

České vysoké učení technické v Praze
Fakulta strojní
Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky



Rozbor aerodynamických vlastností motorové gondoly umístěné v ocasní ploše motorového větroně

Bakalářská práce

Autor práce: Matěj Havíř

Vedoucí práce: Ing. Jakub Suchý, Ph.D.

Praha 2024

Vedoucí práce:

Ing. Jakub Suchý, Ph.D.
Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Fakulta strojní
České vysoké učení technické v Praze
Technická 4
160 00 Prague 6
Česká republika

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Havíř** Jméno: **Matěj** Osobní číslo: **508787**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací 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:

Rozbor aerodynamických vlastností motorové gondoly umístěné v ocasní ploše motorového větroně

Název bakalářské práce anglicky:

Aerodynamic Investigation of Properties of Motor Nacelle Located in the Tail Section of a Motor Glider

Pokyny pro vypracování:

- 1) Proveďte rešerši existujících konfigurací pohonu motorového větroně, popište aerodynamické charakteristiky ocasních ploch
- 2) Vyberte vhodné řešení motorové gondoly v ocasní ploše, navrhnete zjednodušený výpočetní a experimentální model.
- 3) Proveďte rozbor základních aerodynamických parametrů vybraného modelu pomocí komerčně dostupných řešičů proudění (např. Ansys Fluent).
- 4) Proveďte měření aerodynamických sil na zvoleném modelu v aerodynamickém tunelu.
- 5) Diskutujte vypočtené a naměřené výsledky. Zhodnoťte výběr řešení motorové gondoly.

Seznam doporučené literatury:

Dle doporučení vedoucího bakalářské práce

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jakub Suchý, Ph.D. ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **15.04.2024**

Termín odevzdání bakalářské práce: **31.07.2024**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jakub Suchý, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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

Anotace

Název práce

Rozbor aerodynamických vlastností motorové gondoly umístěné v ocasní ploše motorového větroně

Thesis name

Aerodynamic Investigation of Properties of Motor Nacelle Located in the Tail Section of a Motor Glider

Autor

Matěj Havíř

Studijní program

Teoretický základ strojního inženýrství

Druh práce

Bakalářská práce

Vedoucí práce

Ing. Jakub Suchý, Ph.D.

Abstrakt

Tato práce se zabývá zhodnocením vlivu aerodynamického odporu motorové gondoly umístěné na ocasu větroně na jeho letové výkony. Je vypracována rešerše zaměřená na možnosti umístění přídatného pohonu na větroň se srovnáním jejich výhod a nevýhod. Pro porovnání letových výkonů větroně s motorovou gondolou na ocasu s větroněm s jinou konfigurací pohonu jsou použity v současnosti vyráběné větroně v různých výkonnostních kategoriích. Rozměry a tvar motorové gondoly jsou předběžně navrženy z prostorových požadavků na pohonnou jednotku při použití elektrického pohonu a rozměrů ocasu existujících větroňů. Odporové síly a koeficienty pro jednotlivé návrhy tvaru gondoly jsou následně určeny srovnáním odporu testovacího zmenšeného modelu ocasu bez gondoly a s gondolou. Pro výpočet odporu je použita simulace v CFD software Fluent, výsledky ze simulace jsou ověřeny měřeními sil na zmenšeném modelu v aerodynamickém tunelu. Měřeními v aerodynamickém tunelu je také zjištěn odpor motorové gondoly při použití spolu se sklopnou vrtulí s listy ve sklopeném stavu.

Klíčová slova

Motorový větroň, motorová gondola, ocasní plochy, CFD, aerodynamický odpor, letové výkony

Abstract

This thesis deals with drag analysis of a motor nacelle placed on the tail of a glider with respect to its effects on the glider's flight performance. A review is made on auxiliary power-plant placement configurations for gliders comparing their advantages and disadvantages. Current production gliders in different performance classes are used as a reference for comparing between flight performance of a glider with tail-mounted motor nacelle and a glider with other power-plant configurations. The shape and dimensions of the nacelle are estimated from motor space requirements for use of an electric motor and from tail dimensions of existing gliders. Drag forces and drag coefficients of the nacelle designs are then determined by comparing drag values on a reduced-scale test tail model with and without the motor nacelle. A simulation in Fluent CFD software is used for calculating drag forces with verification of the simulation results by measurement on a reduced-scale model in a wind tunnel. The wind tunnel measurements are also used to measure drag of the nacelle in combination with a folding propeller in the folded blade configuration.

Keywords

Motor glider, motor nacelle, tail surfaces, CFD, aerodynamic drag, flight performance

Prohlášení

Prohlašuji že jsem tuto práci vypracoval samostatně a uvedl všechny zdroje použité pro zhotovení této práce v souladu s etickými principy pro psaní akademických prací.

V Praze,

.....

Matěj Havíř

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu práce Ing. Jakubovi Suchému, Ph.D. za cenné rady k tvorbě této práce. Rád bych také poděkoval studentskému týmu CTU Space Research za poskytnutí 3D tiskáren použitých k výrobě modelů pro experimentální měření v aerodynamickém tunelu.

Seznam tabulek

3.1	Charakteristiky určené z rychlostní poláry větroňů LS8[14], AS33Me[15] a ASK21Mi[16]	12
3.2	Aerodynamický odpor referenčních větroňů	12
5.1	Volené parametry sítě pro simulaci srovnávacího modelu ocasu	20
5.2	Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci srovnávacího modelu ocasu	20
5.3	Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	23
5.4	Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	23
5.5	Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 16-021	26
5.6	Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 16-021	26
5.7	Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	28
5.8	Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	28
6.1	Aerodynamické síly naměřené na srovnávacím modelu ocasu	32
6.2	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro srovnávací model ocasu	33
6.3	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021, bez vrtule	34
6.4	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021, včetně vrtule	34
6.5	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021, bez vrtule	35
6.6	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021, včetně vrtule	35
6.7	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021, bez vrtule	38
6.8	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021, včetně vrtule	38
6.9	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021, bez vrtule	39
6.10	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021, včetně vrtule	39
6.11	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, bez vrtule	41
6.12	Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, včetně vrtule	41
6.13	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, bez vrtule	42
6.14	Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, včetně vrtule	42

7.1	Hodnoty odporového koeficientu C_D získané z CFD simulací a experimentu	45
7.2	Hodnoty odporové síly na jednotlivých tvarech motorové gondoly včetně vrtule	45
7.3	Srovnání aerodynamického odporu referenčních větroňů po přidání motorové gondoly	46
7.4	Srovnání klouzavosti referenčních větroňů po přidání motorové gondoly	46

Seznam obrázků

1.1	Zatahovací elektrická pohonná jednotka větroně AS34Me[5]	3
1.2	Detail přídě větroně LS8 vybaveného pohonnou jednotkou FES[7]	4
1.3	Větroň Icaré 2 s běžícím motorem[10]	5
2.1	Parametry leteckého profilu (upraveno z [11])	7
3.1	Silový obrazec sil působících do těžiště letadla při ustáleném klouzavém letu (upraveno z [13])	9
3.2	Rychlostní polára větroně LS8[14]	11
3.3	Rychlostní polára větroně AS33Me[15]	11
3.4	Rychlostní polára větroně ASK21[16]	12
4.1	Nákres motorové gondoly s profilem NACA 16-021	15
4.2	Nákres motorové gondoly s profilem NACA 66-021	15
4.3	Nákres motorové gondoly s profilem elipsoidu	15
5.1	Třípohledový nákres srovnávacího modelu ocasu v referenční konfiguraci bez motorové gondoly	17
5.2	Pohled do kontrolního objemu pro simulaci srovnávacího modelu ocasu bez motorové gondoly	18
5.3	Nastavení generátoru buněk mezní vrstvy pro srovnávací model ocasu	19
5.4	Graf reziduí výpočtu pro srovnávací model ocasu	21
5.5	Hodnota aerodynamického odporu srovnávacího modelu ocasu během výpočtu	21
5.6	Rychlostní pole v rovině symetrie SOP	22
5.7	Detail výpočetní sítě okolo modelu ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	23
5.8	Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	24
5.9	Hodnota aerodynamického odporu ocasu s gondolou profilu NACA 66-021 během výpočtu	24
5.10	Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou profilu NACA 16-021	27
5.11	Hodnota aerodynamického odporu ocasu s gondolou profilu NACA 16-021 během výpočtu	27
5.12	Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	29
5.13	Hodnota aerodynamického odporu během výpočtu pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	29
6.1	Umístění modelu pro měření odporové síly na měřicí stand (ocas bez motorové gondoly)	31
6.2	Graf výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro srovnávací model ocasu	33
6.3	Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021 a srovnávací ocas bez gondoly	36
6.4	Testovací model s motorovou gondolou profilu NACA 16-021 bez vrtule	37
6.5	Testovací model s motorovou gondolou profilu NACA 16-021 s namontovanou vrtulí	38

6.6	Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021 a srovnávací ocas bez gondoly	40
6.7	Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu a srovnávací ocas bez gondoly . .	43

Seznam použitých symbolů a veličin

Veličiny

μ	Dynamická viskozita	[Pa s]
ρ	Hustota	[kg m ⁻³]
A	Obtíkaná plocha tělesa	[m ²]
C_D	Odporový koeficient trojrozměrného tělesa	[1]
C_d	Odporový koeficient dvourozměrného profilu	[1]
D	Aerodynamický odpor letadla	[N]
E	Klouzavost	[1]
G	Tíha letadla	[N]
g	Tíhové zrychlení	[m s ⁻²]
L	Vztlaková síla	[N]
l	Délka tětiny profilu	[m]
m	Hmotnost letadla	[kg]
p_{dyn}	Dynamický tlak	[Pa]
v_∞	Rychlost volného proudění	[m s ⁻¹]

Použité indexy

m	Hodnoty získané z měření v aerodynamickém tunelu
v	Hodnoty pro modely motorové gondoly s vrtulí

Obsah

Seznam tabulek	viii
Seznam obrázků	x
Seznam použitých symbolů a veličin	xii
Úvod	1
1 Konfigurace pomocného pohonu větroňů	2
1.1 Vrtule na konstrukci zatahované do trupu	2
1.2 FES (Front Electric Sustainer)	3
1.3 Motor s vrtulí umístěný na ocasu	4
2 Geometrie a charakteristiky leteckého profilu	7
3 Určení aerodynamického odporu referenčních větroňů	9
3.1 Výpočet aerodynamického odporu při klouzavém letu	9
3.2 Referenční větroně	10
4 Návrh motorové gondoly	13
4.1 Rozměry motorové gondoly	13
4.2 Tvar motorové gondoly	14
5 CFD simulace	16
5.1 Srovnávací model ocasu	16
5.2 Společné parametry simulací	17
5.2.1 Okrajové podmínky	18
5.3 Simulace pro srovnávací model ocasu	19
5.3.1 Kontrolní objem	19
5.3.2 Mezní vrstva	19
5.3.3 Výpočetní síť	20
5.3.4 Výsledky simulace	21
5.4 Simulace ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	22
5.4.1 Kontrolní objem	22
5.4.2 Tvorba mezní vrstvy	22
5.4.3 Výpočetní síť	23
5.4.4 Výsledky simulace	24
5.5 Simulace ocasu s gondolou profilu NACA 16-021	25
5.5.1 Kontrolní objem	25
5.5.2 Tvorba mezní vrstvy	25
5.5.3 Výpočetní síť	25
5.5.4 Výsledky simulace	26
5.6 Simulace ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	27

5.6.1	Kontrolní objem	27
5.6.2	Tvorba mezní vrstvy	28
5.6.3	Výpočetní síť	28
5.6.4	Výsledky simulace	28
6	Srovnávací měření v aerodynamickém tunelu	30
6.1	Provedení testovacích modelů	30
6.2	Konfigurace měření	31
6.3	Měření na srovnávacím modelu ocasu	32
6.4	Měření na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021	34
6.5	Měření na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021	37
6.6	Měření na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu	41
7	Zhodnocení výsledků simulací a experimentů	44
7.1	Porovnání odporových koeficientů motorových gondol	44
7.2	Vliv odporu gondoly na letové výkony větroně	45
	Bibliografie	49

Úvod

Motorizovaný větroň je větroň, který je vybaven vlastní pomocnou pohonnou jednotkou pro zajištění ustáleného letu v případě, že by jeho potenciální energie daná výškou nestačila k překonání potřebné vzdálenosti (například při návratu na domovské letiště nebo přeletu mezi vzdálenými stoupavými vzdušnými proudy). Pro pohon motorizovaných větroňů se v současnosti využívá pístových spalovacích a také elektrických motorů ve spojení s vrtulí, a méně často také proudového pohonu. Pohonná jednotka bývá u větroňů vybavených pomocným motorem umístěna obvykle na výklopné konstrukci za kokpitem umožňující zatažení vypnuté pohonné jednotky do trupu, v případě větroňů vybavených elektrickým pohonem je také používána konfigurace s motorem umístěným napevno v přídi s použitím vrtule se sklopnými listy pro snížení aerodynamického odporu při letu s vypnutým motorem. Některé větroně s pomocným motorem jsou díky přebytku výkonu schopné využít motor nejen k prodloužení doletu, ale také k samostatnému vzletu.

Tato práce je zaměřena na aerodynamickou analýzu konfigurace s pohonnou jednotkou umístěnou do pevné gondoly na vrcholu svislé ocasní plochy ocasu typu T pro použití na větroně schopném samostatného vzletu ze země. Tato konfigurace je primárně zamýšlena pro větroně poháněné elektromotorem kvůli tomu, že samotný elektromotor tvoří pouze malou část hmotnosti celého pohonného systému a má také obvykle nižší hmotnost než spalovací motor srovnatelného výkonu s tím, že těžší části pohonného systému, jako například akumulátory, mohou být umístěny blíž těžišti pro zachování správného vyvážení větroně. Konfigurace je uvažována jako alternativa k umístění motoru na přídi umožňující použití vrtule většího průměru s možností přenášení vyššího výkonu při zachování podobných rozměrů trupu, výšky podvozku větroně a mechanické jednoduchosti celé pohonné jednotky. Podobně jako u existujících řešení pohonu elektromotorem umístěným na přídi je uvažováno použití vrtule se sklopnými listy pro snížení aerodynamického odporu při letu s vypnutým motorem. Aerodynamická analýza je provedena v podobě numerické simulace proudění okolo ocasu s motorovou gondolou pomocí software Ansys Fluent s následným ověřením výsledků měření v aerodynamickém tunelu na modelu ocasu s motorovou gondolou bez vrtule a motorovou gondolou vybavenou sklopnou vrtulí v tlačné konfiguraci s listy sklopenými do směru proudění. Cílem práce je určení přidaného aerodynamického odporu motorové gondoly umístěné na ocasu větroně pro zjištění vlivu na výkonnost větroně danou klouzavostí.

Kapitola 1

Konfigurace pomocného pohonu větroňů

Tato kapitola je zaměřena na řešení existujících možností umístění pohonu na větroních, které používají motor k prodloužení doletu, případně k provedení samostatného startu ze země a vystoupení do letové hladiny. Popsány jsou zde konfigurace používané pro pohon vrtulí (hnanou spalovacím motorem či elektromotorem).

