

# České vysoké učení technické v Praze

## Fakulta strojní

Katedra letadlové techniky  
Obor: Letecká a kosmická technika  
Studijní program: Letectví a kosmonautika



# Studie integrace PropFanu do trupu letounu

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Vypracoval: Bc. Filip Čorba  
Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa  
Rok: 2019

*Abstrakt:* Táto diplomová práca pojednáva o možnosti aplikovania vrtuľového ventilátora - PropFan, ako distribučný pohonný systém, do trupu letúna, za účelom nasávania medznej vrstvy a zníženia úplavu za letúnom. Prvá kapitola pojednáva o problematike tohto druhu pohonného systému, ako aj o medznej vrstve (MV), nasávaní MV, druhoch vrtuľových ventilátorov, aplikovaní distribučného pohonu na letúnoch s nasávaním MV, typoch letúnov s týmto druhom pohonného systému. V druhej kapitole je venovaná pozornosť koncepčnému návrhu referenčného letúna, predovšetkým simulačného trupu ako aj stanoveniu odporu krídla, trupu a určenie potrebného ťahu. Simulácia prúdenia okolo simulačného trupu bola vykonaná pomocou programu ANSYS Fluent. V rámci tretej kapitoly je riešený návrh integrovania propfanu do trupu letúna. Kapitola obsahuje úvahy týkajúce sa zástavby a v prvom priblížení rieši túto zástavbu z hľadiska pôsobiacich síl a uloženia motorovej lôže. Štvrtá kapitola pojednáva o integrovaní dvojprúdového motora, alebo inak konfigurácia propfan-vpredu. Nákrsky návrhov v daných kapitolách boli nakreslené v programe Autodesk AutoCAD 2016. Nesie sa v podobnom štýle ako predchádzajúca kapitola. Piata a šiesta kapitola obsahujú výpočet tepelných obehov jednotlivých pohonných systémov s následným určením daných spotrieb. Posledná časť sumarizuje výsledky diplomovej práce.

*Kľúčové slová:* Letecký turbínový motor, vrtuľový ventilátor, distribučný pohonný systém, medzná vrstva, pohonný systém s nasávaním medznej vrstvy, úplav, rovnomernosť prúdového poľa, tepelný obeh.

*Abstract:* This diploma thesis deals with the potential application of PropFan as being integrated into an aeroplane fuselage in order to suck boundary layer as well as mitigate wake turbulence induced behind the aeroplane. The first chapter consists of the description of Distributed Propulsion System (DPS), boundary layer, boundary layer ingestion (BLI), propfan types, application of DPS in aeroplanes with BLI option and aeroplane types with this kind of propulsion. Within the second chapter, there is attention paid to conceptual design of referential aeroplane, the simulation fuselage in particular, as well as wing aerodynamic drag calculation, fuselage aerodynamic drag calculation and calculation of needed thrust. Airflow simulation around simulation fuselage was performed by ANSYS Fluent software. In relation with the third chapter, there is a potential design solution for PropFan into-fuselage integration. The chapter consists of thoughts related to the integration process and within the initial approach to the problem it deals with actuating forces on engine mount and placement of this engine mount. The next chapter discuss about propfan-front (turbofan) configuration integration. The design drawings were made by Autodesk AutoCAD 2016 software. It follows the same style of description as previous chapter does. The fifth and sixth chapter creates mathematical computations of working cycles of certain engines in order to determine specific fuel consumption of both configurations. The last chapter conclude the results of diploma thesis.

*Key words:* Turbine aero engine, PropFan, distributive propulsion system, boundary layer, boundary layer ingestion propulsion system, wake turbulence, airflow field uniformity, working cycle.

### **Vyhlásenie:**

Nemám závažný dôvod proti použitiu tohto školského diela v zmysle § 60 Zákona. č. 121/2000 Sb., o práve autorskom, o právach súvisiacich s právom autorským a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon).

Prehlasujem, že som predloženú prácu vypracoval samostatne a že som uviedol všetky použité informačné zdroje v súlade s Metodickým pokynom o dodržiavaní etických princípov pri príprave vysokoškolských záverečných prác.

V Prahe dňa: .....

Podpis: .....

## **Podakovanie:**

Moja vďaka patrí mojej milovanej rodine, ktorá pri mne vždy stála, a v ktorej nachádzam podporu. Taktiež by som chcel poďakovať môjmu vedúcemu diplomovej práce Ing. Janovi Klesovi za jeho čas, ochotu a podnetné návrhy pri vedení tejto diplomovej práce. Navyše by som ešte rád poďakoval Ing. Tomášovi Čenskému za jeho pomoc v programe ANSYS Fluent. Na záver by som ešte úprimne poďakoval všetkým ľuďom, ktorí ma niečo naučili a ukázali mi smer na ceste vzdelávania sa.



