s. Diplomová práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Jan Čížek, Ph.D.

[7] O letadlech - Dušan Slavětínský starší - Profil křídla. *O letadlech - Dušan Slavětínsky starší* [online]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil_kridla.aspx

[8] Sir George Cayley - Historic UK. *Historic UK - The History Magazine & Heritage Accommodation Guide* [online]. Copyright © Historic UK Ltd. Company Registered in England No. 5621230. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://www.historic-uk.com/HistoryUK/HistoryofBritain/Sir-George-Cayley/

[9] UAV FACTORY. *Penguin B UAV* [online]. Copyright © 2019 Sucuri Inc. All rights reserved. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://uavfactory.com/en/penguin-b-uav

[10]SEMANTIC SCHOLAR. *Vision based aircraft tracking under LPC coordinate system* [online]. Dostupné z: https://www.semanticscholar.org/paper/Vision-based-aircraft-tracking-under-LPC-coordinate-Pham-Cadre/1135c13ade80d95a037631c46d0dc3864d873045

[11](PDF) Investigations on stability and control characteristics of a CS-VLA certified aircraft using wind tunnel test data. *ResearchGate | Find and share research* [online]. Copyright © 2012 by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/295875067_Investigations_on_stability_and_control_characteristics_of_a_CS-VLA_certified_aircraft_using_wind_tunnel_test_data

[12]JANALÍK, Jaroslav. Hydrodynamika a hydrodynamické stroje. Skripta, Ostrava: VŠB-TU, FS, 2008,189 s. Dostupné z WWW:http://www.fmmi.vsb.cz/export/sites/fmmi/cs/studium-a-vyuka/studijni-opory/338-Janalik-Hydrodynamika-a-hydrodynamicke-stroje.pdf

[13]OMEGA Engineering | *Termočlánky, Tlakové snímače, Průtokoměry, PID regulátory* [online]. Dostupné z: https://www.omegaeng.cz/prodinfo_cz/snimac_tlaku.html#learn

[14]Aerodynamic Measurements | Article about Aerodynamic Measurements by The Free Dictionary. *Encyclopedia* [online]. Copyright © 2003 [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Aerodynamic+Measurements

[15]MOUSER ELECTRONICS HONEYWELL *Board Mount Pressure Sensors* [online]. Copyright ©2021 Mouser Electronics, Inc. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://cz.mouser.com/new/honeywell/honeywell-basic-board-mount-pressure-sensors/

[16]DIMITRIADIS, G. Experimental Aerodynamics: Wind tunnel instrumentation [online]. Dostupné z: http://www.ltas-aea.ulg.ac.be/cms/uploads/Expaero02.pdf

[17]DVIDS - Images - F-18 HARV smoke and tuft flow visualization at 20 degree angle of attack. *DVIDS - Defense Visual Information Distribution Service* [online]. Dostupné z: https://www.dvidshub.net/image/700670/f-18-harv-smoke-and-tuft-flow-visualization-20-degree-angle-attack

[18]What You Should Know About Angle-Of-Attack Indicators | Boldmethod. *Online Flight Training Courses and CFI Tools* | Boldmethod [online]. Copyright © 2021 Boldmethod, LLC [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/angle-of-attack-indicators/

[19]File:Angle of attack indicator 1.jpg - Wikimedia Commons. [online]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Angle_of_attack_indicator_1.jpg

[20]Carbon Fiber vs Aluminum | DragonPlate. DragonPlate | *Engineered Carbon Fiber Composite Sheets, Tubes and Structural Components* | Made in USA [online]. Copyright © 2021 DragonPlate. All rights reserved. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://dragonplate.com/carbon-fiber-vs-aluminum

[21]Jak funguje vodní zátěž u bezmotorových letadel - Aeroweb.cz. *Aeroweb.cz* [online]. Copyright © 2005 [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://www.aeroweb.cz/clanky/274-jak-funguje-vodni-zatez-u-bezmotorovych-letadel

[22]AXI 8120/8 V2 | AXI MODEL MOTORS s. r. o.. *AXI MODEL MOTORS | AXI MODEL MOTORS s. r. o.* [online]. Copyright © 2015 MODEL MOTORS s. r. o. [cit. 11.06.2021]. Dostupné z: https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/511/

[23]HUANG, Caixia, Fei LEI, Xu HAN a Zhiyong ZHANG. Determination of modeling parameters for a brushless DC motor that satisfies the power performance of an electric vehicle. Measurement and Control. 2019, 52(7-8), 765-774. ISSN 0020-2940. Dostupné z: doi:10.1177/0020294019842607