1.1 Vrtule na konstrukci zatahované do trupu

Umístění vrtule na sklopné konstrukci zatahované do trupu je nejběžnější konfigurací pomocného pohonu větroňů. Větroně vybavené výkonnějším spalovacím motorem mají motor umístěný napevno v trupu s tlačnou či tažnou vrtulí poháněnou řemenovým převodem, který zároveň realizuje změnu otáček mezi motorem a vrtulí. Větroně vybavené elektromotorem nebo méně výkonným spalovacím motorem mohou mít díky nižší hmotnosti motoru umístěný motor s vrtulí přímo na zatahovací konstrukci.[1][2][3]

Při letu se spuštěným motorem je konstrukce nesoucí vrtuli vyklopena do nabíhajícího proudění tak, že osa tažné síly vrtule leží přibližně rovnoběžně s vektorem rychlosti letu. Na obrázku 1.1 je zobrazen pohled na motorové lože a zatahovací elektrickou pohonnou jednotku větroně Schleicher AS34Me ve vyklopeném stavu. Po zastavení motoru je celá konstrukce zatažena do trupu a otvor v trupu zakryt dvířky. Tato konfigurace má ve stavu s vypnutým motorem zataženým v trupu ze všech konfigurací pomocného pohonu větroňů nejmenší vliv na aerodynamický odpor díky tomu, že tvar trupu je zachován prakticky stejný jako u větroně bez motoru. Aerodynamický odpor konstrukce ve vytaženém stavu ale bývá naopak vysoký.[3][4]

Nevýhodami této konfigurace jsou relativně složitá konstrukce a klopný moment vyvolovaný vrtulí, který má snahu stáčet příď větroně směrem dolů, způsobený umístěním nositelky tažné síly vrtule vysoko nad těžištěm. Další nevýhodou vyplývající přímo ze zatahovacího provedení nosné konstrukce motoru nebo vrtule je prodleva mezi aktivací mechanismu a spuštěním motoru potřebná na vyklopení nosné konstrukce, která činí u nejrychlejších mechanismů okolo 12 sekund.[2][4]



Obrázek 1.1: Zatahovací elektrická pohonná jednotka větroně AS34Me[5]

1.2 FES (Front Electric Sustainer)

Front Electric Sustainer je systém pohonu tvořený elektromotorem přímo pohánějícím sklopnou dvoulistou vrtulí, umístovaný do špičky přídě trupu větroně. Umístění vrtule na přídě větroně je zobrazeno na obrázku 1.2. Když motor nepracuje, jsou listy vrtule složeny dozadu tak, že přiléhají k trupu větroně, aby se minimalizoval jejich aerodynamický odpor. Při spuštění motoru se pak působením odstředivé síly listy rychle vyklopí do pracovní polohy. Tento systém je mechanicky velmi jednoduchý, má rychlou odezvu při požadavku na spuštění motoru a díky umístění nositelky tažné síly vrtule blíž těžišti větroně vyvozuje běžící motor minimální klopivý moment. Při použití této konfigurace je ale výrazně omezen použitelný průměr vrtule podle výšky podvozku větroně. U větroňů s vyšší vzletovou hmotností to potom vylučuje použití tohoto systému k samostatnému vzletu, jelikož by tažná síla vrtule byla pro provedení bezpečného vzletu nedostatečná.[1][6]



Obrázek 1.2: Detail přídě větroně LS8 vybaveného pohonnou jednotkou FES[7]

1.3 Motor s vrtulí umístěný na ocasu

Tato nepříliš často používaná konfigurace pomocného pohonu byla použita například u švédského motorizovaného větroně Windex 1200, s malým spalovacím motorem s těžnou vrtulí umístěným v gondole v polovině výšky svislé ocasní plochy. Tato konfigurace zde byla použita kvůli současnému splnění požadavků umístění motoru s vrtulí na větroň vybavený krátkým podvozkem a s krátkým trupem, možnosti použití aerodynamicky co nejvýhodnějšího tvaru přídě neovlivněného úplavem od vrtule a snadného přístupu k motoru.[8]

Dalšími letadly využívajícími tuto konfiguraci jsou elektrický letoun eGenius a elektrický větroň Icaré 2, vyvinuté Stuttgartskou univerzitou. Oba tyto letouny mají motor s vrtulí umístěný na vrcholu svislé ocasní plochy. Letoun eGenius je vybaven tažnou vrtulí s motorem umístěným v gondole přecházející před náběžnou hranu svislé ocasní plochy podobně jako na větroně Windex. Důvodem pro zvolení této konfigurace byla zde možnost použití krátkého podvozku spolu s vrtulí velkého průměru a také omezení účinku úplavu od vrtule na trup letounu pro udržení laminární mezní vrstvy na velké části plochy trupu.[9]

Konfigurace ocasních ploch větroně Icaré 2, zobrazeného na obrázku 1.3, je nejvíce podobná konfiguraci zkoumané v této práci, s motorem umístěným v kořeni vodorovné ocasní plochy na ocasu tvaru písmene T a vybaveným tlačnou vrtulí se sklopnými listy, které se po zastavení motoru složí dozadu pro snížení aerodynamického odporu během klouzavého letu.[10]



Obrázek 1.3: Větroň Icaré 2 s běžícím motorem[10]

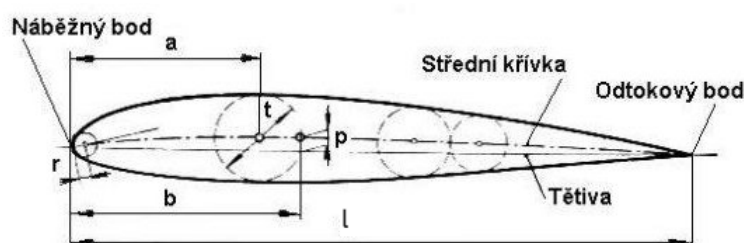
Výhodou této konfigurace proti umístění pohonu na zatahovací konstrukci je teoreticky vyšší spolehlivost a rychlejší reakce na požadavek spuštění motoru díky absenci pohyblivého zatahovacího mechanismu. Nevýhodou této konfigurace pohonu je stejně jako u vrtule na zatahovací konstrukci vyklopené nad trupem klopný moment stáčející před směrem dolů způsobený tím, že je nositelka síly vrtule umístěna relativně daleko nad těžištěm letadla. Protože je tažná síla vrtule přenášena na letadlo přes svislou ocasní plochu, musí být také svislá ocasní plocha a zadní část trupu dimenzovány tak, aby byly schopny přenášet silové účinky na ně vyvozované motorem a vrtulí.[1][9]

Umístění motoru na ocasu posouvá těžiště letadla výrazně směrem dozadu, což klade nároky na nízkou hmotnost motoru, aby byla co nejméně ovlivněna podélná stabilita letadla. S ohledem na poměr výkonu k hmotnosti používaných pohonných jednotek je proto tato konfigurace výhodnější při použití na větroni s elektrickým pohonem, protože na ocasní ploše může být umístěn pouze samotný motor s relativně nízkou hmotností a ostatní části pohonné soustavy s výrazně vyšší hmotností, jako například akumulátor či jiný zdroj elektrické energie, je možné umístit na vhodné místo blíž těžišti letadla tak, aby bylo ve výsledku letadlo správně vyváženo. Problémem specifickým pro použití tlačné vrtule v této konfiguraci je zvýšená hlučnost způsobená interakcí vrtule s úplavem ocasních ploch.[1][9]

Kapitola 2

Geometrie a charakteristiky leteckého profilu

Protože jsou v této práci při návrhu motorové gondoly používány termíny spojené s geometrií leteckých profilů, je v této kapitole vysvětleno názvosloví, které se pro popis leteckých profilů používá.



Obrázek 2.1: Parametry leteckého profilu (upraveno z [11])

Jako hranice profilu se pro popis jeho geometrie používá tzv. náběžný a odtokový bod. Tětiva profilu je potom úsečka spojující náběžný bod s odtokovým bodem. Délka tětivy se označuje jako hloubka profilu (na obrázku 2.1 označena jako l). Hloubka profilu je jedním z hlavních rozměrových parametrů leteckého profilu. Při vyplnění profilu vepsanými kružnicemi tak, aby byly vždy tečné ke kontuře profilu, tvoří množina středů těchto kružnic střední křivku profilu. Průměr největší kružnice vepsané do profilu definuje tloušťku profilu (na obrázku 2.1 označena jako t). Největší kolmá vzdálenost mezi tětivou a střední křivkou definuje prohnutí profilu (na obrázku 2.1 označeno jako p). Profily s nulovým prohnutím jsou označovány jako symetrické, u těchto profilů je střední křivka totožná s tětivou. Aby bylo možné letecký profil definovat parametricky, nezávisle na absolutních rozměrech, definuje se tloušťka, prohnutí profilu i vzdálenost maximální tloušťky profilu od náběžného bodu v poměru k hloubce profilu.[11]

Aerodynamické charakteristiky profilu vystaveného proudění jsou ovlivněny jeho úhlem náběhu α , který lze definovat jako úhel sevřený v rovině profilu mezi jeho tětivou a vektorem rychlosti proudění nabíhajícího na náběžný bod profilu. K aerodynamickým charakteristikám profilu ovlivňujícím přímo výkonnost profilu i celého křídla nebo ocasní plochy o konečné délce patří koeficient vztlaku C_l a koeficient odporu C_d , definované vztahem silového účinku proudění na délku tětiny profilu, hustotu ρ a rychlost proudění v_∞ nabíhajícího média. Pro definici koeficientu C_d platí:

$$F_d = C_d \cdot \rho \cdot \frac{v_\infty^2}{2} \cdot l \quad (2.1)$$

kde F_d je odporová síla vztažená na 2-rozměrný profil, člen $\rho \cdot \frac{v_\infty^2}{2}$ při uvažování proudění nestlačitelné tekutiny odpovídá dynamickému tlaku.[12]

V případě výpočtu s koeficientem C_D na reálném křídle nebo ocasní ploše s konečnou plochou se využívá podobný vztah, s nahrazením délky tětiny l plochou křídla A , tedy

$$F_D = C_D \cdot \rho \cdot \frac{v_\infty^2}{2} \cdot A \quad (2.2)$$

Pro proudnicové těleso typu zkoumané motorové gondoly bude pro výpočet odporové síly uvažován stejný vztah využívající vztahení na plochu A obtékaného povrchu tělesa. [12][13]

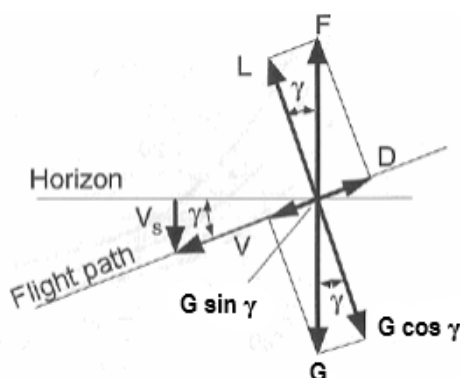
Kapitola 3

Určení aerodynamického odporu referenčních větroňů

V této kapitole je proveden výpočet aerodynamického odporu při klouzavém letu u existujících typů větroňů, které budou použity jako referenční pro srovnání aerodynamického odporu a klouzavosti při použití ocasu bez motorové gondoly a s motorovou gondolou. Pro obě konfigurace je uvažováno zachování stejné plochy vodorovné ocasní plochy (VOP) a svislé ocasní plochy (SOP), aby přidaný aerodynamický odpor závisel pouze na geometrii a velikosti motorové gondoly případně aerodynamickém odporu sklopené vrtule, a výsledky analýzy odporu motorových gondol bylo možné aplikovat pro různé rozměry a tvar ocasních ploch.

3.1 Výpočet aerodynamického odporu při klouzavém letu

Pro určení aerodynamického odporu větroně při ustáleném klouzavém letu je použit zjednodušený výpočet založený na rovnováze složky tíhové síly G působící rovnoběžně s trajektorií letu a odporové síly D .



Obrázek 3.1: Silový obrazec sil působících do těžiště letadla při ustáleném klouzavém letu (upraveno z [13])

Pro ustálený klouzavý let konstantní rychlostí musí podle silové rovnováhy zobrazené na obrázku 3.1 platit:

$$G \sin \gamma = D \quad (3.1)$$

Současně platí:

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan \gamma} \quad (3.2)$$

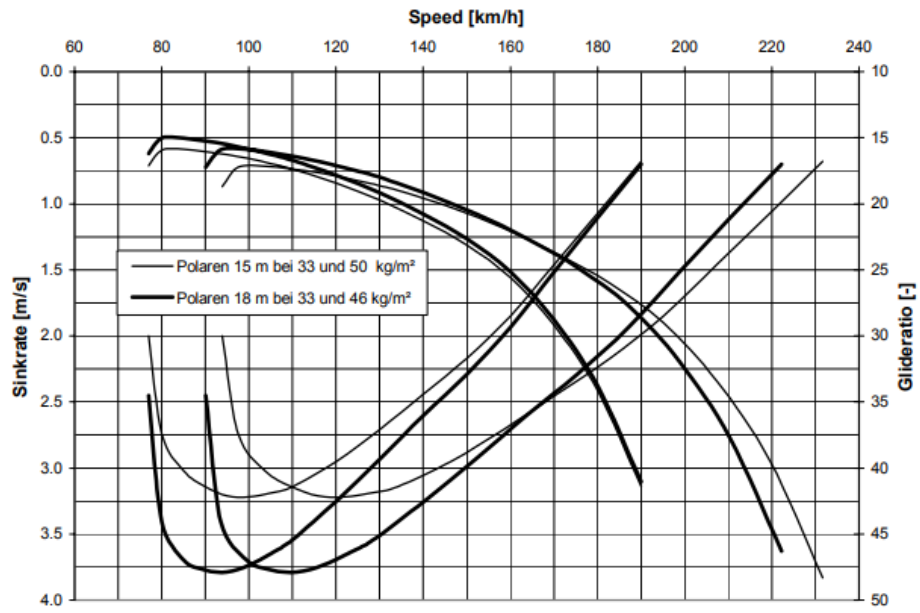
Protože poměr mezi vztlakovou a odporovou silou $\frac{L}{D}$ je také roven klouzavosti větroně E , lze s pomocí známé hodnoty klouzavosti pro určitou rychlost letu a vyjádřením tíhy pomocí hmotnosti a tíhového zrychlení vypočítat odporovou sílu D jako

$$D = mg \sin \left[\arctan \left(\frac{1}{E} \right) \right] \quad (3.3)$$

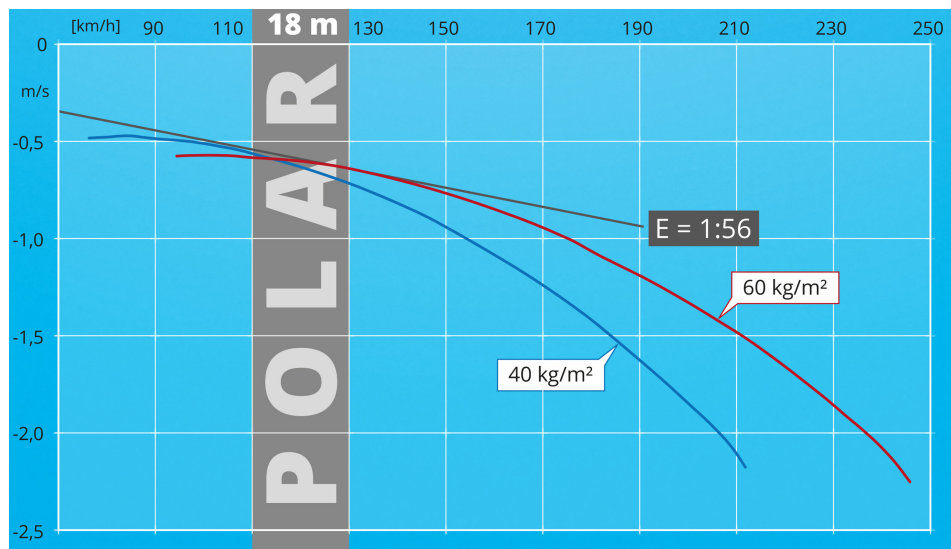
Hodnotu klouzavosti E v závislosti na hmotnosti větroně a rychlosti letu lze určit z rychlostní poláry konkrétního větroně.[4]

3.2 Referenční větroně

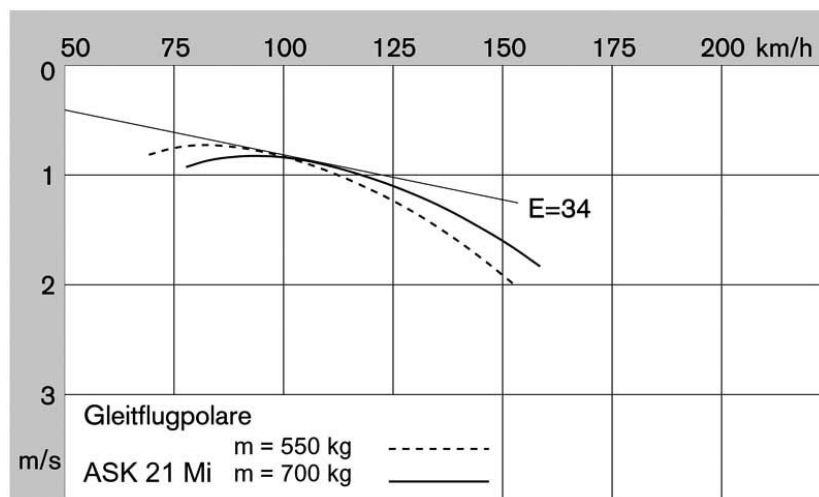
Protože je počítáno s použitím této konfigurace pohonné jednotky pro větroň schopný vzletu s maximální vzletovou hmotností, pro kterou by už ke vzletu nestačila tažná síla vrtule při použití systému FES, byly jako reference zvoleny tři v současnosti vyráběné typy větroňů v kategorii rozpětí křídel od 15 do 18 m vybavené pomocným pohonem a s maximální vzletovou hmotností pohybující se od 500 do 700 kg. Tyto větroně jsou dodávány se zatahovací pohonnou jednotkou s dostatečným výkonem k provedení vzletu nebo s pohonem systému FES určeným k použití pouze za letu. Zvolenými referenčními typy jsou DG Flugzeugbau LS8 v provedení s rozpětím křídel 15 i 18 m, Schleicher AS33Me jako zástupce jednomístných větroňů a Schleicher ASK21Mi jako zástupce cvičných dvoumístných větroňů s nižší klouzavostí. Pro srovnání jsou zde použity maximální hodnoty klouzavosti těchto větroňů při maximální hmotnosti uvedené v rychlostní poláře a vzdušné rychlosti, při které je maximální hodnoty klouzavosti dosaženo. Z těchto hodnot klouzavosti jsou vypočítány odporové síly D použité jako referenční pro porovnání vlivu aerodynamického odporu motorové gondoly na celkový aerodynamický odpor větroně. Na obrázcích 3.2, 3.3 a 3.4 jsou vyobrazeny rychlostní poláry použitých větroňů. Použité charakteristiky referenčních větroňů jsou uvedeny v tabulce 3.1.