# Obsah

<b>1</b>	<b>Rozbor problematiky</b>	<b>7</b>
1.1	Úvod . . . . .	7
1.2	Blended Wing Body . . . . .	7
1.2.1	BWB X-48B . . . . .	8
1.3	Distributed Propulsion System (DPS) - distribučný pohonný systém . . . . .	9
1.3.1	Typy systému ťahovej distribúcie . . . . .	9
1.3.2	Koncept D-8 Double Bubble . . . . .	12
1.3.3	Helios Solar Wing . . . . .	14
1.3.4	Prínosy a nevýhody systému ťahovej distribúcie . . . . .	15
1.4	Boundary Layer Ingestion (BLI) - nasávanie medznej vrstvy . . . . .	16
1.5	Vrtuľový ventilátor - PropFan . . . . .	19
1.5.1	PropFan GE-36 UDF . . . . .	19
1.5.2	Pratt and Whitney/Allison 578-DX . . . . .	20
1.5.3	Ivchenko-Progress D-27 . . . . .	21
<b>2</b>	<b>Koncepčný návrh referenčného letúna</b>	<b>22</b>
2.1	Odôvodnenie návrhu . . . . .	22
2.2	Štatistika - referenčné letúny . . . . .	22
2.3	Návrh krídla letúna . . . . .	24
2.3.1	Stanovenie odporu profilu . . . . .	26
2.3.2	Stanovenie odporu krídla . . . . .	27
2.4	Návrh trupu letúna . . . . .	32
2.4.1	Simulácia prúdenia okolo trupu - stanovenie odporu trupu . . . . .	34
2.5	Interferenčný odpor . . . . .	42
2.6	Celkový odpor . . . . .	44
2.7	Stanovenie potrebného ťahu . . . . .	44
<b>3</b>	<b>Návrh integrovania propfanu</b>	<b>44</b>
3.1	Úvod . . . . .	44
3.2	Návrh - prvé priblíženie . . . . .	45
3.3	Návrh - zástavba PJ do trupu . . . . .	46
3.3.1	Uloženie PJ v rámci konštrukcie letúna . . . . .	46
3.3.2	Opis motorovej lôže . . . . .	47
3.3.3	Silový prenos . . . . .	50
3.3.4	Uloženie iných prvkov . . . . .	53
3.4	Aktívne riadenie medznej vrstvy . . . . .	53
3.5	Výhody a nevýhody konfigurácie . . . . .	55
<b>4</b>	<b>Návrh integrovania dvojprúdového motora - konfigurácia propfan-vpredu</b>	<b>56</b>
4.1	Úvod . . . . .	56
4.2	Návrh - prvé priblíženie . . . . .	56
4.3	Návrh - zástavba PJ do trupu . . . . .	56
4.4	Aktívne riadenie medznej vrstvy . . . . .	57
4.5	Výhody a nevýhody konfigurácie . . . . .	57

<b>5</b>	<b>Výpočet spotreby paliva Propfanu v cestovnom režime</b>	<b>59</b>
5.1	Úvod . . . . .	59
5.2	Formy energie a ich transformácie . . . . .	59
5.3	Propulzia . . . . .	60
5.4	Tepelný obeh plynového generátora . . . . .	60
5.5	Tepelný obeh vrtuľového ventilátora - propulzora . . . . .	71
5.5.1	Stanovenie spotreby paliva . . . . .	76
<b>6</b>	<b>Výpočet spotreby paliva turbofanu (propfan-vpredu) v cestovnom režime</b>	<b>79</b>
6.1	Úvod . . . . .	79
6.2	Tepelný obeh plynového generátora a ventilátora (propulzora) . . . . .	79
6.2.1	Stanovenie spotreby paliva . . . . .	91
<b>7</b>	<b>Záver - porovnanie/vyhodnotenie</b>	<b>93</b>
7.1	Propfan konfigurácia . . . . .	93
7.2	Propfan-vpredu (turbofan) konfigurácia . . . . .	94
7.3	Zhodnotenie . . . . .	94
	<b>Literatúra</b>	<b>96</b>

# 1 Rozbor problematiky

## 1.1 Úvod

V civilnej leteckej doprave je podstatným faktorom v rámci kúpi civilného letúna, pre letecké spoločnosti, spotreba pohonných hmôt lietadiel. A preto sa výrobcovia lietadiel a motorov snažia vytvoriť vhodný dizajn týchto systémov, za účelom dosiahnutia čo najvyššej účinnosti v letovej prevádzke. Výsledkom ich úsilia by malo byť nájdenie optimálneho návrhu celkovej konštrukcie lietadla. Optimálny návrh znamená nájdenie vhodného zosúladenia draku lietadla s pohonnou jednotkou. Týmto je možné dosiahnutie vysokej efektivity a nízkej spotreby paliva. Takéto lietadlo je konkurenčne schopné na trhu.

Propulzor - vyvíjač ťahu je súčasťou pohonnej jednotky. V rámci dvojprúdového turbínového motora sa táto časť nazýva ventilátor. Systém ventilátora má dve úlohy:

- stláčať obtokový vzduch,
- zásobovať kompresor preplňovaným vzduchom [34].