[24]Northwestern center for robotics and biosystems. *Mystery motor datasheet* [online]. Dostupné z: http://hades.mech.northwestern.edu/images/6/61/Asst7.pdf

[25]Batteries: Nameplate capacity (10 kWh) vs. Usable capacity (7 kWh). *Safe, Non-Toxic Battery Storage for Solar & More | Simpliphi* [online]. Copyright © SimpliPhi Power. All Rights Reserved. [cit. 11.06.2021]. Dostupné z: https://simpliphipower.com/company/news/blog/know-your-battery-specs-nameplate-capacity-10-kwh-vs-usable-capacity-7-kwh/

[26]Rogers HobbyCenter. *A Guide to Understanding LiPo Batteries* [online]. Dostupné z: https://rogershobbycenter.com/lipoguide

[27]APC Propellers | *Quality Propellers that are Competition Proven*. Engineering – technical information [online]. Dostupné z: https://www.apcprop.com/technical-information/engineering/#aero

[28]APC Propellers | Quality Propellers that are Competition Proven. *17x7E datasheet* [online]. [cit. 10.06.2021]. Dostupné z: https://www.apcprop.com/files/PER3_17x7E.dat

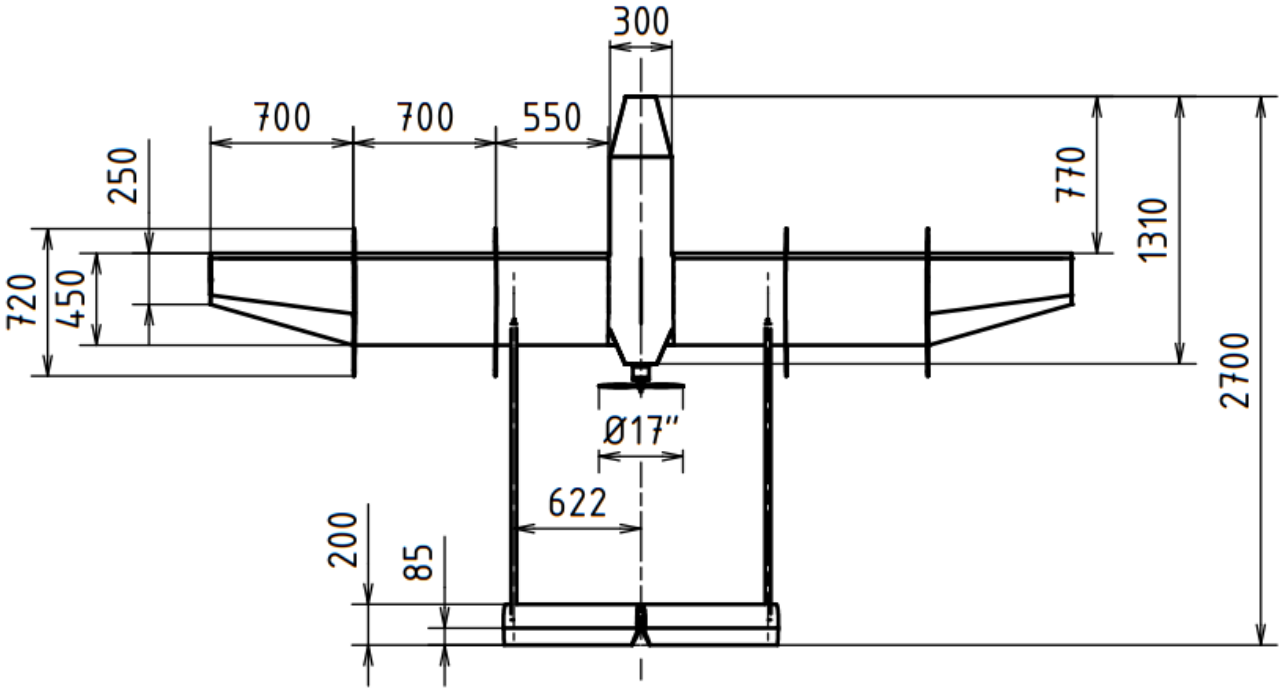
Seznam obrázků

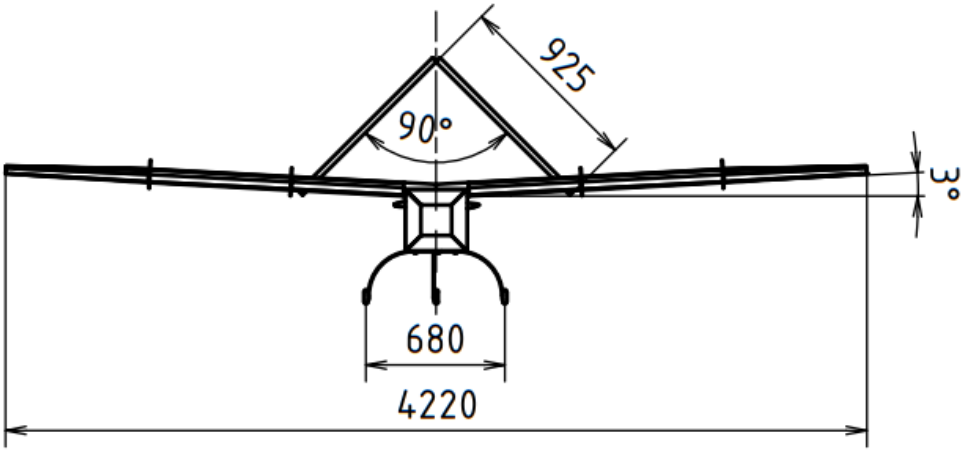
Obr. 1 Souřadný systém spojený se zemí – převzato z [10] ... 3
Obr. 2 Souřadný systém spojen s letounem – převzato z [11] ... 3
Obr. 3 Souřadný systém spjatý s volným proudem ve 2D a obecné poloze letounu ... 3
Obr. 4 rozměrová definice leteckého profilu - převzato z [7] ... 4
Obr. 5 Rozložení tlaku podél obtékaného leteckého profilu - převzato z [1] ... 5
Obr. 6 Silové účinky působící na profil umístěný do volného proudu vzduchu pod obecným úhlem náběhu - převzato z [1] ... 5
Obr. 7 Schematický průběh rychlosti a tlaku v mezní vrstvě – převzato z [12] ... 5
Obr. 8 Schéma hlavních rozměrů křídla ... 6
Obr. 9 Létající laboratoř V. 1. převzato z [5] ... 8
Obr. 10 Létající laboratoř V. 2. převzato z [6] ... 9
Obr. 11 Letoun Pinguin B - převzato z [9] ... 9
Obr. 12 Schéma rozložení tlakových odběrů podél profilu pro tunelová měření, osazeném kapalinovými manometry – převzato z [14] ... 11