Obrázek 3.2: Rychlostní polára větroně LS8[14]



Obrázek 3.3: Rychlostní polára větroně AS33Me[15]



Obrázek 3.4: Rychlostní polára větroně ASK21[16]

Typ větroně	Hmotnost [kg]	Maximální klouzavost [1]	Rychlost letu pro maximální klouzavost [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]
LS8, rozpětí 15 m	525	44	33,3
LS8, rozpětí 18 m	575	48	32
AS33Me, rozpětí 18 m	600	56	36,1
ASK21Mi	700	34	30,6

Tabulka 3.1: Charakteristiky určené z rychlostní poláry větroňů LS8[14], AS33Me[15] a ASK21Mi[16]

Dosažením hodnoty tíhového zrychlení $g = 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ spolu s maximální vzletovou hmotností a klouzavostí jednotlivých větroňů do vztahu (3.3) byly vypočítány hodnoty odporové síly D působící na jednotlivé větroně při dané rychlosti letu. Tabulka 3.2 uvádí přehled hodnot odporových sil pro jednotlivé větroně při letové rychlosti odpovídající maximální klouzavosti.

Typ větroně	Rychlost letu [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$]	Odporová síla D [N]
LS8, rozpětí 15 m	33,3	117
LS8, rozpětí 18 m	32	117,5
AS33Me, rozpětí 18 m	36,1	105,1
ASK21Mi	30,6	201,8

Tabulka 3.2: Aerodynamický odpor referenčních větroňů

Kapitola 4

Návrh motorové gondoly

Při návrhu motorové gondoly bylo vycházeno z tlačného uspořádání vrtule s umístěním vrtule za odtokovou hranu SOP. Při použití sklopné vrtule tak mohou být vrtulové listy ve sklopené poloze za letu s vypnutým motorem orientovány ve směru nabíhajícího proudění, aby byly vlivem proudění drženy ve sklopené poloze podobně jako u konfigurace FES. Pro použití tažné konfigurace vrtule s umístěním vrtule před náběžnou hranu SOP a uvažování sklopné vrtule v tažné konfiguraci by gondola musela být značně prodloužena před náběžnou hranu SOP a VOP, aby vrtule nemohla při sklápění nebo rozevírání narazit do některé z ocasních ploch. Při použití průměru vrtule obdobného jako u konfigurace se zatahovací pohonnou jednotkou by potom délka gondoly narostla do nepraktických rozměrů. Rozměry motorové gondoly vychází z rozměrů ocasních ploch existujících větronů a rozměrů elektromotorů výkonově odpovídajících použité referenční kategorii větronů při použití pro samostatný vzlet větroně.

4.1 Rozměry motorové gondoly

Průměr motorové gondoly byl volen podle průměrů elektromotorů používaných na větroních s pomocným elektrickým pohonem ve zvolené referenční kategorii (maximální vzletová hmotnost 500 až 700 kg) se schopností samostatného vzletu ze země. Na základě využití motoru s maximálním výkonem 35 kW na větroních výrobce Schleicher [17] vybavených elektrickým pohonem v daném rozmezí vzletové hmotnosti byly uvažovány motory s maximálním výkonem 30 kW a více. Jelikož jde o prvotní návrh určený pro zjištění vlivu motorové gondoly na aerodynamický odpor větroně a z hlediska rozměrů zde není snaha o optimalizaci, je v návrhu primárně počítáno s velikostí gondoly, která by měla na aerodynamický odpor větroně největší vliv. Proto je počítáno s použitím motorů výrobce MGM Compro, které jsou s vnějším průměrem 267 mm v této kategorii největší.[18]

Délka motorové gondoly pro tlačnou vrtuli byla uvažována podle hloubky profilu na konci svislého stabilizátoru u existujících typů větronů v referenční kategorii. Pro návrh celkové délky byla uvažována vzdálenost tlačné vrtule od odtokové hrany svislého stabilizátoru s přihlédnutím ke studiím hlučnosti tlačných vrtulí ovlivňovaných úpravou ocasních ploch a pylonů s průřezem leteckého profilu, které provedl Block [19]

a Horne [20]. Výsledky těchto výzkumů uvádí největší pokles hladiny akustického tlaku pro umístění vrtule ve vzdálenosti od odtokové hrany mezi 10 až 30 procent hloubky profilu. Umístění vrtule ve větší vzdálenosti dále snižuje hlučnost, s ohledem na předpokládané umístění motoru v zadní části gondoly je ale pro určení délky motorové gondoly počítáno s umístěním vrtule ve vzdálenosti přibližně 30 procent hloubky profilu od odtokové hrany, aby těžiště gondoly neleželo příliš vzadu za SOP a byl tak omezen negativní vliv pohonné jednotky na podélné umístění těžiště větroně.

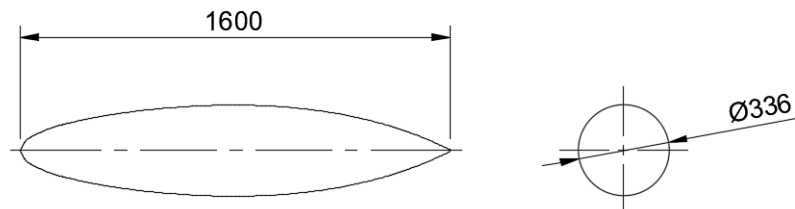
Jako vzor pro získání přibližné délky motorové gondoly byly použity ocasní plochy větroně Rolladen-Schneider LS8 s hloubkou profilu konce svislé ocasní plochy 670 mm. Návrh minimální délky motorové gondoly je spolu s průměrem potřebným pro umístění motoru použit jako reference pro volbu vhodných leteckých profilů použitých jako základ pro tvar gondoly. Při návrhu gondoly bylo počítáno s předpokladem umístění vrtule v délce 30 procent hloubky profilu od odtokové hrany SOP a s přední částí motorové gondoly přecházející náběžnou hranu svislého stabilizátoru o 20 procent hloubky profilu SOP tak, aby mohla náběžná hrana VOP ležet před náběžnou hranou SOP. Při zohlednění těchto předpokladů je minimální použitelná délka motorové gondoly přibližně 1000 mm. Tato hodnota zahrnuje pouze vzdálenost od špičky přední části gondoly k rovině vrtule, skutečná délka gondoly je vyšší, jelikož za vrtulí gondola dále pokračuje v podobě vrtulového kuželu.

4.2 Tvar motorové gondoly

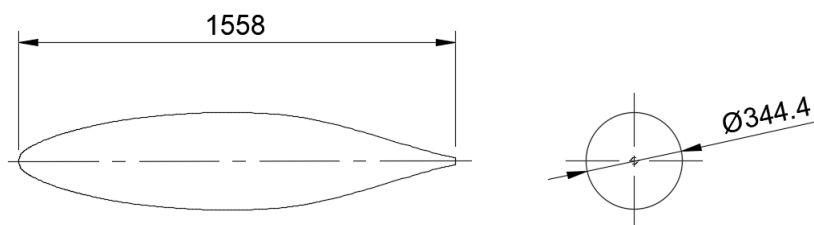
Při návrhu tvaru motorové gondoly bylo pro zajištění minimálního aerodynamického odporu vycházeno z existujících symetrických leteckých profilů, kde výsledný tvar gondoly je pak vytvořen rotací profilu okolo jeho tětiny. Vhodný profil byl hledán tak, aby jeho maximální tloušťka ležela co nejdále od náběžné hrany, což zajistí maximální prostor pro umístění motoru v zadní části gondoly s minimální čelní plochou.

Pro další analýzu byla zvolena geometrie založená na 2 leteckých profilech - NACA 16-021 a NACA 66-021. Tyto profily mají maximální tloušťku 21% hloubky profilu a maximální tloušťka profilu se nachází v polovině délky tětiny od náběžné hrany, což vyhovuje požadavku na maximální prostor pro motor v zadní části gondoly. Na obrázcích 4.1 a 4.2 jsou zobrazeny nákresy tvarů motorové gondoly založené na profilech NACA včetně použitých rozměrů. Pro srovnání byl do analýzy zahrnut i tvar tvořený rotačním elipsoidem s poměrem hlavní ku vedlejší poloose elipsy 4:1 a na zadní části zakončený kuželem, na obrázku 4.3 je zobrazen nákres tohoto tvaru motorové gondoly včetně rozměrů.

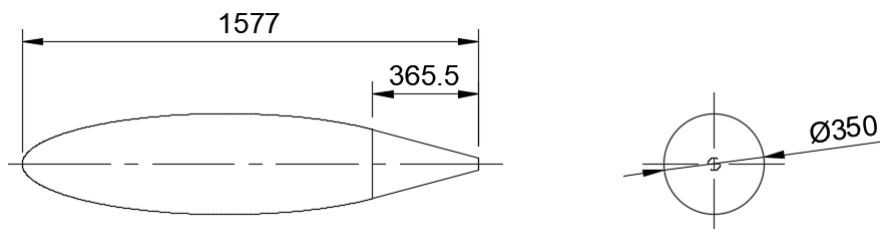
Pro usnadnění tvorby výpočetní sítě v CFD software a lepší vyrobiteľnosť modelů do aerodynamického tunelu jsou všechny zkoumané tvary motorových gondol na jejich "odtokové hraně" komolé, bez ostré špičky.



Obrázek 4.1: Nákres motorové gondoly s profilem NACA 16-021



Obrázek 4.2: Nákres motorové gondoly s profilem NACA 66-021



Obrázek 4.3: Nákres motorové gondoly s profilem elipsoidu

Kapitola 5

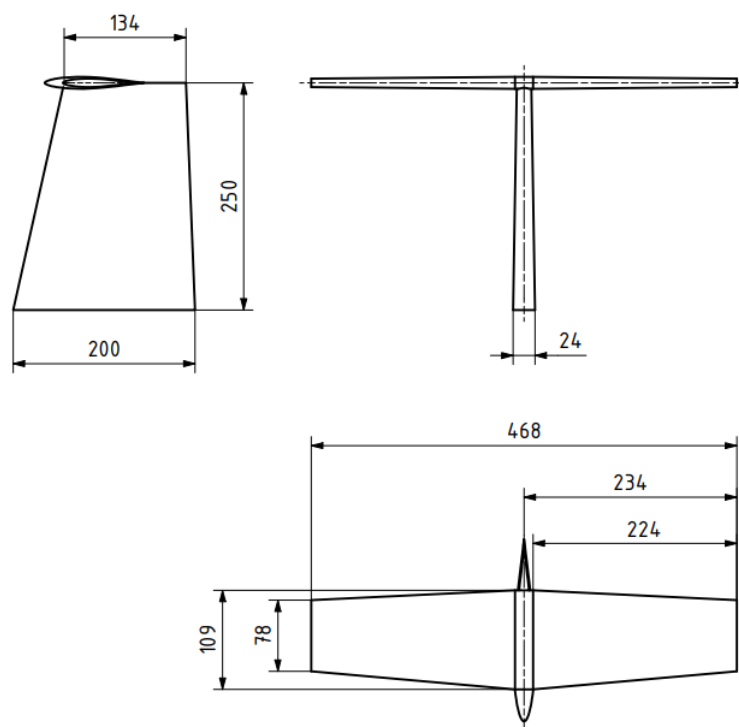
CFD simulace

Pro zjištění velikosti aerodynamických sil, které by působily na motorovou gondolu za letu, je použita simulace vnějšího proudění okolo ocasních ploch s motorovou gondolou s použitím výpočetního software ANSYS Fluent. Simulace jsou provedeny pro model ocasní plochy v měřítku 1:5 s ohledem na prostorová omezení velikosti měřicího prostoru aerodynamického tunelu Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky, aby bylo možno výsledky simulace přímo ověřit měřením na modelu v aerodynamickém tunelu. Zjištěné aerodynamické síly působící na motorovou gondolu jsou potom použity pro výpočet koeficientu aerodynamického odporu C_D vztaženého k ploše obtékaného povrchu gondoly, pomocí kterého lze potom určit odporovou sílu působící na gondolu ve skutečné velikosti.

5.1 Srovnávací model ocasu

Aby bylo možné v rámci simulací zjistit aerodynamické charakteristiky jednotlivých tvarů motorových gondol při připojení na ocasní plochy větroně včetně interference proudění na přechodu gondoly a ocasu, je pro CFD simulaci i měření v aerodynamickém tunelu použit jednotný testovací model ocasu, který tvarem a rozměry odpovídá ocasním plochám větroňů zvolených jako reference. Jako vzor pro volbu rozměrů byl použit větroň Rolladen-Schneider LS8. Vodorovná i svislá ocasní plocha mají symetrický profil NACA 63-012A, použitý například na VOP větroně Standard Cirrus.[21]

Srovnávací model ocasních ploch je pro CFD simulace i měření v aerodynamickém tunelu použit ve dvou variantách se stejnými částmi vodorovné a svislé ocasní plochy. První varianta má samostatnou VOP bez motorové gondoly umístěnou přímo na vrcholu SOP a slouží k určení referenčních hodnot aerodynamických sil, druhá varianta má místo kořene VOP umístěnou motorovou gondolu, a VOP rozdělená na dvě části je pak připojena k bokům motorové gondoly v její vodorovné rovině symetrie. Díky použití stejných ocasních ploch pro obě varianty modelu lze potom z rozdílu hodnot aerodynamických sil mezi referenčním modelem a modely s motorovými gondolami určit odporovou sílu, která připadá na motorovou gondolu včetně vlivu interference mezi gondolou a ocasními plochami. Základní rozměry modelu jsou uvedeny na nákrese srovnávacího modelu ocasu na obrázku 5.1.



Obrázek 5.1: Třípohledový náčrt srovnávacího modelu ocasu v referenční konfiguraci bez motorové gondoly

5.2 Společné parametry simulací

Všechny prováděné simulace počítají s ustáleným prouděním vzduchu uvažovaného díky nízké rychlosti proudění jako nestlačitelného, s konstantní hustotou $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ a dynamickou viskozitou $\mu = 1,7894 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$. Pro snížení výpočtového času jsou simulace provedeny pouze pro jednu polovinu modelu, s použitím roviny symetrie SOP jako dělicí roviny. Protože jsou simulace zaměřeny na určení aerodynamických odporových sil působících na povrch modelu, je model ocasu v simulaci reprezentován pouze jeho vnějším povrchem, na který navazují stěny výpočetního kontrolního objemu. Na základě doporučení vedoucího práce byl v simulacích použit model turbulencí $k-\omega$ SST.

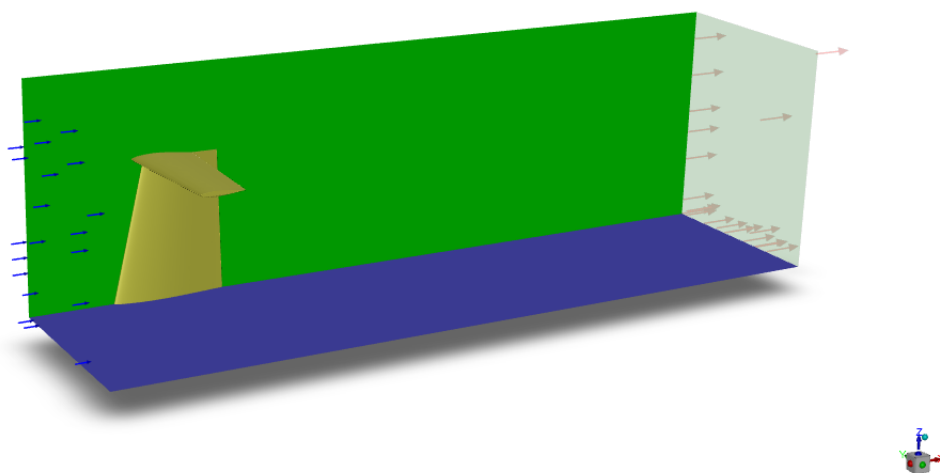
Je předpokládáno, že ocasní plochy větroně mají při ustáleném klouzavém letu velmi malý úhel náběhu vzhledem k nabíhajícímu proudění bez výrazného efektu na obtékání samotných ocasních ploch i motorové gondoly, v simulacích je proto uvažován nulový úhel náběhu VOP. Jelikož je uvažováno proudění vzduchu jako nestlačitelné tekutiny, byl pro řešení všech simulací použit "pressure-based" řešič.