## 1.2 Blended Wing Body

Jedná sa o koncept, ktorý je neustále študovaný pre svoje potenciálne výhody, ktoré sa týkajú konštrukcie, aerodynamiky a prevádzky. Vo voľnom preklade táto skratka znamená - prepojené krídlo s trupom [3]. Štúdia je vedená spoločnosťami ako Boeing Phantom Works, NASA a Air Force Research Laboratory [25]. Vzdušne sily vytvorili prototyp X-48B, pre vojenské účely, ako viac účelový, s dlhým doletom a veľkou kapacitou užitočného nákladu [25]. Tento zmenšený prototyp začal testovacie lety začiatkom roka 2007 [25]. Výhody a prednosti tohto konceptu sú predovšetkým nízka spotreba paliva, nízka hlučnosť a veľký objem pre užitočný náklad [25]. Ďalšie testy týkajúce sa charakteristík riadenia, správania sa letúna pri pádovej rýchlosti a pri vysadení motora, boli vykonané v Dryden Flight Research Center, NASA [25].



Obr. 1: Prototyp X-48B, ako BWB koncept, pri skúškach v Edwards AFB [11].

BWB koncept predstavuje úplne nový návrh lietadla. Pre svoje prednosti, ktoré sú vyššie spomenuté, NASA a jej partneri neustále skúmajú a overujú tieto výhody pre možné civilné, no skôr vojenské využitie tohto typu lietadla [23]. V podstate, BWB koncept je zmes lietajúceho krídla s konvenčnými črtami bežného civilného letúna [23]. Tento hybridný spôsob zlučuje nosné plochy a trup, ktorý je formovaný do leteckého profilu. Tento prístup umožňuje vytváranie výslednej aerodynamickej sily celým drakom lietadla [23]. Takýmto prístupom by sa mohlo dosiahnuť efektívneho hospodárenia v oblasti pohonných hmôt ako aj zvýšenie objemu pre užitočný náklad [23].

### 1.2.1 BWB X-48B

Tento model je predstaviteľom BWB. Nejedná sa úplne o lietajúce krídlo, ako je napríklad bombardér B-2 Spirit, i keď tvarom to dosť pripomína [3]. Jedná sa teda o krídlo plynulo prechádzajúce do širokého plochého trupu v tvare vztlakového telesa [3]. Ako bolo vyššie spomenuté, takáto konfigurácia by mohla poskytnúť väčšie a efektívnejšie generovanie vztlaku pri nízkom odpore. Plynulý priechod a tvar trupu poskytuje výrazný prírastok vztlakovej sily s menším odporom než klasický trup kruhového prierezu a tým aj nižšiu spotrebu paliva až o 30 percent [3]. Vhodné umiestnenie pohonných jednotiek na zadnej časti chrbtu lietadla zaisťuje nižšiu hlučnosť ako aj pre pasažierov aj pre okolie [3].



Obr. 2: Prototyp X-48B pred letovými skúškami [10].

Prvý návrh letúna podobnej konštrukcie predstavil už v tridsiatych rokoch minulého storočia známy konštruktér Vincent Justus Burnelli, ktorý ako vôbec prvý postavil lietadlo so vztlakovým trupom - Burnelli RB-1, 1921 [3]. Jeho konštrukcia bola veľmi pokroková, no bohužiaľ sa mu nepodarilo nájsť dostatok finančných prostriedkov pre sériovú výrobu [3].

Pôvodný návrh, teda veľké dopravné lietadlo pre prepravu veľkého počtu pasažierov, bol ale pomaly opustený, hlavne z dôvodu umiestnenia veľkého počtu ľudí do priestoru o malých rozmeroch, kde by mohol nastať problém s evakuáciou [3]. Podľa výskumu by sa ani pasažieri necítili pohodlne, ale malá časť ľudí by sedela pri okne, čo by mohlo mať zlý dopad na psychiku [3].



Obr. 3: Letún RB-1, kde ako prvý Vincent Justus Burnelli, využil trup pre generovanie vztlaku [38].

### 1.3 Distributed Propulsion System (DPS) - distribučný pohonný systém

Tento systém je možné rozumieť ako rovnomernú distribúciu pohonných jednotiek voči trupu lietadla. Tento systém by využíval koncept BWB, ktorý bol opísaný vyššie.

Koncept distribuovaného ťahu predstavuje plné integrovanie propulzného systému do trupu lietadla a to takým spôsobom, aby lietadlo využilo všetky prínosy v rámci prepojenia aerodynamika lietadla s pohonným systémom [18]. V rámci tohto konceptu je viacero polohových konfigurácií pohonných jednotiek. Niektoré koncepty sú založené na použití tryskových klapiek, viacnásobné malé motory, elektrické ventilátory poháňané turboelektrickými generátormi atď [18].

#### 1.3.1 Typy systému ťahovej distribúcie

Niektoré typy už boli načaté. V podstate, už aj lietadlo s dvoma motormi je možné považovať s aplikáciou DPS. No DPS sa skôr vzťahuje ku distribúcii ťahu pozdĺž rozpätia nosných plôch.