Obr. 13 Tlakový senzor umožňující montáž přímo na desku s plošnými spoji – převzato z [15] ... 11
Obr. 14 Sledování obtékání pomocí vizualizačních metod na letounu F-18 – převzato z [17] ... 12
Obr. 15 Senzor úhlu náběhu na trupu dopravního letounu – převzato z [19] ... 12
Obr. 16 Vizualizační zařízení úhlu náběhu na křídle rádiem řízeného modelu – převzato z [18] ... 12
Obr. 17 Výpočtové schéma poloviny křídla ... 14
Obr. 18 Rozměrové schéma pro návrh ocasních ploch ... 16
Obr. 19 Polára profilu NACA 1412 pro závislost součinitele c_L na úhlu náběhu získaná z programu xflr5 ... 17
Obr. 20 3D model létající laboratoře pro přesnější určení hmotnosti ... 18
Obr. 21 Aerodynamické síly působící na letoun ovlivňující rovnováhu klopivých momentů vzhledem k těžišti ... 22
Obr. 22 Grafické znázornění rozložení působících silových účinků při horizontálním letu z programu xflr5 ... 23
Obr. 23 Schéma zatížení hlavního nosníku křídla ... 25
Obr. 24 Síly působící na letoun při klouzavém letu ... 26
Obr. 25 Silové účinky působící na letoun při stoupání po šroubovici ... 29
Obr. 26 Elektromotor AXI 8120/8 V2 – převzato z [22] ... 30
Obr. 27 Graf závislosti produkovaného tahu na otáčkách pro rychlost letu 20 m/s, čárkovaně vyznačen pracovní bod pro stoupání ... 32
Obr. 28 Graf závislosti potřebného příkonu a kroutícího momentu přiváděného do vrtule v závislosti na otáčkách pro rychlost letu 20 m/s, čárkovaně vyznačen pracovní bod pro stoupání ... 32
Obr. 29 Průřez segmentem II křídla ... 35
Obr. 30 Segment křídla III s viditelným odlišným uspořádáním odlehčovacích otvorů v žebrech ... 36
Obr. 31 Spojení segmentu I a II pravého křídla ... 37
Obr. 32 Zobrazení vnitřního rozložení středové gondoly ... 38
Obr. 33 Spojka křídla připevněná ke gondole pomocí šroubů ... 38
Obr. 34 Jedna polovina ocasních ploch s propojovací trubkou ... 39
Obr. 35 Detail připevnění podvozku na středovou gondolu ... 40