5.2.1 Okrajové podmínky

Ve všech simulacích jsou použity stejné okrajové podmínky. Na vstupní plochu kontrolního objemu je použita okrajová podmínka "velocity-inlet" se zadanou hodnotou rychlosti volného proudění. Rychlost nabíhajícího volného proudění v_∞ byla zvolena 45 m/s s ohledem na provozní omezení aerodynamického tunelu použitého pro ověření výsledků CFD simulací. Také byla uvažována porovnatelnost hodnot C_D pro Reynoldsova čísla mezi simulací/měřením pro zmenšený model a podmínkami na gondole skutečné velikosti při letových rychlostech odpovídajících referenčním větroňům s použitím závislostí C_D pro rotačně symetrická proudnicová tělesa z monografie Fluid-dynamic Drag [22].

Na výstupu je použita podmínka "pressure outlet" s nulovým relativním statickým tlakem. Na ostatních stěnách kontrolního objemu je použita okrajová podmínka "symmetry", která dle uživatelského manuálu pro software Fluent [23] zajišťuje proudění podél stěny bez tření a lze tak pomocí této okrajové podmínky simulovat proudění ve volném prostoru.

Na obrázku 5.2 je zobrazen pohled dovnitř kontrolního objemu simulace srovnávacího modelu ocasu s vyznačeným vstupem a výstupem.



Obrázek 5.2: Pohled do kontrolního objemu pro simulaci srovnávacího modelu ocasu bez motorové gondoly

5.3 Simulace pro srovnávací model ocasu

5.3.1 Kontrolní objem

Kontrolní objem je tvořen kvádrem, k jehož spodní stěně přiléhá kořen svislé ocasní plochy. Pro zachycení úplavu za ocasními plochami je stěna tvořící výstup proudění z kontrolního objemu odsazena ve směru proudění od nejzazšího bodu ocasu na odtokové hraně SOP o 1000 mm, tedy o pětinašobek délky tětiny profilu v kořeni SOP. Ostatní stěny kontrolního objemu jsou umístěny blíž ke hranám ocasu, protože je předpokládáno, že oblast mezi ocasem a vstupem kontrolního objemu ovlivněná obtékáním ocasu je výrazně menší než oblast ovlivněná prouděním za ocasem, a díky teoreticky nulovému vztlaku danému nulovým úhlem náběhu symetrického profilu VOP lze zanedbat vliv úplavu VOP na boční stěny. Nejmenší vzdálenost mezi vstupní stěnou kontrolního objemu a ocasní plochou je 150 mm stejně jako mezi ocasem a vrchní stěnou, mezi ocasem a boční stěnou kontrolního objemu je vzdálenost 120 mm.

Výsledné rozměry kontrolního objemu jsou $1350 \times 354 \times 4065$ mm.

5.3.2 Mezní vrstva

Pro zpřesnění simulace proudění v mezní vrstvě je v oblasti mezní vrstvy použito několik vrstev prizmatických buněk, tyto buňky jsou tvořeny pouze od povrchových elementů samotného ocasu. Pro simulaci byl použit model tvorby mezní vrstvy "last ratio", který umožňuje nastavení počtu vrstev buněk v mezní vrstvě, tloušťky první vrstvy buněk nejbližší povrchu a poměru velikosti mezi buňkami první a poslední vrstvy (transition ratio). Byla zvolena poměrná velikost buněk 0,272 z přednastavení programu a rozdělení mezní vrstvy na 10 vrstev prizmatických buněk s tloušťkou první vrstvy 0,1 mm. Na obrázku 5.3 je zobrazen snímek nastavených parametrů mezní vrstvy při přípravě simulace srovnávacího modelu ocasu v software Fluent.

Offset Method Type	last-ratio
Number of Layers	10
Transition Ratio	0.272
First Height [mm]	0.1
Add in	fluid-regions
Grow on	only-walls

Obrázek 5.3: Nastavení generátoru buněk mezní vrstvy pro srovnávací model ocasu

5.3.3 Výpočetní síť

Pro model byla zvolena polyhedrální výpočetní síť složená z buněk s více než 6 stěnami z důvodů výhodného poměru výpočetní náročnosti (dané počtem buněk) a přesnosti. Pro zpřesnění výsledků v oblasti blízko povrchu ocasu byla uvnitř kontrolního objemu umístěna oblast pro modifikaci výpočetní sítě, tzv. "body of influence" se zjemněnou sítí uvnitř této oblasti. Tato oblast je tvořena kvádrem se stěnami odsazenými od přední, vrchní a boční stěny kontrolního objemu o 50 mm.

V tabulce 5.1 jsou uvedeny parametry zvolené pro tvorbu výpočetní sítě a v tabulce 5.2 výsledné vlastnosti sítě včetně jejích kvalitativních parametrů ovlivňujících přesnost simulace - šikmosti povrchové sítě a ortogonalitě objemových buněk. Šikmost udává poměrné zkosení vzhledem k ideální geometrii povrchového elementu a značí velmi štíhlý a špičatý tvar povrchového elementu nevhodný pro síťování při hodnotě blízké 1, ortogonalita udává poměrnou deformaci tvaru objemové buňky a při hodnotách blízkých nule znamená silně zdeformovanou buňku, obvykle s jedním rozměrem výrazně větším než ostatní.

Minimální velikost elementu povrchové sítě	0,15 mm
Maximální velikost elementu povrchové sítě	19,2 mm
Rychlost růstu buněk	1,2
Cílová velikost buňky pro body of influence	6,4 mm
Maximální délka objemové buňky	38,6 mm

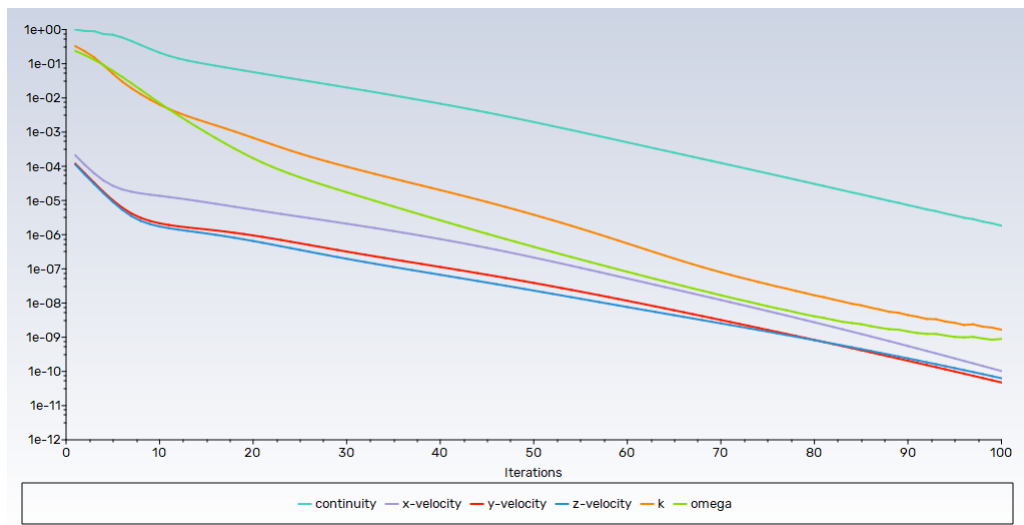
Tabulka 5.1: Volené parametry sítě pro simulaci srovnávacího modelu ocasu

Počet elementů povrchové sítě	11 680 884
Maximální šikmost (skewness) elementů povrchové sítě	0,91
Počet povrchů se šikmostí větší než 0,75	14
Počet objemových buněk	2 015 860
Minimální ortogonalita objemových buněk	0,1061
Počet buněk s ortogonalitou menší než 0,15	6

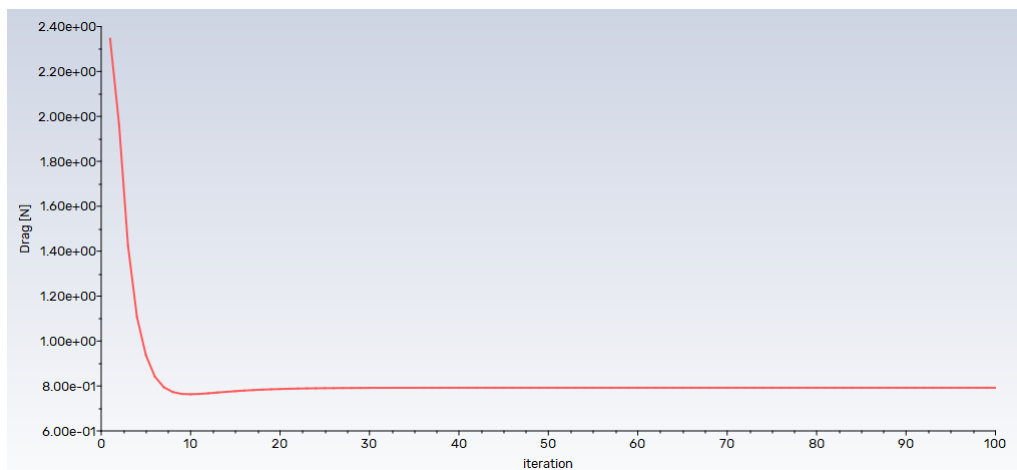
Tabulka 5.2: Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci srovnávacího modelu ocasu

5.3.4 Výsledky simulace

Simulace byla provedena se 100 iteracemi. Po skončení iteračního výpočtu byla nejvyšší hodnota reziduí pro rovnici kontinuity a to v řádu 10^{-6} , pro bilance hybnosti ve směru jednotlivých souřadnic (x,y,z velocity) byly hodnoty reziduí v řádu 10^{-11} až 10^{-10} . Na obrázku 5.4 je zobrazen průběh reziduí během iteračního výpočtu. Podle grafu vypočítané odporové síly v jednotlivých iteracích, uvedeného na obrázku 5.5, došlo již po přibližně 20 až 30 iteracích k ustálení vypočítané hodnoty odporové síly. Z ustálení hodnoty odporové síly a stále klesajících hodnot reziduí lze uvažovat, že na konci výpočtu došlo ke konvergenci.

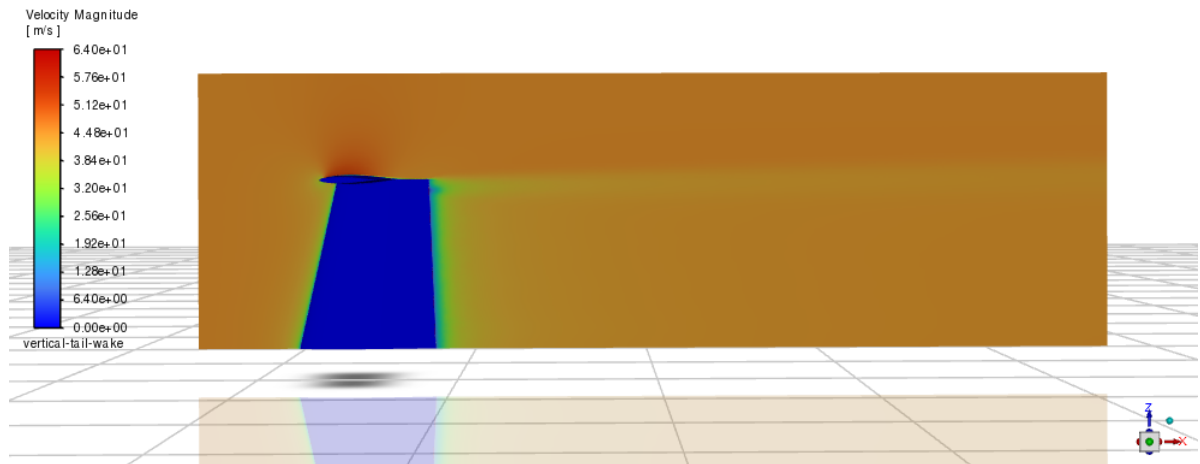


Obrázek 5.4: Graf reziduí výpočtu pro srovnávací model ocasu



Obrázek 5.5: Hodnota aerodynamického odporu srovnávacího modelu ocasu během výpočtu

Výsledná hodnota aerodynamického odporu získaná ze simulace modelu 1/2 ocasu je 0,792 N, při uvažování symetrie je tedy odporová síla působící na celý ocas 1,584 N. Na obrázku 5.6 je zobrazeno rychlostní pole udávající velikost rychlosti proudění ve svislé rovině symetrie ocasu. Je zde patrné, že na výstupu z kontrolního objemu je úplav od přechodu SOP do VOP už značně zeslabený, rychlost v úplavu se liší od rychlosti nabíhajícího proudění pouze o 3,5 procenta.



Obrázek 5.6: Rychlostní pole v rovině symetrie SOP

5.4 Simulace ocasu s gondolou profilu NACA 66-021

5.4.1 Kontrolní objem

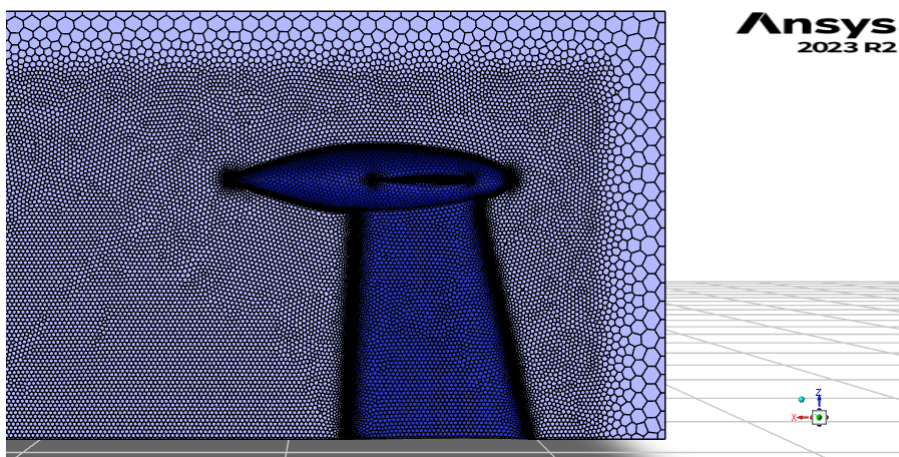
Kontrolní objem je podobně jako u simulace srovnávacího modelu ocasu bez gondoly tvořen kvádrem, k jehož spodní stěně přiléhá kořen svislé ocasní plochy. Vzdálenosti stěn kontrolního objemu od ocasu jsou stejné jako u srovnávacího modelu ocasu (viz kapitola 5.3.1).

5.4.2 Tvorba mezní vrstvy

Pro výpočetní síť v oblasti mezní vrstvy je opět použito několik vrstev prizmatických buněk, buňky jsou vytvořeny od povrchových elementů ocasu s gondolou. Nastavení tvorby buněk mezní vrstvy je stejné jako u srovnávacího modelu ocasu s použitím nastavení "last-ratio" s 10 vrstvami prizmatických buněk, tloušťkou první vrstvy buněk 0,1 mm a přednastavenou poměrnou velikostí buněk 0,272.

5.4.3 Výpočetní síť

Pro tento model byla opět zvolena polyhedrální výpočetní síť a uvnitř kontrolního objemu byla také umístěna oblast "body of influence" se zmenšenou velikostí buněk, se stěnami oblasti odsazenými od přední, vrchní a boční stěny kontrolního objemu o 50 milimetrů. Protože byl uvažován složitější charakter obtékání ocasu než v případě srovnávacího modelu ocasu, byla ve srovnání se srovnávacím modelem ocasu bez gondoly použita menší velikost buněk uvnitř body of influence pro zvýšení přesnosti výsledku. Na obrázku 5.7 je zobrazena výpočetní síť okolo modelu ocasu, je zde vidět zjemněná výpočetní síť s konstantní velikostí buněk v oblasti body of influence. V tabulce 5.3 jsou uvedeny parametry zvolené pro tvorbu výpočetní sítě a v tabulce 5.4 výsledné vlastnosti sítě včetně jejích kvalitativních parametrů.