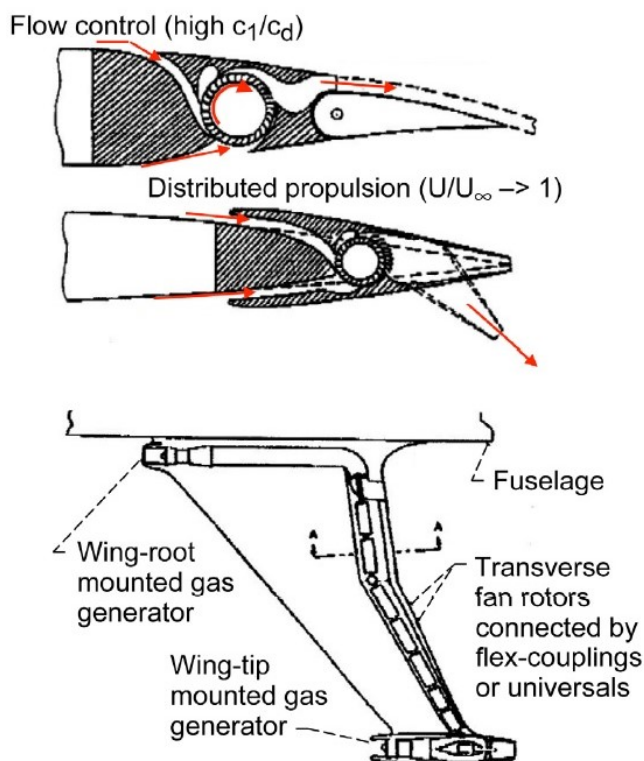
**Tryskové klapky** - jedná sa o koncept kde vysoko-rýchlostný tenký prúd vzduchu prúdi z odtokovej hrany krídla a vytvára tak ťah pozdĺž rozpätia krídiel [18]. Taktiež to napomáha cirkulácii vzduchu okolo krídlového profilu, čím sa zvýši vztlak okolo celého krídla počas vzletu a pristátia [18]. Jedno z lietadiel, kde bol tento systém aplikovaný je Hunting H.126, ktoré bolo zalietané v r. 1960, pričom max. súčiniteľ vztlaku činil hodnotu cez 7,5 [18].

**Ventilátor s priečnym satím** - je typ vyvíjača ťahu, ktorý je montovaný vo vnútri krídlovej konštrukcie, aby generoval ťah po celom rozpätí krídla. Ventilátor nasáva medznú vrstvu z hornej a dolnej strany krídla a vypúšťa ju v oblasti odtokovej hrany [18]. Kvôli komplikovanosti zástavby ventilátora do krídla, nebol tento koncept nikdy uvedený do prevádzky.

**Viaceré oddelené motory** - niekoľko typov lietadiel, používajúc viaceré oddelené motory, bolo navrhnutých a vykonali aj let [18]. V rámci tohto konceptu môžu byť vyvíjače ťahu namontované vpredu na krídle, vzadu na krídle alebo vo vnútri krídla (väčšinou koreň - najväčšia



Obr. 4: Letún Hunting H.126, na ktorom bol použitý DPS typu tryskové klapky [19].

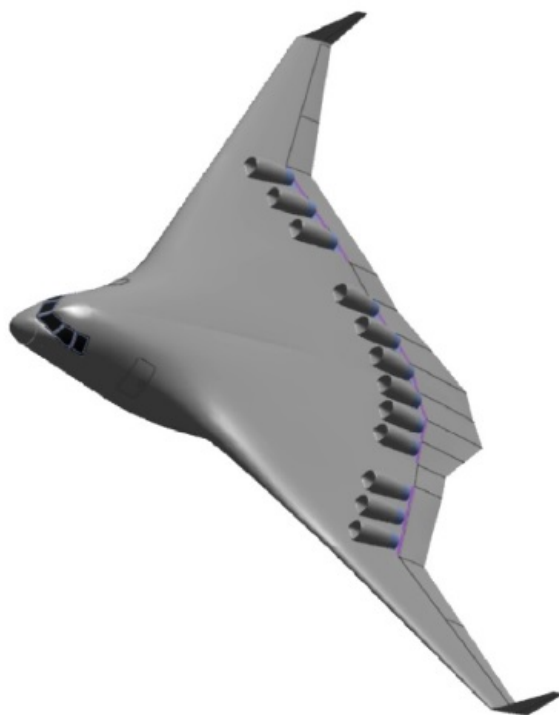


Obr. 5: Princíp fungovania ventilátora s priečnym satím [19].

hrúbka krídla). Sú známe koncepty v rámci projektu BWB, kde sú motory namontované na hornej strane samokrídla. Jeden z takých konceptov je CESTOL (Cruise-Efficient Short Take-off and Landing), ktorý aplikuje funkčné črty Blended Wing Body (BWB) [18]. Vyznačuje sa vysokou účinnosťou pri cestovnej rýchlosti, nízkym hlukom a veľkým vnútorným objemom pre zabudovanie systému ťahovej distribúcie [18]. Zahŕňa 12 malých konvenčných motorov, ktoré sú čiastočne ponorené pod úrovňou krídla a rovnomerne rozmiestnené pozdĺž rozpätia krídla [18].