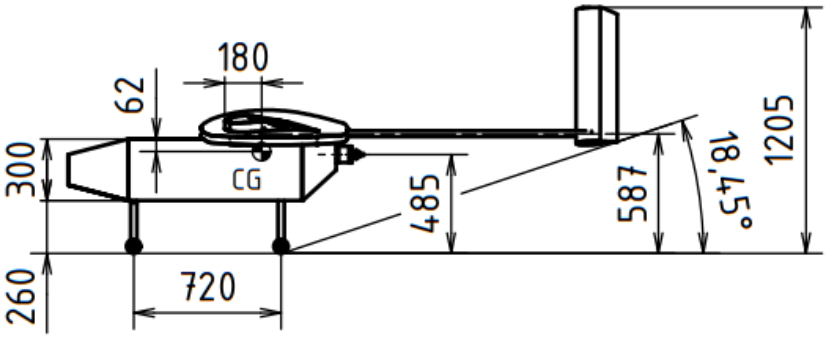
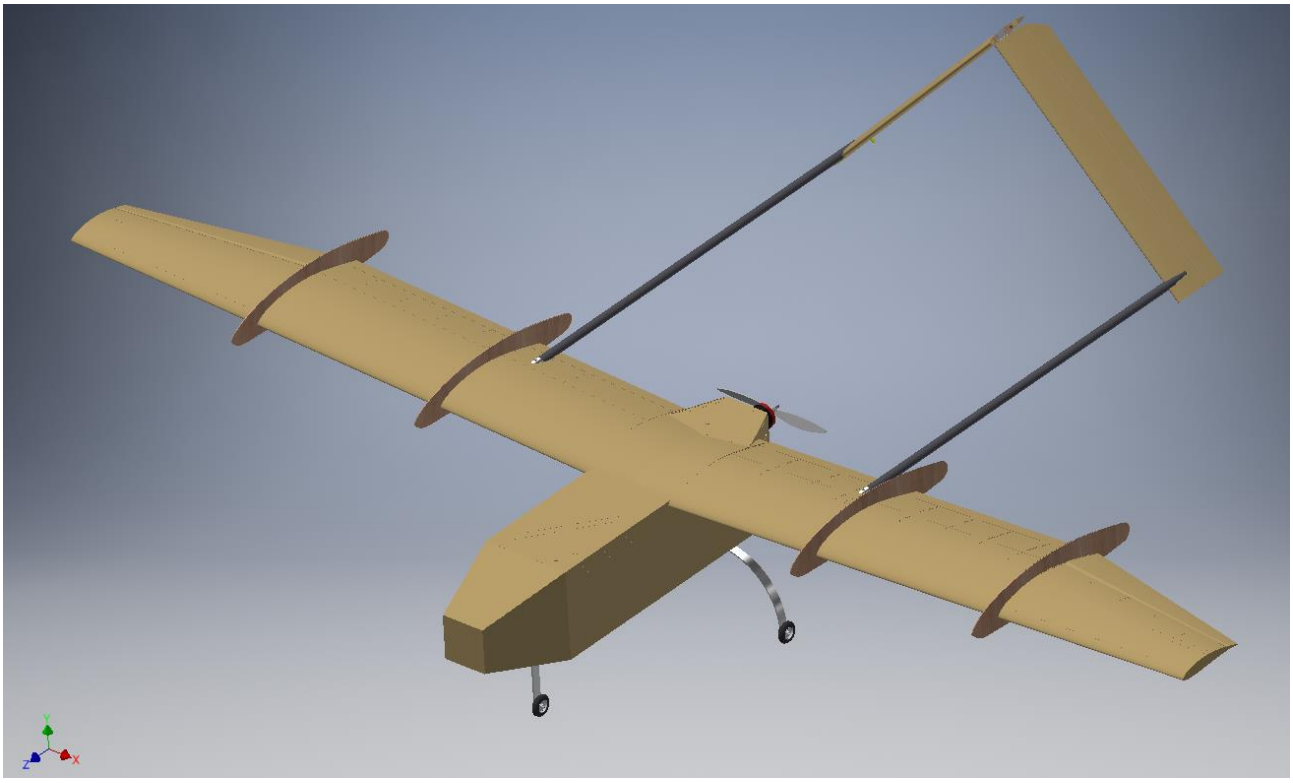
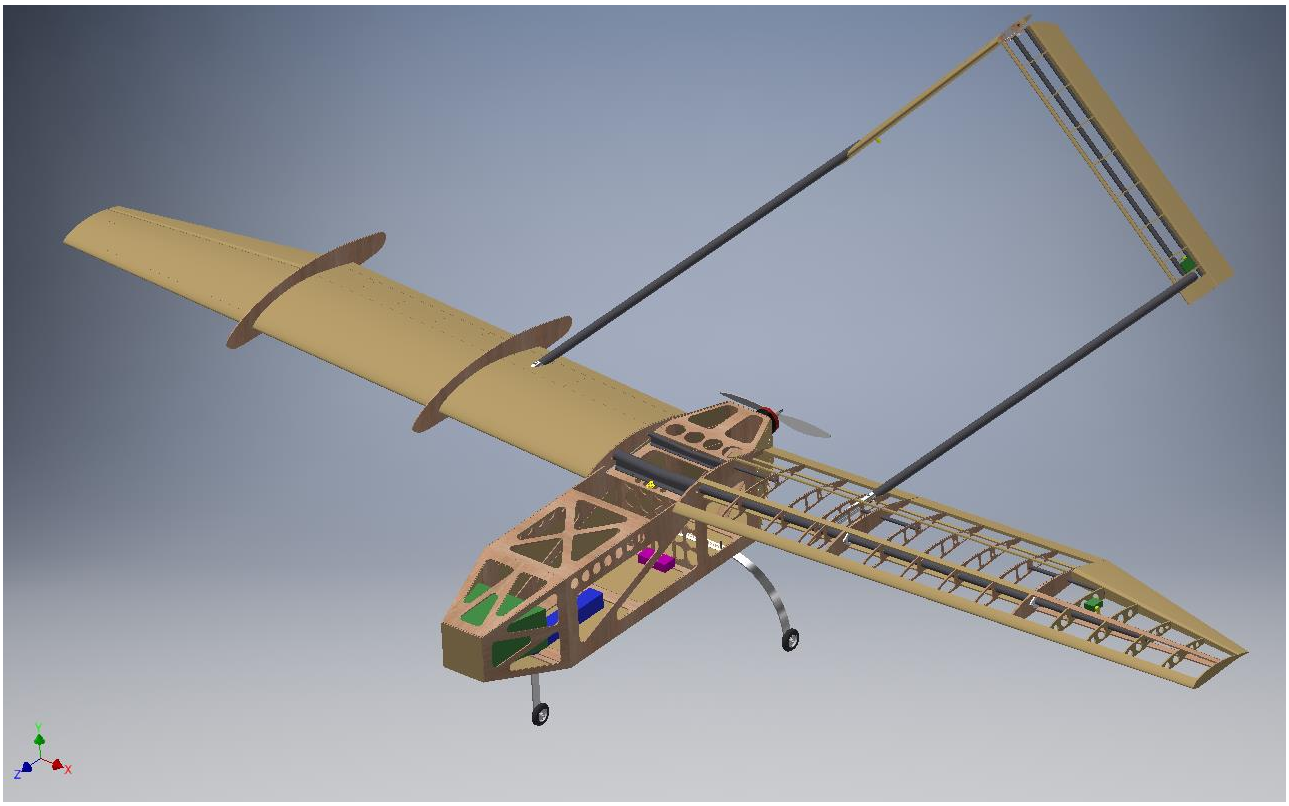
Seznam tabulek

Tab. 1 Základní parametry pro výpočet 16
Tab. 2 Výpis z jednotlivých iterací výpočtu předpokládaného maximálního vztlaku 18
Tab. 3 Poloha těžiště vzhledem k náběžné hraně zjištěná z CAD modelu 21
Tab. 4 Získané hodnoty po iteračním řešení ideálních úhlů nastavení křídla a ocasních ploch pro horizontální let 22
Tab. 5 Rozměrová specifikace jednotlivých částí nosníku 24
Tab. 6 Výsledá zatížení působící na jednotlivé části nosníku 26
Tab. 7 Parametry udávané výrobcem pro elektromotor AXI 8120/8 V2 30
Tab. 8 Parametry vrtule pro stoupavý let 32
Tab. 9 Parametry vrtule pro horizontální let cestovní rychlostí 34
Tab. 10 Dopočtené parametry motoru pro horizontální let cestovní rychlostí 34

Příloha I – schematický nákres letové laboratoře







Příloha II – 3D pohled na létající laboratoř s viditelným potahem a bez něj