Obrázek 5.7: Detail výpočetní sítě okolo modelu ocasu s gondolou profilu NACA 66-021

Minimální velikost elementu povrchové sítě	0,15 mm
Maximální velikost elementu povrchové sítě	33,6 mm
Rychlost růstu buněk	1,2
Cílová velikost buňky pro body of influence	4,8 mm
Maximální délka objemové buňky	34,6 mm

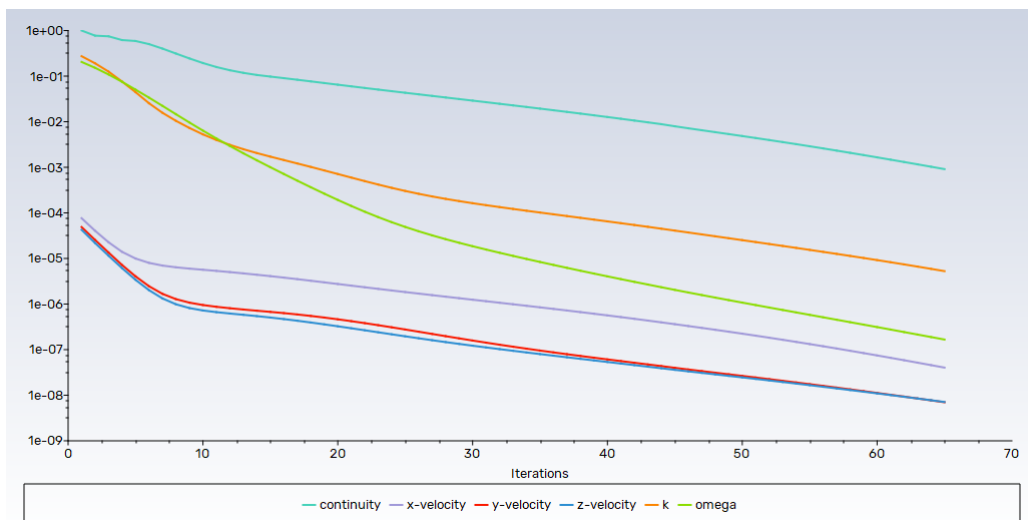
Tabulka 5.3: Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 66-021

Počet elementů povrchové sítě	20 577 890
Maximální šikmost (skewness) elementů povrchové sítě	0,7032
Počet objemových buněk	3 155 966
Minimální ortogonalita objemových buněk	0,1544

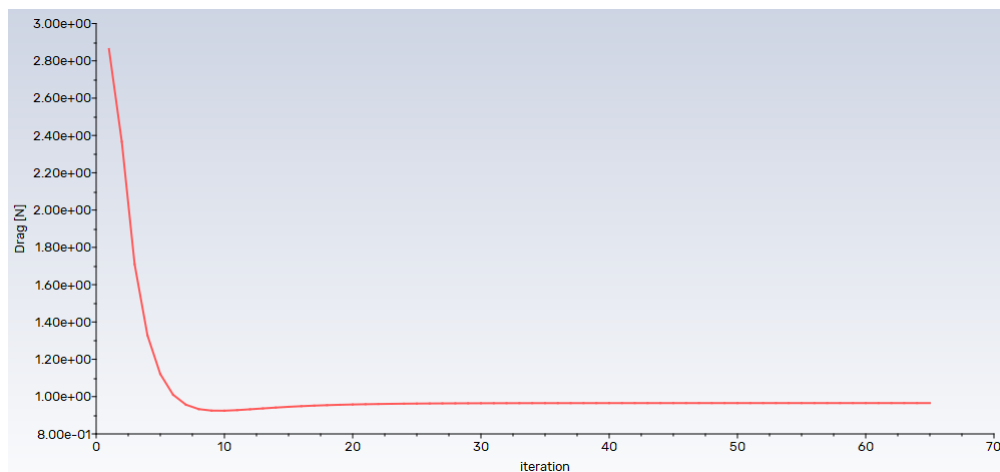
Tabulka 5.4: Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 66-021

5.4.4 Výsledky simulace

Vzhledem k relativně rychlé konvergenci výsledků simulace pro srovnávací model ocasu byla tato simulace provedena pro 80 iterací, bylo použito základní nastavení podmínky konvergence pro velikost reziduí menší než 10^{-3} , která je dle uživatelského manuálu software Fluent [23] postačující pro běžné simulace. Nastavené podmínky konvergence bylo dosaženo po 65 iteracích. Již po 30 iteracích ale došlo k ustálení hodnoty odporové síly, jak je znázorněno na průběhu odporové síly během výpočtu na obrázku 5.9. Průběh reziduí během výpočtu je znázorněn na obrázku 5.8.



Obrázek 5.8: Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou profilu NACA 66-021



Obrázek 5.9: Hodnota aerodynamického odporu ocasu s gondolou profilu NACA 66-021 během výpočtu

Výsledná hodnota odporové síly získaná ze simulace 1/2 ocasu je 0,9654 N, se složkou tlakového odporu 0,239 N a složkou vlivem tření 0,726 N. Při uvažování symetrie je tedy odporová síla působící na celý ocas 1,93 N. Po odečtení aerodynamického odporu samotných ocasních ploch je odporová síla připadající pouze na motorovou gondolu $F_{D66-021} = 0,364$ N. Dosazením do vztahu (2.2) s rychlostí proudění $v_\infty = 45 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, hustotou $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ a plochou vnějšího povrchu samotného tvaru gondoly ve zmenšeném měřítku $A_{66-021} = 0,0484 \text{ m}^2$ je výsledný koeficient aerodynamického odporu pro tento tvar gondoly

$$C_{D66-021} = \frac{2 \cdot F_{D66-021}}{\rho \cdot v_\infty^2 \cdot A_{66-021}} = \frac{2 \cdot 0,364}{1,225 \cdot 45^2 \cdot 0,0484} = 0,0061$$

5.5 Simulace ocasu s gondolou profilu NACA 16-021

5.5.1 Kontrolní objem

Kontrolní objem je podobně jako u simulace srovnávacího modelu ocasu bez gondoly tvořen kvádrem, k jehož spodní stěně přiléhá kořen svislé ocasní plochy. Vzdálenosti stěn kontrolního objemu od ocasu jsou stejné jako u srovnávacího modelu ocasu (viz kapitola 5.3.1).

5.5.2 Tvorba mezní vrstvy

Pro výpočetní síť v oblasti mezní vrstvy je opět použito několik vrstev prizmatických buněk, buňky jsou vytvořeny od povrchových elementů ocasu s gondolou. Nastavení tvorby buněk mezní vrstvy je stejné jako u srovnávacího modelu ocasu s použitím nastavení "last-ratio" s 10 vrstvami prizmatických buněk, tloušťkou první vrstvy buněk 0,1 mm a přednastavenou poměrnou velikostí buněk 0,272.

5.5.3 Výpočetní síť

Pro tento model byla opět zvolena polyhedrální výpočetní síť a uvnitř kontrolního objemu byla také umístěna oblast "body of influence" se zmenšenou velikostí buněk, se stěnami oblasti odsazenými od přední, vrchní a boční stěny kontrolního objemu o 50 mm s velikostí buněk uvnitř body of influence 4,8 mm. V tabulce 5.5 jsou uvedeny parametry zvolené pro tvorbu výpočetní sítě a v tabulce 5.6 výsledné vlastnosti sítě včetně jejích kvalitativních parametrů.

Minimální velikost elementu povrchové sítě	0,1 mm
Maximální velikost elementu povrchové sítě	34 mm
Rychlost růstu buněk	1,2
Cílová velikost buňky pro body of influence	4,8 mm
Maximální délka objemové buňky	36,5 mm

Tabulka 5.5: Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 16-021

Počet elementů povrchové sítě	20 698 165
Maximální šikmost (skewness) elementů povrchové sítě	0,6783
Počet objemových buněk	3 175 953
Minimální ortogonalita objemových buněk	0,1506

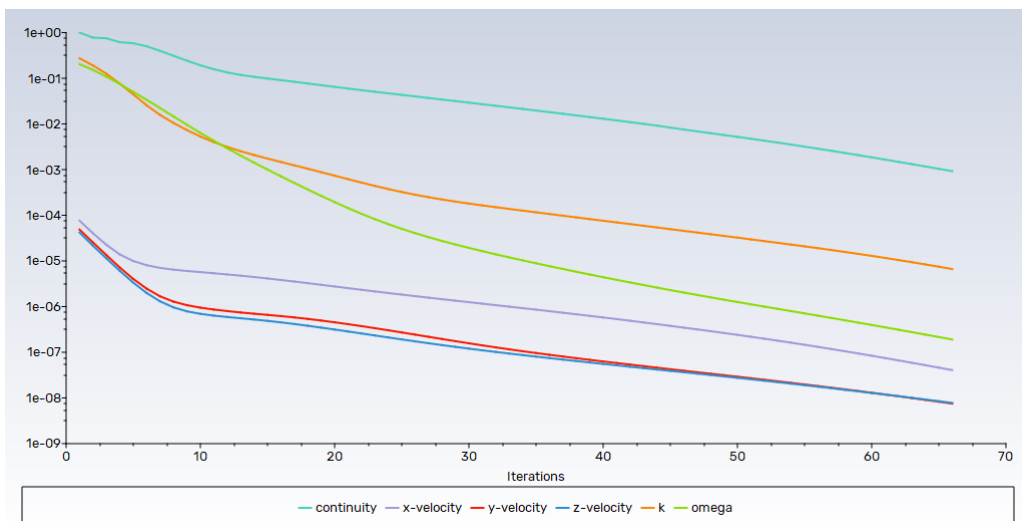
Tabulka 5.6: Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou profilu NACA 16-021

5.5.4 Výsledky simulace

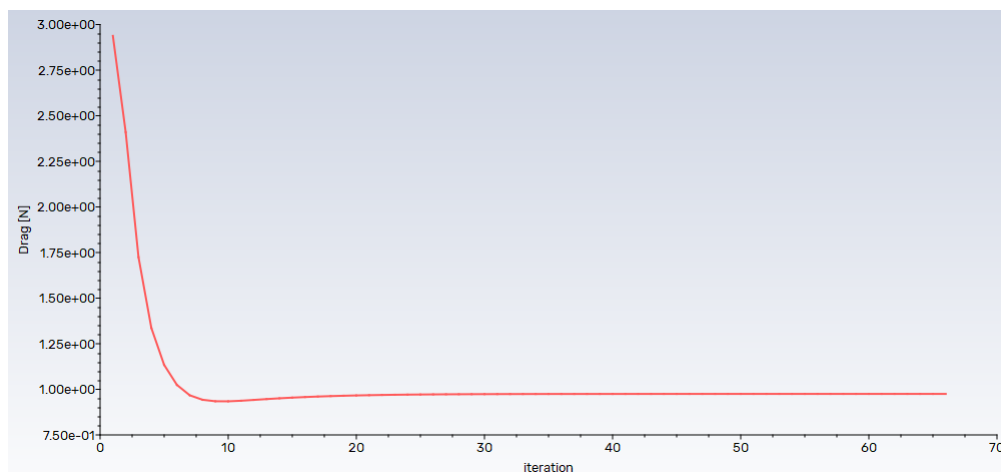
U této simulace bylo předpokládáno chování výpočtu podobné jako u předchozího tvaru motorové gondoly (viz kapitola 5.4.4), výpočet byl tedy proveden také s 80 iteracemi s nastavením podmínky konvergence pro velikost reziduí menší než 10^{-3} . Nastavené podmínky konvergence bylo dosaženo po 66 iteracích, přibližně po 30 iteracích došlo k ustálení vypočítané hodnoty odporové síly. Průběh reziduí během výpočtu je znázorněn na obrázku 5.10. Na obrázku 5.11 je znázorněna hodnota odporové síly na ocasu během jednotlivých iterací v průběhu výpočtu.

Výsledná hodnota odporové síly získaná ze simulace 1/2 ocasu je 0,975 N, se složkou vlivem tření 0,737 N a tlakovou složkou 0,238 N. Při uvažování symetrie je tedy celková hodnota odporové síly působící na celý ocas 1,95 N. Po odečtení aerodynamického odporu samotných ocasních ploch je odporová síla připadající pouze na motorovou gondolu $F_{D16-021} = 0,366$ N. Dosazením do vztahu (2.2) s rychlostí proudění $v_\infty = 45 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, hustotou $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ a plochou vnějšího povrchu samotného tvaru gondoly ve zmenšeném měřítku $A_{16-021} = 0,0507 \text{ m}^2$ je výsledný koeficient aerodynamického odporu pro tento tvar gondoly

$$C_{D16-021} = \frac{2 \cdot F_{D16-021}}{\rho \cdot v_\infty^2 \cdot A_{16-021}} = \frac{2 \cdot 0,366}{1,225 \cdot 45^2 \cdot 0,0507} = 0,0058$$



Obrázek 5.10: Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou profilu NACA 16-021



Obrázek 5.11: Hodnota aerodynamického odporu ocasu s gondolou profilu NACA 16-021 během výpočtu

5.6 Simulace ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu

5.6.1 Kontrolní objem

Kontrolní objem je podobně jako u simulace srovnávacího modelu ocasu bez gondoly tvořen kvádrem, k jehož spodní stěně přiléhá kořen svislé ocasní plochy. Vzdálenosti stěn kontrolního objemu od ocasu jsou stejné jako u srovnávacího modelu ocasu (viz kapitola 5.3.1).

5.6.2 Tvorba mezní vrstvy

Pro výpočetní síť v oblasti mezní vrstvy je také použito několik vrstev prizmatických buněk, buňky jsou vytvořeny od povrchových elementů ocasu s gondolou. Nastavení tvorby buněk mezní vrstvy je stejné jako u srovnávacího modelu ocasu s použitím nastavení "last-ratio" s 10 vrstvami prizmatických buněk, tloušťkou první vrstvy buněk 0,1 mm a přednastavenou poměrnou velikostí buněk 0,272.

5.6.3 Výpočetní síť

Pro tento model byla opět zvolena polyhedrální výpočetní síť a uvnitř kontrolního objemu byla také umístěna oblast "body of influence" se zmenšenou velikostí buněk, se stěnami oblasti odsazenými od přední, vrchní a boční stěny kontrolního objemu o 50 mm s velikostí buněk uvnitř body of influence 4,8 mm. V tabulce 5.7 jsou uvedeny parametry zvolené pro tvorbu výpočetní sítě, v tabulce 5.8 výsledné parametry vytvořené sítě.

Minimální velikost elementu povrchové sítě	0,1 mm
Maximální velikost elementu povrchové sítě	33,8 mm
Rychlost růstu buněk	1,2
Cílová velikost buňky pro body of influence	4,8 mm
Maximální délka objemové buňky	36,6 mm

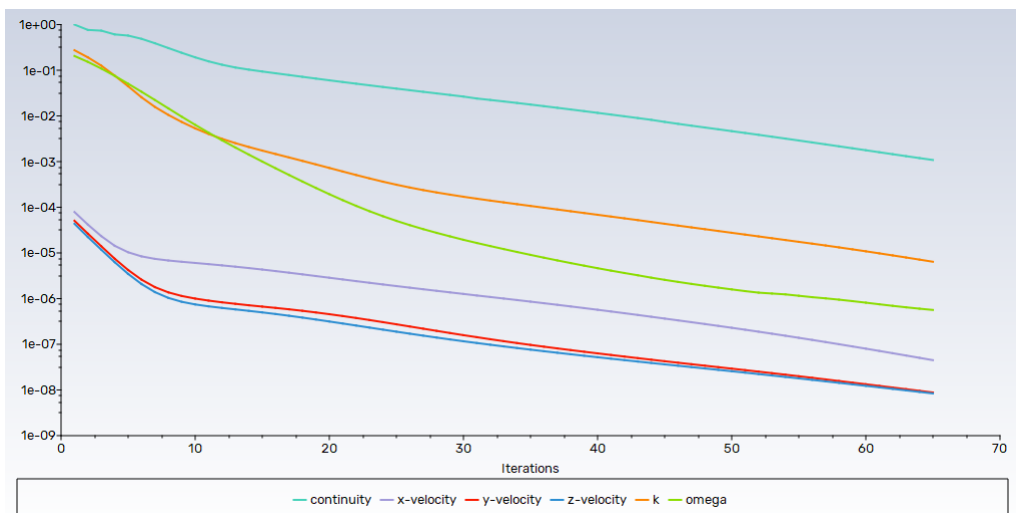
Tabulka 5.7: Volené parametry sítě pro simulaci ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu

Počet elementů povrchové sítě	20 164 186
Maximální šikmost (skewness) elementů povrchové sítě	0,6187
Počet objemových buněk	3 108 317
Minimální ortogonalita objemových buněk	0,1503

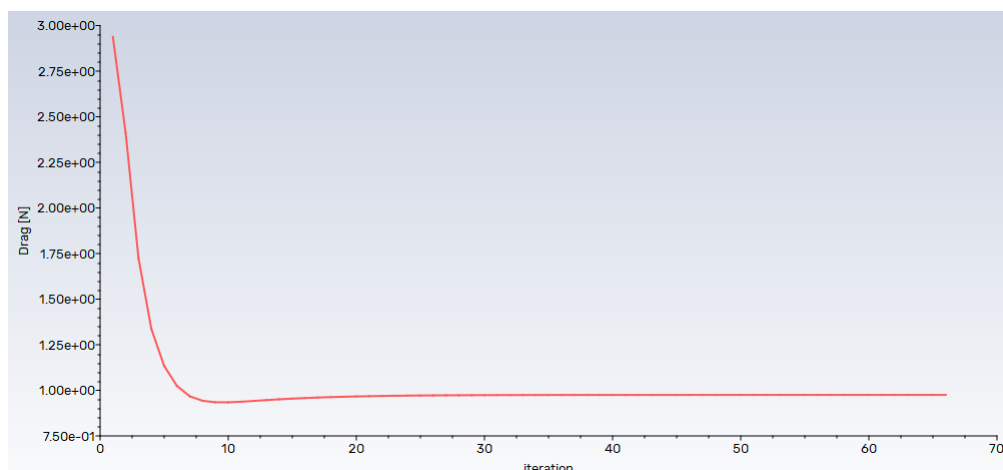
Tabulka 5.8: Vlastnosti výpočetní sítě pro simulaci ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu

5.6.4 Výsledky simulace

U této simulace bylo očekáváno podobné chování výpočtu jako u předchozích modelů s motorovou gondolou, bylo proto také nastaven výpočet pro 80 iterací s podmínkou konvergence pro velikost reziduí menší než 10^{-3} . Nastavené podmínky konvergence bylo dosaženo po 65 iteracích, k ustálení hodnoty odporové síly došlo opět přibližně po 30 iteracích. Na obrázku 5.12 je znázorněn průběh reziduí během výpočtu a na obrázku 5.13 hodnoty odporové síly v průběhu výpočtu.