**Viaceré ventilátory poháňané plynovými generátormi** - tento typ bol študovaný v rámci projektu SFW N+3 pod NASA [18]. Existujú tri spôsoby prevedenia tohto DPS:

- viaceré ventilátory poháňané priamo plyn. generátorom,
- ventilátory poháňané plyn. generátorom cez prevodové ústrojenstvo,



Obr. 6: Podoba konceptu CESTOL ako Blended Wing Body [19].

- elektricky poháňané ventilátory.

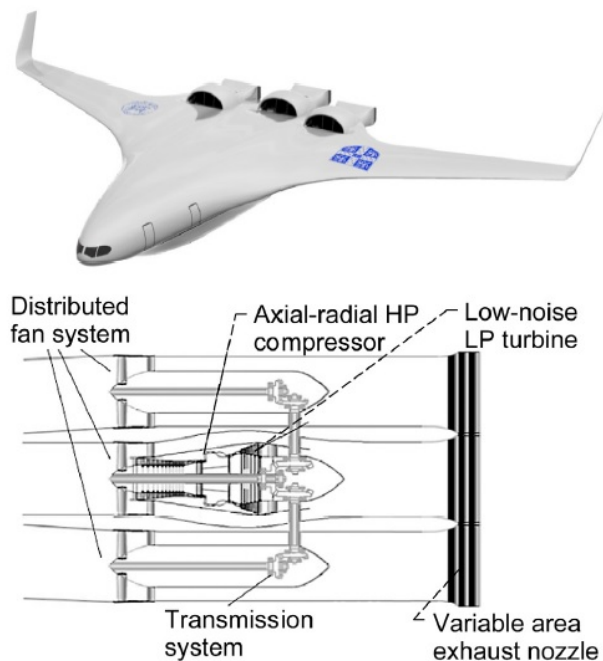
V 70. rokoch plynovým generátorom poháňané ventilátory boli aplikované na jednom modeli pre STOL (Short Take-off and Landing) funkcie. Lietadlo bolo konvenčného typu, klasický drak - trup a krídlo. Bolo poháňané 16 malými ventilátormi, ktoré boli umiestnené na sacej strane krídla v oblasti odtokovej hrany [18]. Ventilátory s tlakovým pomerom cez 1,25 boli hnané plynovými generátormi, ktoré boli umiestnené pod krídlami na pylónoch [18]. Navyše touto polohou boli ventilátory schopné posunúť bod odtrhnutia medznej vrstvy, pričom zvýšili vztlak na nosných plochách a posunuli účinnosť na vyšší level [18].



Obr. 7: Aplikácia funkcie *krátky vzlet a pristátie* na koncepčnom modeli dopravného letúna [19].



Ďalším riešením je použitie viacerých dýchadiel s jedným plynovým generátorom. Výkon z plynovej turbíny je na dýchadlá prenášaný pomocou transmisie. Takýto nápad bol iniciovaný Cambridge MIT Institute pod menom SAX-40 [18]. Systém distribúcie ťahu v rámci tohto konceptu predstavuje trojicu pohonných jednotiek, pričom jedna z nich zahŕňa plynový generátor, ktorý jeden ventilátor poháňa priamo a ďalšie dva prostredníctvom prevodového ústrojenstva [18]. Ďalším prínosom je nízky hluk a nasávanie medznej vrstvy [18].



Obr. 8: Koncept SAX-40 a detail jeho pohonného zariadenia [19].

Nie je možné vynechať ani elektricky poháňané propulzory, ktoré v kombinácii s klasickými pohonmi majú v súčasnosti značný potenciál. Týmto by sa mohlo vylepšiť výkon a značne znížiť negatívny dopad na environmentálne prostredie [18].

### 1.3.2 Koncept D-8 Double Bubble

Významným konceptom, ktorý predstavuje aplikovanie systému distribúcie ťahu, je D-8 Double Bubble, ktorý je predmetom skúmania NASA v spolupráci s MIT a Aurora Flight Sciences. Hlavné črty, ktoré odlišujú tento letún od konvenčných, sú umiestnenie pohonných jednotiek na hornej časti trupu a široký trup.

V roku 2008 Aurora Flight Sciences, MIT a Pratt and Whitney započali úsilie o vytvorenie revolučného dopravného letúna [22]. Výsledkom bola nová konfigurácia letúna, známa ako D8, ktorá má prínosy ako výrazné zníženie emisií, hluku a spotreby pohonných hmôt [22]. Zníženie spotreby pohonných hmôt by bolo dosiahnuté predovšetkým znižovaním tlakového odporu (úplav za letúnom) urýchlením spomalenej medznej vrstvy pohonnými jednotkami.

Podľa Aurora Flight Sciences má táto konfigurácia letúna potenciál dosiahnutia 71 % zníženia spotreby pohonných látok a 87 % zníženie emisií [22]. Prínosy tejto konfigurácie sú nasledovné:





Obr. 9: Predný pohľad na letún D8 [35].