Obrázek 5.12: Graf reziduí výpočtu pro model ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu



Obrázek 5.13: Hodnota aerodynamického odporu během výpočtu pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu

Výsledná hodnota odporové síly získaná ze simulace 1/2 ocasu je 0,975 N, se složkou vlivem tření 0,730 N a tlakovou složkou 0,245 N. Při uvažování symetrie je tedy celková hodnota odporové síly působící na celý ocas 1,95 N. Po odečtení aerodynamického odporu samotných ocasních ploch je odporová síla připadající pouze na motorovou gondolu $F_{Delips} = 0,366$ N. Dosazením do vztahu (2.2) s rychlostí proudění $v_{\infty} = 45 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, hustotou $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ a plochou vnějšího povrchu samotného tvaru gondoly ve zmenšeném měřítku $A_{elips} = 0,0520 \text{ m}^2$ je výsledný koeficient aerodynamického odporu pro tento tvar gondoly

$$C_{Delips} = \frac{2 \cdot F_{Delips}}{\rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot A_{elips}} = \frac{2 \cdot 0,366}{1,225 \cdot 45^2 \cdot 0,0520} = 0,0057$$

Kapitola 6

Srovnávací měření v aerodynamickém tunelu

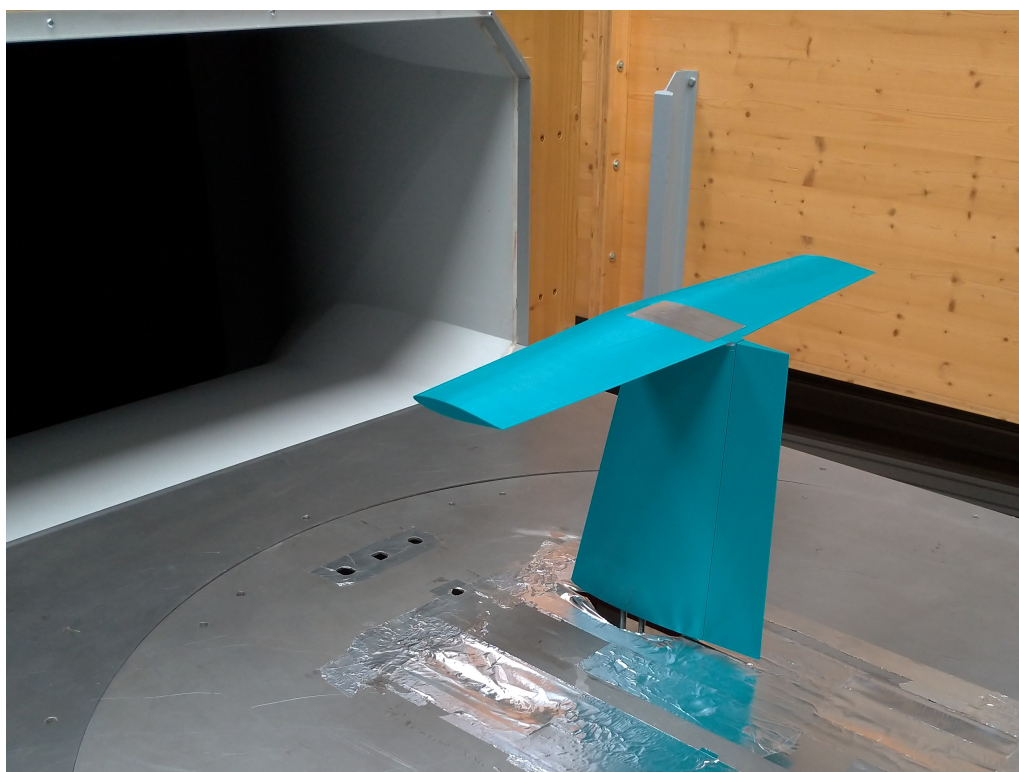
Měření v aerodynamickém tunelu byla provedena na srovnávacím modelu ocasních ploch bez umístění motorové gondoly pro získání referenční hodnoty odporové síly a následně na stejném modelu ocasních ploch se středním dílem VOP zaměněným za modely zkoumaných tvarů motorových gondol. Kromě modelů motorových gondol v podobě odpovídající numerickým simulacím, které byly použity pro ověření hodnot odporové síly získaných ze simulací, bylo měření aerodynamického odporu provedeno i na modelech, u kterých byla do vrtulového kužele umístěna dvoulistá sklopná vrtule pro možnost porovnání koeficientu C_D teoretického tvaru gondoly a reálné motorové gondoly vybavené sklopnou vrtulí.

6.1 Provedení testovacích modelů

Testovací modely kopírují svými rozměry a geometrií modely použité v CFD analýze, oproti modelům použitým pro CFD analýzu jsou rozděleny na modulární díly tak, aby jednotlivé díly byly vyrobitelné samostatně pomocí 3D tisku. S použitím těchto základních dílů ocasních ploch jsou následně sestaveny modely ocasních ploch se všemi zkoumanými tvary motorové gondoly i srovnávací model ocasu bez motorové gondoly. Pro všechny modely použité při měřeních byla použita jedna stejná sada dílů VOP a SOP, aby při srovnání aerodynamických sil referenčního modelu ocasu a modelů obsahujících motorovou gondolu nebyly hodnoty aerodynamických sil ovlivněny případnými rozdíly ve tvaru VOP a SOP mezi jednotlivými modely danými nepřesnostmi výroby. Při měření byly zaslepeny všechny montážní otvory, aby nedocházelo prouděním do těchto otvorů ke zkreslení výsledků měření.

6.2 Konfigurace měření

Měření bylo provedeno v nízkokrychlostním aerodynamickém tunelu Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky vybaveného možností plynulého nastavení rychlosti proudění. Při měření byl použit měřicí stand vybavený tenzometrickými buňkami měřícími ve třech osách pro snímání vztlakové síly, odporové síly ve směru proudění a boční síly kolmé na směr proudění ve vodorovné rovině. Model byl spojen s měřicím standem dvojicí závitových tyčí přišroubovaných ke konstrukci nesoucí tenzometrické buňky. Rychlost proudícího vzduchu byla měřena pomocí Prandtlovy sondy. Umístění modelu na měřicím standu při měření odporu je zobrazeno na obrázku 6.1 na referenčním modelu ocasu bez motorové gondoly.



Obrázek 6.1: Umístění modelu pro měření odporové síly na měřicí stand (ocas bez motorové gondoly)

6.3 Měření na srovnávacím modelu ocasu

Měření na srovnávacím modelu ocasu bez gondoly bylo provedeno pro získání výchozích hodnot aerodynamického odporu, následně použitých pro porovnání s hodnotami naměřenými na modelech obsahujících motorovou gondolu. Hodnoty odporové síly byly odečteny pro 9 provozních bodů aerodynamického tunelu odpovídajících rychlosti proudění od 9 m/s do 48.8 m/s. Měření bylo provedeno pro více hodnot rychlosti proudění aby bylo možné porovnat průběh odporu jednotlivých modelů v závislosti na rychlosti proudění. Aby se odstranil vliv případných malých odchylek od rovnoběžnosti SOP se směrem proudění z dýzy aerodynamického tunelu, byly kromě odporové síly ve směru proudění zaznamenávány také hodnoty boční síly a výsledná odporová síla byla poté určena vektorovým součtem odporové síly a boční síly. Měření bylo provedeno při teplotě prostředí 18,3 °C a barometrickém tlaku 98300 Pa.

V tabulce 6.1 jsou uvedeny naměřené hodnoty sil na srovnávacím modelu ocasu v závislosti na rychlosti proudění měřené na výstupu z dýzy aerodynamického tunelu a výsledná síla získaná vektorovým součtem odporové a boční síly.

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,2	0,11	0,01	0,11
14,6	0,17	0,04	0,17
20,1	0,22	0,09	0,24
25,7	0,39	0,14	0,41
31,3	0,58	0,15	0,60
37,0	0,93	0,08	0,93
42,7	1,32	0	1,32
45,2	1,47	0	1,47
48,8	1,77	0,08	1,77

Tabulka 6.1: Aerodynamické síly naměřené na srovnávacím modelu ocasu

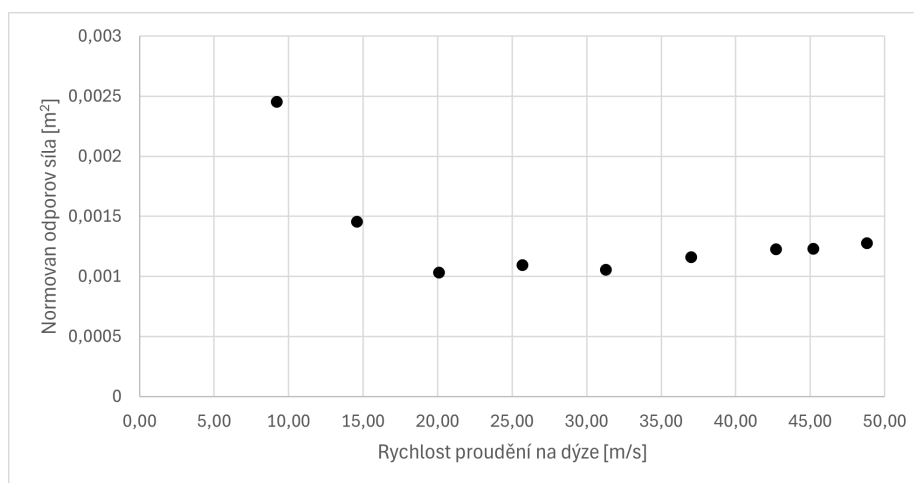
Při srovnání s hodnotou odporové síly 1,58 N získanou z CFD simulace provedené pro rychlost proudění 45 m/s (viz kapitola 5.3.4) je celková hodnota odporové síly 1,47 N naměřená při nastavené rychlosti proudění 45,2 m/s přibližně o 10 procent nižší.

Jelikož jsou hodnoty naměřené na modelu v aerodynamickém tunelu takto blízké hodnotám získaným z CFD simulace, lze uvažovat, že parametry simulace byly zvoleny správně a hodnoty získané ze simulace odpovídají reálnému chování ocasu.

Pro možnost porovnání závislosti aerodynamického odporu na rychlosti proudění mezi testovanými modely byla celková odporová síla normována dynamickým tlakem. Použitá hodnota dynamického tlaku byla odečítána ze samostatného tlakového převodníku nezávislého na měření rychlosti proudění. V tabulce 6.2 jsou uvedeny naměřené hodnoty dynamického tlaku pro použité provozní body aerodynamického tunelu a hodnoty výsledné odporové síly dělené dynamickým tlakem pro odpovídající rychlost proudění. Na obrázku 6.2 je znázorněn průběh normované odporové síly v závislosti na rychlosti proudění.

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,2	45	0,00245
14,6	120	0,00146
20,1	230	0,00103
25,7	379	0,00109
31,3	568	0,00105
37,0	804	0,00116
42,7	1075	0,00123
45,2	1195	0,00123
48,8	1387	0,00127

Tabulka 6.2: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro srovnávací model ocasu



Obrázek 6.2: Graf výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro srovnávací model ocasu

6.4 Měření na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021

Pro model gondoly s průřezem profilu NACA 66-021 bylo provedeno měření na modelu s vrtulovým kuželem umožňujícím umístění vrtule. Měření bylo nejprve provedeno bez vrtule se zaslepenými otvory pro vrtulový unašeč, a poté s namontovanou vrtulí umístěnou napevno bez možnosti otáčení a vrtulovými listy orientovanými do vodorovné roviny. Opět bylo měřeno na 9 provozních bodech aerodynamického tunelu, odpovídajících přibližně rychlosti od 9 m/s do 49 m/s. Při tomto měření bylo znovu počítáno s možností promítnutí části odporové síly ve směru proudění do měřené boční síly, proto byla celková odporová síla znovu vyjádřena vektorovým součtem naměřené odporové síly a boční síly. Měření bylo provedeno při teplotě prostředí 18 °C a barometrickém tlaku 98300 Pa. V tabulce 6.3 jsou uvedeny naměřené hodnoty sil pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.4 potom hodnoty sil pro gondolu včetně vrtule.

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,0	0,14	0,09	0,13
14,5	0,21	0,03	0,21
20,6	0,28	0,09	0,29
25,6	0,46	0,15	0,48
31,8	0,71	0,14	0,72
37,0	1,10	0,08	1,10
42,8	1,56	0,02	1,56
45,1	1,78	0,03	1,78
48,6	2,14	0,15	2,15

Tabulka 6.3: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,2	0,12	0,01	0,12
14,5	0,22	0,03	0,22
20,5	0,33	0,07	0,34
25,9	0,55	0,16	0,57
31,6	0,84	0,14	0,85
36,9	1,23	0,08	1,23
42,8	1,82	0,05	1,82
45,1	2,00	0,04	2,00
48,7	2,36	0,11	2,36

Tabulka 6.4: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 66-021, včetně vrtule

Při srovnání výsledné odporové síly 1,78 N naměřené pro motorovou gondolu bez vrtule při rychlosti 45,1 m/s s odporovou silou 1,93 N získanou z CFD simulace (viz kapitola 5.4.4) je hodnota získaná z měření v aerodynamickém tunelu opět nižší než hodnota získaná z CFD simulace, v tomto případě je ale k výsledku CFD simulace blíž s rozdílem přibližně 8 procent.

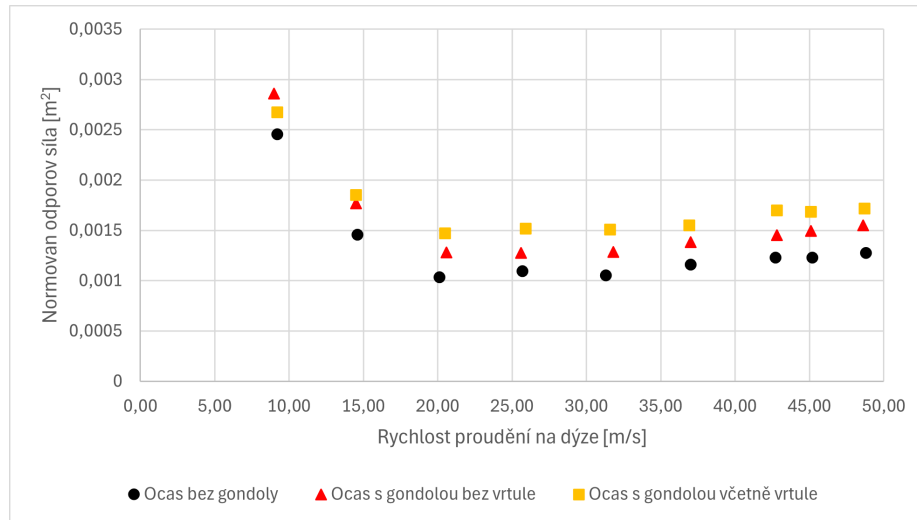
Pro tento model byla také stanovena závislost odporové síly normované dynamickým tlakem s použitím odečtu dynamického tlaku ze samostatného tlakového převodníku. V tabulce 6.5 jsou uvedeny naměřené hodnoty dynamického tlaku pro použité provozní body aerodynamického tunelu a hodnoty výsledné odporové síly dělené dynamickým tlakem pro odpovídající rychlost proudění pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.6 stejné hodnoty naměřené na gondole včetně vrtule. Na obrázku 6.3 je porovnávána závislost normované odporové síly na modelu bez vrtule a včetně vrtule se srovnávacím modelem ocasu bez motorové gondoly.