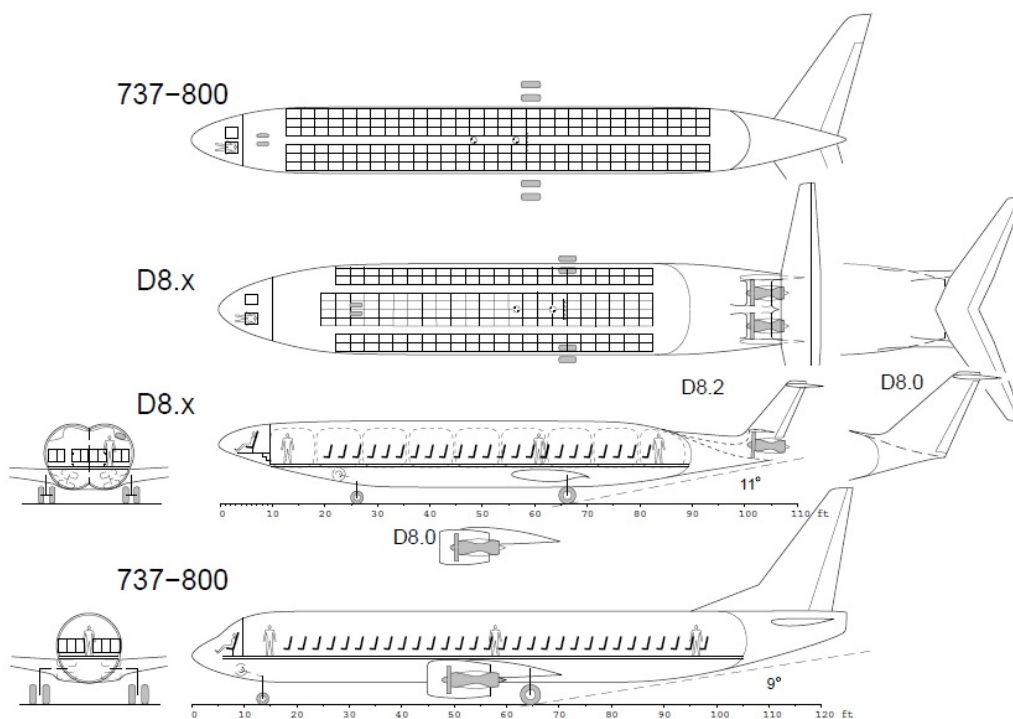
Obr. 10: Zadný pohľad na letún D8 [35].

- zvýšenie účinnosti spaľovania,
- zníženie emisií,
- zníženie hluku,
- vysokú účinnosť pri transonickom lete,
- kompatibilitu voči letisku,
- celkovo nízky dopad na životné prostredie [22].

Významnou zmenou v tomto letúne je tvar trupu. Nepredstavuje klasický valcový tvar, ale skôr elipsovitý. Horná časť trupu je plochá a trup je nesymetrický okolo pozdĺžnej osy. To vedie

ku generovaniu vztlaku, ktorý bude prispievať ku vztlaku od nosných plôch. Tieto krídla sú menšie v porovnaní s krídlami konvenčného letúna. Výhody tohto trupu môžu byť zhrnuté takto:

- prídavné generovanie vztlaku pomocou nosnej plochy tvorenej trupom letúna,
- menšie krídla a vodorovné chvostové plochy,
- zníženie hmotnosti pristávacieho zariadenia (letún je nižšie položený, nakoľko motory sú na hornej strane trupu),
- väčší priestor pre cestujúcich,
- zníženie ohybového momentu od podvozku, nakoľko podvozkové nohy sú bližšie ku stene trupu,
- zníženie ohybového momentu od aerodynamický síl na vodorovnej chvostovej ploche, nakoľko je uchytené v dvoch bodoch ku zvislej chvostovej ploche.



Obr. 11: Porovnanie letúna D8 s letúnom Boeing 737, ku ktorému je D8 ekvivalentom [8].

### 1.3.3 Helios Solar Wing

Prototyp Heliosu bol vyvinutý Environmental Research Aircraft and Sensor Technology v rámci NASA ako diaľkovo ovládané lietajúce krídlo. Dvoma hlavnými účelmi tohto prototypu sú dlhodobé vytrvanie vo výške 100 000 ft po dobu cez 24 hodín [24].

Prototyp Helios je ultraľahké lietajúce krídlo, ktoré je poháňané elektrickou energiou [24]. Väčšinou sa skladá z kompozitných materiálov a hlavný nosník kruhového prierezu je z uhlíkových vlákien [24]. Rebrá, ktoré vystužujú poťah, sú tiež vyrobené z uhlíkových vlákien a samotný poťah je z plastovej fólie. Riadenie Heliosa je vykonávané iba výškovým kormidlom, ktoré zabezpečuje riadenie okolo priečnej osy. Zatačanie okolo zvislej osy je vykonávané prostredníctvom rozdielneho ťahu motorov na ľavej a pravej polovici krídla. Helios je poháňaný 14 elektromotormi, ktoré sú napájané jednosmerným napätím dávajúc výkon 1,5kW [24]. Vyvíjanie ťahu je zabezpečené dvojlistými vrtuľami, ktoré sú vyrobené z kompozitu [24]. Pohonné jednotky sú umiestené pozdĺž celého rozpätia krídla.



Obr. 12: Experimentálne lietadlo Helios získava el. energiu pomocou fotovoltických článkov na krídle [36].

### 1.3.4 Prínosy a nevýhody systému ťahovej distribúcie

Hlavné prínosy tohto inovačného spôsobu generovania ťahu, by mohli byť predovšetkým nájdené v oblastiach ako výkon lietadla, zníženia hluku v blízkom okolí a aplikovanie funkcie STOL [18]. Nasledujúce potenciálne prínosy boli predmetom štúdií:

- Zníženie spotreby pohonných hmôt pomocou nasávania hrubej medznej vrstvy a s následným jej urýchlením do oblasti úplavu za lietadlom.
- Umiestnenie propulzorov na odtokovej hrane krídla by zvýšilo vztlak - supercirkuláciou a posunutím bodu odtrhnutia medznej vrstvy. Toto by umožnilo krátky vzlet.
- Integrovanie pohonného systému do draku pre zníženie hluku v obytných oblastiach.
- Zníženie hmotnosti v rámci inštalácie pohonných jednotiek.

- Eliminácia riadiacich plôch, nakoľko by mohli byť nahradené vektorovaním ťahu, ktoré by riadilo klonenie, zatáčanie a klopenie.
- Jednoduchá výmena pohonných jednotiek, nakoľko by boli malé a ľahké.

Medzi hlavné nevýhody je možné zaradiť tieto:

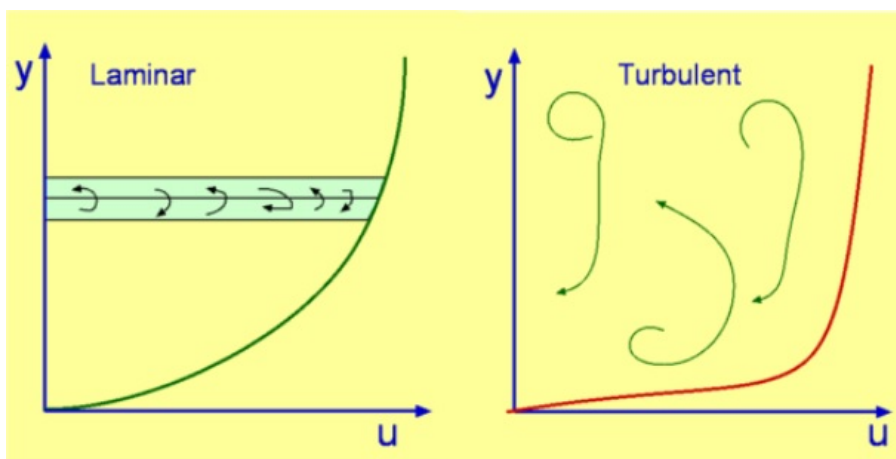
- zložitosť systému kvôli vyššiemu počtu pohonných jednotiek,
- vysoká cena.

## 1.4 Boundary Layer Ingestion (BLI) - nasávanie medznej vrstvy

Je možné preložiť ako nasávanie medznej vrstvy. Medzná vrstva (MV) je tenká šmyková vrstva v tesnej blízkosti obtekanej steny [7]. Je to vrstva prúdiacej tekutiny s menšou kinetickou energiou, než má prúd dostatočne ďaleko od steny obtekaného objektu. Sú rozoznávané dva hlavné druhy MV:

- laminárna MV,
- turbulentná MV.

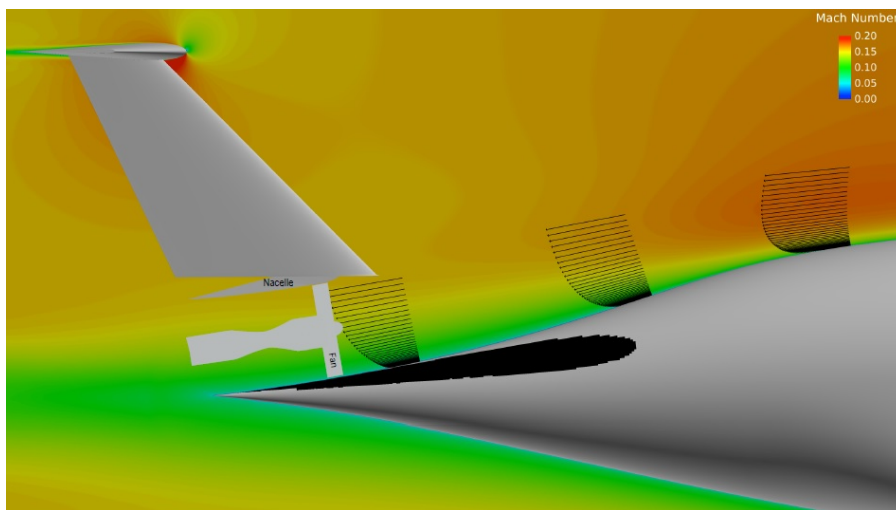
Laminárna MV sa vyznačuje tým, že prúdenie je charakterizované vrstvami prúdnic (reťazec molekúl (častíc)), ktoré na sebe kľžu a nezasahujú do svojich dráh. Je to vrstva nerozrušeného prúdu. Malá poruchovosť sa vyskytuje v rámci trajektórie častice, no nezasahuje do susednej dráhy častice. Turbulentná MV je pravým opakom, nakoľko dochádza ku mieseniu jednotlivých vrstiev prúdnic - vysoká poruchovosť prúdového poľa. Týmto má turbulentná MV vyššiu hybnosť v blízkej oblasti steny obtekaného objektu nakoľko horné vrstvy z vyššou hybnosťou predávajú svoju kinetickú energiu dolným pomalším vrstvám. Rozhranie medzi týmito dvoma vrstvami tvorí prechodová medzná vrstva.