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,0	46	0,00286
14,5	120	0,00177
20,6	230	0,00128
25,6	379	0,00128
31,8	564	0,00128
37,0	798	0,00138
42,8	1074	0,00145
45,1	1191	0,00149
48,6	1383	0,00155

Tabulka 6.5: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,2	45	0,00268
14,5	120	0,00185
20,5	229	0,00147
25,9	370	0,00152
31,6	556	0,00151
36,9	795	0,00155
42,8	1071	0,00170
45,1	1186	0,00169
48,7	1376	0,00172

Tabulka 6.6: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021, včetně vrtule



Obrázek 6.3: Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 66-021 a srovnávací ocas bez gondoly

Hodnota odporové síly připadající pouze na gondolu získaná odečtením naměřené odporové síly pro srovnávací model ocasu od celkové odporové síly naměřené na ocasu s motorovou gondolou je pro gondolu bez vrtule $F_{Dm\ 66-021} = 0,31\text{ N}$ a pro gondolu s namontovanou vrtulí $F_{Dvm\ 66-021} = 0,53\text{ N}$. Při vztažení na čistou plochu tvaru gondoly bez uvažování otvorů pro vrtuli, povrchu vrtule a připojení na ocasní plochy je odporový koeficient pro gondolu bez vrtule s použitím naměřeného dynamického tlaku

$$C_{Dm\ 66-021} = \frac{F_{Dm\ 66-021}}{p_{dyn} \cdot A_{66-021}} = \frac{0,31}{1160 \cdot 0,0484} = 0,0055$$

a pro gondolu včetně vrtule

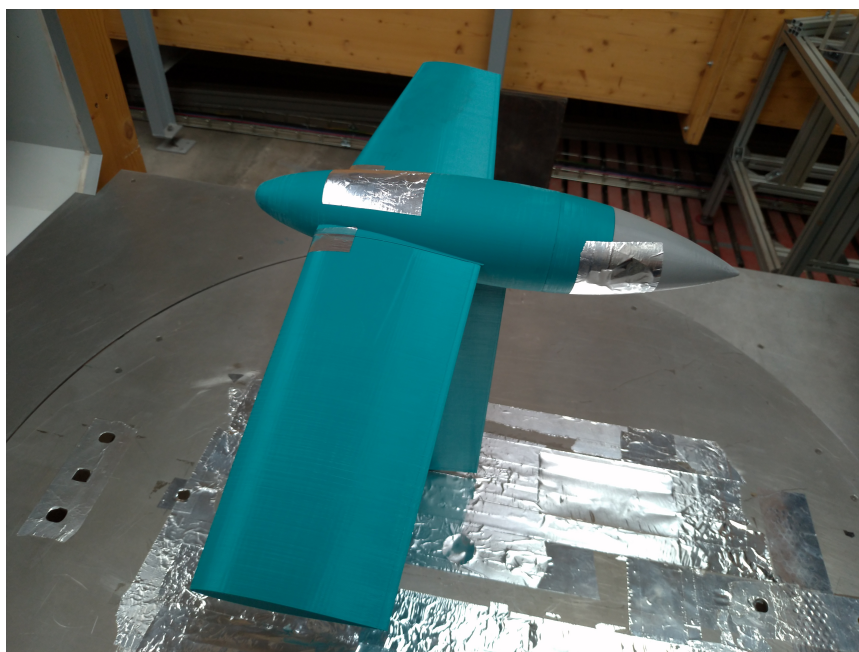
$$C_{Dvm\ 66-021} = \frac{F_{Dvm\ 66-021}}{p_{dyn} \cdot A_{66-021}} = \frac{0,53}{1160 \cdot 0,0484} = 0,0094$$

Při srovnání koeficientu C_D samotné gondoly mezi simulací a měřením je hodnota získaná z měření v aerodynamickém tunelu s gondolou bez vrtule proti hodnotě získané z CFD simulace přibližně o 10 procent nižší, přidáním vrtule se hodnota C_D ve srovnání s CFD simulací nezahrnující vrtuli zvýšila o 52 procent.

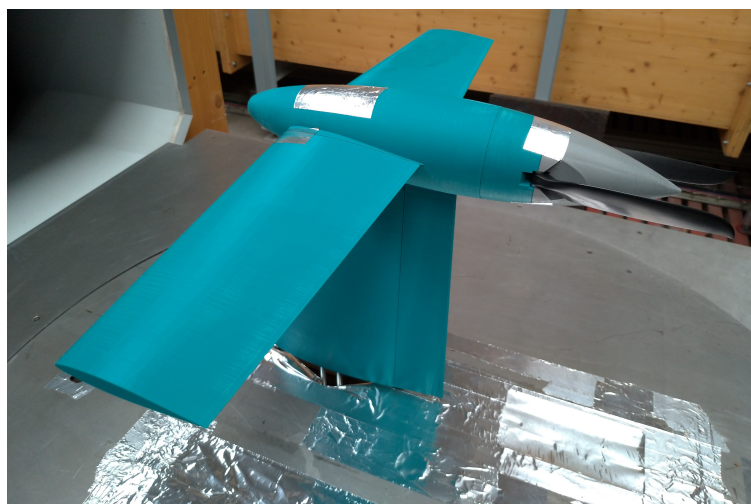
6.5 Měření na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021

Pro model gondoly s průřezem profilu NACA 16-021 bylo měření odporu také provedeno na ocasu s gondolou bez vrtule se zaslepenými otvory ve vrtulovém kuželi a poté s umístěním vrtule napevno orientované vrtulovými listy do vodorovné roviny. Opět bylo měřeno pro 9 provozních bodů aerodynamického tunelu, odpovídajících přibližně rychlosti od 9 m/s do 49 m/s. Stejně jako u předchozích měření byla odečítána odporová síla ve směru proudění a boční síla s vyjádřením výsledné odporové síly vektorovým součtem obou odečtených sil. Měření bylo provedeno při teplotě prostředí 18 °C a barometrickém tlaku 98300 Pa.

Na obrázcích 6.4 a 6.5 je zobrazeno provedení testovacího modelu s motorovou gondolou včetně umístění vrtule, zde na modelu s gondolou tvaru profilu NACA 16-021. V tabulce 6.7 jsou uvedeny naměřené hodnoty sil pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.8 potom hodnoty sil pro gondolu včetně vrtule.



Obrázek 6.4: Testovací model s motorovou gondolou profilu NACA 16-021 bez vrtule



Obrázek 6.5: Testovací model s motorovou gondolou profilu NACA 16-021 s namontovanou vrtulí

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,2	0,12	0,02	0,12
14,5	0,2	0,03	0,20
20,0	0,28	0,06	0,29
25,7	0,48	0,14	0,50
31,3	0,69	0,13	0,70
37,9	1,09	0,07	1,09
42,7	1,59	0,10	1,59
45,1	1,78	0,09	1,78
48,6	2,09	0,17	2,10

Tabulka 6.7: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,0	0,13	0,02	0,13
14,5	0,22	0,03	0,22
20,0	0,33	0,09	0,34
25,7	0,54	0,17	0,57
31,3	0,83	0,13	0,84
37,0	1,23	0,07	1,23
42,8	1,77	0,07	1,77
45,1	2,00	0,16	2,01
48,7	2,32	0,18	2,33

Tabulka 6.8: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou profilu NACA 16-021, včetně vrtule

Při srovnání výsledné odporové síly 1,78 N pro měření pro gondolu bez vrtule s hodnotou 1,95 N získanou z CFD simulace je hodnota síly získaná měřením v aerodynamickém tunelu znovu nižší, zde se liší přibližně o 9 procent.

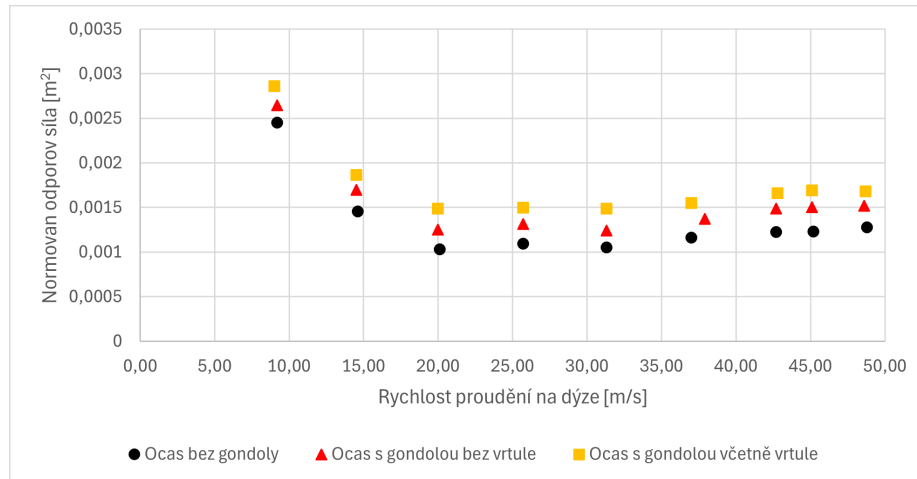
Pro tento model byla také stanovena závislost odporové síly normované dynamickým tlakem s použitím odečtu dynamického tlaku ze samostatného tlakového převodníku. V tabulce 6.9 jsou uvedeny naměřené hodnoty dynamického tlaku pro použité provozní body aerodynamického tunelu a hodnoty výsledné odporové síly dělené dynamickým tlakem pro odpovídající rychlost proudění pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.10 stejné hodnoty naměřené na gondole včetně vrtule. Na obrázku 6.6 je potom porovnávána závislost normované odporové síly na rychlosti proudění pro model bez vrtule a včetně vrtule se srovnávacím modelem ocasu bez motorové gondoly.

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,2	46	0,00264
14,5	119	0,00170
20,0	229	0,00125
25,7	380	0,00131
31,3	565	0,00124
37,9	797	0,00137
42,7	1070	0,00149
45,1	1185	0,00150
48,6	1380	0,00152

Tabulka 6.9: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,0	46	0,00286
14,5	119	0,00187
20,0	230	0,00149
25,7	378	0,00150
31,3	564	0,00149
37,0	794	0,00155
42,8	1066	0,00168
45,1	1185	0,00169
48,7	1382	0,00168

Tabulka 6.10: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021, včetně vrtule



Obrázek 6.6: Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou profilu NACA 16-021 a srovnávací ocas bez gondoly

Hodnota odporové síly připadající pouze na gondolu získaná odečtením naměřené odporové síly pro srovnávací model ocasu od celkové odporové síly naměřené na ocasu s motorovou gondolou je pro gondolu bez vrtule $F_{Dm\ 16-021} = 0,31\text{ N}$ a pro gondolu s namontovanou vrtulí $F_{Dvm\ 16-021} = 0,54\text{ N}$. Při vztažení na čistou plochu tvaru gondoly bez uvažování otvorů pro vrtuli, povrchu vrtule a připojení na ocasní plochy je odporový koeficient pro gondolu bez vrtule s použitím naměřeného dynamického tlaku

$$C_{Dm\ 16-021} = \frac{F_{Dm\ 16-021}}{p_{dyn} \cdot A_{16-021}} = \frac{0,31}{1185 \cdot 0,0507} = 0,0052$$

a pro gondolu včetně vrtule

$$C_{Dvm\ 16-021} = \frac{F_{Dvm\ 16-021}}{p_{dyn} \cdot A_{16-021}} = \frac{0,54}{1185 \cdot 0,0507} = 0,0090$$

Při srovnání koeficientu C_D samotné gondoly mezi simulací a měřením je hodnota získaná z měření v aerodynamickém tunelu s gondolou bez vrtule proti hodnotě získané z CFD simulace přibližně o 10 procent nižší, přidáním vrtule se hodnota C_D ve srovnání s CFD simulací nezahrnující vrtuli zvýšila o 63 procent.

6.6 Měření na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu

Pro model gondoly s tvarem rotačního elipsoidu bylo měření odporu také provedeno na ocasu s gondolou bez vrtule se zaslepenými otvory ve vrtulovém kuželi a poté s umístěním vrtule napevno orientované vrtulovými listy do vodorovné roviny. Opět bylo měřeno pro 9 provozních bodů aerodynamického tunelu, odpovídajících přibližně rychlosti od 9 m/s do 49 m/s. Stejně jako u předchozích měření byla odečítána odporová síla ve směru proudění a boční síla s vyjádřením výsledné odporové síly vektorovým součtem obou odečtených sil. Měření bylo provedeno při teplotě prostředí 18 °C a barometrickém tlaku 98300 Pa. V tabulce 6.11 jsou uvedeny naměřené hodnoty sil pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.12 potom hodnoty sil pro gondolu včetně vrtule.

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,0	0,14	0,01	0,14
14,5	0,21	0,02	0,21
20,0	0,29	0,03	0,29
26,2	0,47	0,10	0,48
31,3	0,70	0,08	0,70
36,9	1,11	0,10	1,11
42,7	1,58	0,12	1,58
45,1	1,78	0,18	1,79
48,7	2,10	0,27	2,12

Tabulka 6.11: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Odporová síla [N]	Boční síla [N]	Výsledná síla [N]
9,1	0,14	0,03	0,14
14,6	0,23	0,02	0,23
20,1	0,35	0,05	0,35
25,7	0,55	0,14	0,57
31,4	0,85	0,08	0,85
37,1	1,26	0,02	1,26
42,8	1,82	0,16	1,83
45,2	2,07	0,19	2,08
48,6	2,43	0,26	2,44

Tabulka 6.12: Aerodynamické síly naměřené na ocasu s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, včetně vrtule

Při srovnání hodnoty odporové síly 1,79 N zjištěné z měření pro gondolu bez vrtule při rychlosti 45,1 m/s s hodnotou 1,95 N získanou z CFD analýzy je hodnota odporové síly zjištěná z měření v aerodynamickém tunelu opět nižší, v tomto případě se liší přibližně o 8 procent.

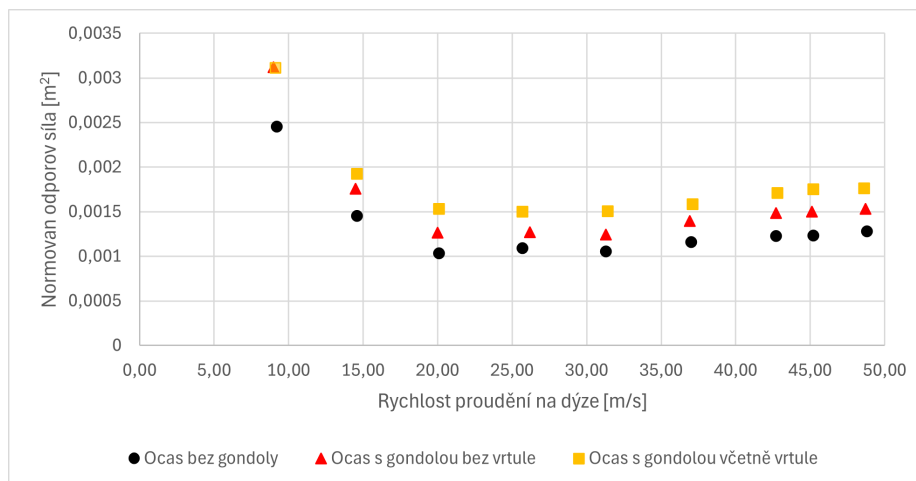
Pro tento model byla také stanovena závislost odporové síly normované dynamickým tlakem s použitím odečtu dynamického tlaku ze samostatného tlakového převodníku. V tabulce 6.13 jsou uvedeny naměřené hodnoty dynamického tlaku pro použité provozní body aerodynamického tunelu a hodnoty výsledné odporové síly dělené dynamickým tlakem pro odpovídající rychlost proudění pro gondolu bez vrtule, v tabulce 6.14 stejné hodnoty naměřené na gondole včetně vrtule. Na obrázku 6.7 je potom porovnávána závislost normované odporové síly na rychlosti proudění pro model bez vrtule a včetně vrtule se srovnávacím modelem ocasu bez motorové gondoly.

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,0	45	0,00312
14,5	120	0,00176
20,0	231	0,00126
26,2	379	0,00127
31,3	566	0,00124
36,9	799	0,00139
42,7	1068	0,00148
45,1	1191	0,00150
48,7	1383	0,00153

Tabulka 6.13: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, bez vrtule

Rychlost proudění [m/s]	Dynamický tlak [Pa]	Normovaná odporová síla [m ²]
9,1	46	0,00311
14,6	120	0,00192
20,1	231	0,00153
25,7	378	0,00150
31,4	567	0,00151
37,1	795	0,00159
42,8	1070	0,00171
45,2	1187	0,00175
48,6	1386	0,00176

Tabulka 6.14: Odpor normovaný dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu, včetně vrtule



Obrázek 6.7: Srovnání výsledné odporové síly normované dynamickým tlakem pro ocas s gondolou tvaru rotačního elipsoidu a srovnávací ocas bez gondoly

Hodnota odporové síly připadající pouze na gondolu získaná odečtením naměřené odporové síly pro srovnávací model ocasu od celkové odporové síly naměřené na ocasu s motorovou gondolou je pro gondolu bez vrtule $F_{Dm\ elips} = 0,32\ \text{N}$ a pro gondolu s namontovanou vrtulí $F_{Dvm\ elips} = 0,61\ \text{N}$. Při vztažení na čistou plochu tvaru gondoly bez uvažování otvorů pro vrtuli, povrchu vrtule a připojení na ocasní plochy s použitím naměřeného dynamického tlaku je potom odporový koeficient pro gondolu bez vrtule

$$C_{Dm\ elips} = \frac{F_{Dm\ elips}}{p_{dyn} \cdot A_{elips}} = \frac{0,32}{1191 \cdot 0,0520} = 0,0052$$

a pro gondolu včetně vrtule

$$C_{Dvm\ elips} = \frac{F_{Dvm\ elips}}{p_{dyn} \cdot A_{elips}} = \frac{0,61}{1187 \cdot 0,0520} = 0,0098$$

Při srovnání koeficientu C_D samotné gondoly mezi simulací a měřením je hodnota získaná z měření v aerodynamickém tunelu s gondolou bez vrtule proti hodnotě získané z CFD simulace přibližně o 10 procent nižší, přidáním vrtule se hodnota C_D ve srovnání s CFD simulací nezahrnující vrtuli zvýší o přibližně 72 procent.

Kapitola 7

Zhodnocení výsledků simulací a experimentů

V této kapitole jsou porovnány odporové koeficienty pro zmenšené modely motorových gondol zjištěné z CFD simulací a experimentů v aerodynamickém tunelu. Tyto koeficienty jsou následně aplikovány na motorové gondoly ve skutečné velikosti odpovídající použití na reálném větroni a s využitím odporu gondoly ve skutečné velikosti je potom určen vliv na letové výkony větroňů pro referenční větroně zvolené v kapitole 3.

7.1 Porovnání odporových koeficientů motorových gondol

Při srovnání koeficientů C_D pro jednotlivé tvary motorové gondoly získaných z CFD analýzy vychází nejnižší hodnota C_D pro tvar založený na rotačním elipsoidu, rozdíl mezi koeficienty C_D při porovnání ke tvaru rotačního elipsoidu je maximálně 7 procent.

Z výsledků měření v aerodynamickém tunelu pro motorové gondoly bez vrtule vychází nejnižší hodnota C_D shodně pro tvar založený na rotačním elipsoidu a tvar odvozený z profilu NACA 16-021. Z měření v aerodynamickém tunelu pro gondoly s vrtulovým unašečem a vrtulí vychází nejnižší hodnota C_D také pro gondolu s tvarem profilu NACA 16-021. Pro tvar rotačního elipsoidu byl koeficient C_D naopak nejvyšší ze zkoumaných tvarů, což by mohlo značit výraznější ovlivnění odporu u tohoto tvaru vlivem obtékání vrtule. V tabulce 7.1 jsou shrnuty hodnoty C_D zjištěné pro jednotlivé tvary motorové gondoly z CFD analýzy a experimentu.

Typ gondoly	C_D ze simulace [1]	C_D z experimentu [1]
NACA 66-021, bez vrtule	0,0061	0,0055
NACA 66-021, včetně vrtule	-	0,0094
NACA 16-021, bez vrtule	0,0058	0,0052
NACA 16-021, včetně vrtule	-	0,0090
Elipsoid, bez vrtule	0,0057	0,0052
Elipsoid, včetně vrtule	-	0,0098

Tabulka 7.1: Hodnoty odporového koeficientu C_D získané z CFD simulací a experimentu

7.2 Vliv odporu gondoly na letové výkony větroně

Pro zjištění vlivu aerodynamického odporu na celkový odpor, a tedy i klouzavost větroňů byly použity hodnoty koeficientu C_D pro modely gondol včetně vrtule pro přesnější vyjádření účinku při aplikaci na reálný větroň. Hodnoty odporové síly pro gondolu ve skutečné velikosti byly stanoveny vzhledem k optimální rychlosti klouzavého letu větroňů zvolených jako reference v kapitole 3 s uvažováním hustoty proudícího vzduchu $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ stejné jako při výpočtu odporové síly z klouzavosti referenčních větroňů. Odporová síla gondoly ve skutečné velikosti byla stanovena ze vztahu (2.2). V tabulce 7.2 jsou uvedeny odporové síly vyvozované na jednotlivých tvarech motorové gondoly ve skutečné velikosti řazené podle rychlostí odpovídajících optimální klouzavosti pro jednotlivé referenční větroně.

	NACA 66-021	NACA 16-021	Elipsoid
Obtákaná plocha [m^2]	1,210	1,267	1,300
Odporový koeficient [1]	0,0094	0,0090	0,0098
Odporová síla [N] ($v_\infty = 30,6 \text{ m/s}$)	6,5	6,5	7,3
Odporová síla [N] ($v_\infty = 32 \text{ m/s}$)	7,1	7,2	8,0
Odporová síla [N] ($v_\infty = 33,3 \text{ m/s}$)	7,7	7,7	8,7
Odporová síla [N] ($v_\infty = 36,1 \text{ m/s}$)	9,1	9,1	10,2

Tabulka 7.2: Hodnoty odporové síly na jednotlivých tvarech motorové gondoly včetně vrtule

Protože aerodynamický odpor motorových gondol s tvarem profilů NACA 66-021 a 16-021 je při daných rozměrech gondol prakticky totožný, pro zjištění výsledného efektu motorové gondoly na letové výkony větroně jsou použity pouze údaje pro gondolu profilu NACA 16-021 a gondolu s elipsoidním tvarem. V tabulce 7.3 je porovnán celkový aerodynamický odpor použitých referenčních větroňů po přidání motorové gondoly s aerodynamickým odporem větroně v původní konfiguraci, v tabulce 7.4 je potom stejné srovnání pro hodnoty klouzavosti s využitím hmotností větroňů a rychlostí letu uvedených v tabulce 3.1.

Typ větroně	Odporová síla [N]		
	Bez motorové gondoly	S gondolou profilu NACA 16-021	S gondolou tvaru rotačního elipsoidu
LS8, rozpětí 15 m	117	124,7	125,7
LS8, rozpětí 18 m	117,5	124,7	125,5
AS33Me, rozpětí 18 m	105,1	114,2	115,3
ASK21Mi	201,8	208,3	209,1

Tabulka 7.3: Srovnání aerodynamického odporu referenčních větroňů po přidání motorové gondoly

Typ větroně	Klouzavost bez motorové gondoly	Klouzavost s gondolou profilu NACA 16-021	Klouzavost s gondolou tvaru rotačního elipsoidu
LS8, rozpětí 15 m	44	41,3	41
LS8, rozpětí 18 m	48	45,2	44,9
AS33Me, rozpětí 18 m	56	51,5	51
ASK21Mi	34	33	32,8

Tabulka 7.4: Srovnání klouzavosti referenčních větroňů po přidání motorové gondoly

Při srovnání aerodynamického odporu a klouzavosti referenčních větroňů po přidání motorové gondoly na ocas s jejich původní konfigurací má odpor motorové gondoly největší vliv na vysokovýkonný větroň reprezentovaný typem AS33, kde došlo při použití gondoly s tvarem leteckých profilů NACA 16-021 nebo NACA 66-021 ke snížení hodnoty klouzavosti z 56 na 51,5, tedy přibližně na 92 procent hodnoty pro původní konfiguraci bez gondoly na ocasu. Naopak u větroňů s nižší výkonností, zde reprezentovaných typem ASK21, je vliv odporu motorové gondoly na letové výkony minimální se snížením hodnoty klouzavosti na přibližně 97 procent hodnoty pro původní konfiguraci. U větroně v kategorii typu LS8 se hodnota klouzavosti vlivem odporu motorové gondoly snížila na přibližně 94 procent hodnoty klouzavosti pro původní konfiguraci. Z tohoto srovnání vyplývá, že odpor motorové gondoly má větší vliv na letové výkony při použití této konfigurace pomocného pohonu pro větroně s vyšší výkonností, u kterých by odpor motorové gondoly tvořil větší část celkového aerodynamického odporu.

Použitelnost konfigurace motoru v gondole na ocasu by z hlediska aerodynamické výkonnosti značně závisela na požadavcích na letové výkony větroně, na kterém by tato konfigurace byla použita. Při použití na vysokovýkonném větroně s požadavkem na maximální výkonnost by snížení klouzavosti o hodnotu blízkou 10 procentům mohlo představovat podstatnou ztrátu, výhodnější by tato konfigurace mohla být při použití pro méně výkonný větroň určený k rekreačním letům nebo výcviku pilotů v kategorii typu LS8 nebo ASK21, kde byl pokles klouzavosti vlivem odporu gondoly méně výrazný.

Závěr

Cílem této práce bylo určení přidaného aerodynamického odporu motorové gondoly umístěné na ocas větroně a následné zhodnocení vlivu odporu motorové gondoly na klouzavost větroně s použitím existujících typů větroňů jako vzorek pro různé výkonnostní kategorie. Podle přibližných hodnot rozměrů ocasních ploch vybraných větroňů a rozměrů existujících elektromotorů pro letecké aplikace při uvažování použití elektrického pohonu byly stanoveny rozměry motorové gondoly pro použití na větroň v kategorii maximální vzletové hmotnosti od 500 do 700 kg. Použité tvary jsou rotačně symetrické a primárně vychází ze symetrických leteckých profilů, aby byl minimalizován aerodynamický odpor gondoly. Pro srovnání byl použit také tvar tvořený rotačním elipsoidem zakončený komolým kuželem. Hodnoty odporových koeficientů C_D tvarů motorové gondoly byly získány ze simulace v CFD software Ansys Fluent pro modely ve zmenšeném měřítku s umístěním gondol na stejný srovnávací model ocasu. Odporové síly použité při výpočtu koeficientů C_D byly stanoveny odečtením odporové síly srovnávacího modelu ocasu bez motorové gondoly od síly pro modely ocasu včetně gondoly. Pomocí měření odporových sil na modelu v aerodynamickém tunelu byly ověřeny hodnoty C_D získané ze simulace a také určeny hodnoty C_D pro gondolu vyba-venou skládací dvoulistou vrtulí pro porovnání s odporem čistého tvaru gondoly. Hodnoty C_D byly přepočteny na odpor motorové gondoly ve skutečné velikosti a následně určeny hodnoty klouzavosti referenčních větroňů při přidání motorové gondoly na ocas pro zhodnocení vlivu na letové výkony větroňů různých výkonnostních kategorií. Cíle práce v podobě zjištění přidaného odporu motorové gondoly na ocas větroně a následného vlivu na letové výkony byly tedy splněny.

Tato práce dává rámcový přehled o vlivu odporu motorové gondoly pro umístění pomocného pohonu na větroně různých výkonnostních kategorií. Při rozhodování o použití této konfigurace, například při návrhu nového větroně, by bylo ale vhodné analýzu odporu gondoly zopakovat s využitím konkrétních rozměrů a konfigurace daného větroně pro dosažení přesnějších výsledků pro konkrétní konstrukci.

Při návrhu větroně s touto konfigurací pohonu by současně s analýzou aerodynamiky bylo také uvažováno například pevnostní dimenzování ocasu na silové účinky od motoru či umístění chladicích kanálů pro chlazení motoru. V rámci návrhu pohonu na konkrétní větroň se známými požadavky na konstrukci a výkonnost by bylo možné tuto konfiguraci dále optimalizovat například úpravou tvaru gondoly v závislosti na rozměrech ocasu nebo použitím menšího motoru umožňující zmenšení průměru gondoly pro snížení aerodynamického odporu.

Bibliografie

- [1] HLÚŠEK, Josef, “Koncepční návrh výkonného kluzáku s pomocným elektrickým pohonem (dle EASA CS-22)”, Diplomová práce, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojího inženýrství, Letecký ústav, Brno, 2019.
- [2] *AS 33 Es – the turbo with a starter*, [online], Alexander Schleicher Segelflugzeugbau. URL: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-33-es-der-turbo-mit-anlasser/> (cit. 29.12.2023).
- [3] *Powered Sailplanes: A manual for pilots converting to powered sailplanes from gliders, ultralights and general-aviation light aircraft*, 1. vyd. The Gliding Federation of Australia, 1998. URL: <https://glidingaustralia.org/wp-content/uploads/2020/09/OPS-0009-Powered-Sailplane-Manual.pdf> (cit. 30.12.2023).
- [4] *Glider Flying Handbook*. Federal Aviation Administration, 2013, [online]. URL: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/glider_handbook (cit. 10.10.2023).
- [5] *First flight of the AS 34 Me*, [online], Alexander Schleicher Segelflugzeugbau, 2020. URL: <https://www.alexander-schleicher.de/en/erstflug-der-as-34-me/> (cit. 26.02.2024).
- [6] *What is FES?*, [online], LZ Design d.o.o. URL: <https://front-electric-sustainer.com/fes/what-is-fes/> (cit. 14.05.2024).
- [7] *LS8-e neo*, [online], DG Aviation GmbH. URL: <https://www.dg-aviation.de/flugzeuge/ls8-e-neo//> (cit. 26.02.2024).
- [8] RIDDER, Sven Olof a UNDEN, Harald, “WINDEX 1200 Design Process and Progress Report”, *Technical Soaring*, roč. 10, č. 2, s. 18–27, 1986.
- [9] SCHUMANN, Len, “Reduktion des Energiebedarfs mittels eines batterieelektrischen Antriebs am Beispiel eines Kleinflugzeugs”, Disertační práce, Universität Stuttgart, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie, Stuttgart, 2018.
- [10] *Icaré 2 - Record breaking solar plane*, [online]. URL: <https://www.icare-solar.de/> (cit. 26.02.2024).
- [11] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan, *Profil křídla*, [online], O letadlech. URL: https://slavetind.asp2.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil_kridla.aspx (cit. 23.02.2024).

- [12] FOLTÝN, Pavel, “Aerodynamické vlastnosti leteckých profilů”, Bakalářská práce, Vysoké učení technické v Brně, fakulta strojního inženýrství, Brno, 2013.
- [13] KRUGER, Scott, “The design and optimisation of a prototype sailplane”, Bakalářská práce, University of Southern Queensland, Faculty of Engineering & Surveying, 2006.
- [14] *Flight Manual for the LS 8-18 Sailplane*, [online], DG Flugzeugbau GmbH, 2011. URL: https://www.adelaidesoaring.org.au/wp-content/uploads/2021/04/FM-LS8-18_Rev3_Manual.pdf (cit. 27. 12. 2023).
- [15] *Polar*, [online], Alexander Schleicher Segelflugzeugbau. URL: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-33/> (cit. 30. 12. 2023).
- [16] *Speed Polar*, [online], Alexander Schleicher Segelflugzeugbau. URL: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/ask-21-mi/> (cit. 30. 12. 2023).
- [17] *AS 34 Me*, [online], Alexander Schleicher Segelflugzeugbau. URL: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/as-34-me/> (cit. 01. 05. 2024).
- [18] *REB 30 ELECTRIC MOTOR*, [online], MGM Compro. URL: <https://www.mgm-compro.com/electric-motor/40-kw-electric-motor/> (cit. 31. 12. 2023).
- [19] BLOCK, P.J.W a GENTRY, Garl L. Jr, “Directivity and Trends of Noise Generated by a Propeller in a Wake”, NASA Langley Research Center, tech. zpr., 1986, [online]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19860021869/downloads/19860021869.pdf>.
- [20] HORNE, Clifton W. a SODERMANN, Paul T., “Acoustic and Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller Aircraft Model”, NASA Ames Research Center, tech. zpr., 1990, [online]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19910012515/downloads/19910012515.pdf>.
- [21] *Specifications*, [online], Standard Cirrus. URL: <http://www.standardcirrus.org/specifications.php> (cit. 30. 12. 2023).
- [22] HOERNER, Sighard, *Fluid-Dynamic Drag*. Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [23] *Ansys Fluent User’s Guide*. ANSYS, 2023, Nепublikováno.