Obr. 13: Typické rýchlostné profily pre laminárnu a turbulentnú medznú vrstvu [2].

Medzná vrstva sa vytvára okolo celého letúna, pričom na rôznych miestach má špecifickú hrúbku, rýchlostné pole a intenzitu. MV naberá na svojej hrúbke v závislosti na dĺžke trupu/krídla, takže pred dosiahnutím konca ma značnú hrúbku, kde už môže dochádzať aj ku odtrhnutiu prúdenia → vysoké straty (objaví sa spätné prúdenie). Vývoj MV na častiach letúna priamo ovplyvňuje celkový odpor letúna. Z teórie medzných vrstiev plynie, že ich vývoj na obtekanom povrchu závisí na tvare rozloženia povrchovej rýchlosti  $U(x)$ , na Reynoldsovom čísle  $Re$ , na intenzite turbulencie, na drsnosti, krivosti, rotácii povrchu, trojrozmernosti a stlačiteľnosti prúdu [7].

Jednou z hlavných črt DPS je nasávanie MV z trupu/krídla letúna, v tom prípade, ak sú sacie hrdlá pohonných jednotiek čiastočne alebo úplne ponorené pod úroveň trupu/krídla. Hlavnou podstatou aplikácie systému BLI je nasávanie spomalenej MV s následným urýchlením skrz propulzor a vypustením za krídlo/trup [1]. Týmto by sa znížil tlakový/tvarový odpor (úplav) za letiacim letúnom. Jedná sa o turbulentné prúdenie, v ktorom dochádza ku mieseniu jednotlivých vrstiev molekúl vzduchu. Toto miesenie predstavuje vyrovnávanie tlakov pred a za trupom. Nakoľko molekuly vzduchu musia obtečť celý trup, pričom sú odobraté o časť energie, ktorá musí byť investovaná do prekonania odporu (trečí a tlakový), tak za trupom už nemajú dostatočnú hybnosť na to, aby sa vyrovnali s okolím. A preto je nevyhnutné, aby prostredníctvom generátora ťahu (propulzor), boli tieto pomalšie pohybujúce sa molekuly urýchlené, a to im umožní plynulý a takmer bezstratový pohyb do oblasti úplavu.



Obr. 14: Ukážka zo simulácie nasávania medznej vrstvy ventilátorom dvojprúdového motora [28].

Tak ako každý technický systém má svoje výhody a nevýhody, tak aj BLI systém obsahuje plusy a mínusy. Medzi hlavné prínosy by mohli byť zahrnuté tieto faktory:

- zníženie tlakového odporu za letúnom,
- zníženie spotreby paliva,
- zvýšenie doletu letúna.



Popredné nevýhody BLI systému by mohli byť zhrnuté nasledovne:

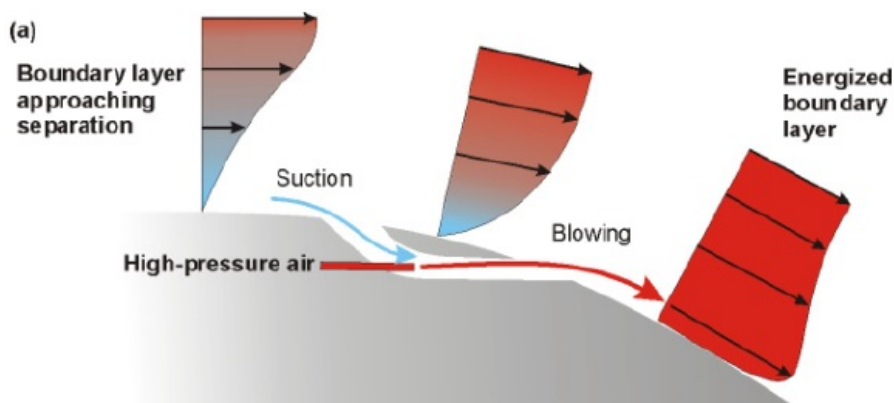
- nasávanie rozrušeného prúdu vzduchu,
- mohutnejšie lopatky ventilátora → zvýšenie hmotnosti a zaťaženia na náboj ventilátora.

V rámci štúdií sú vyvíjané úsilia o ovplyvnenie charakteru medznej vrstvy na vstupe do ventilátora v rámci jej nasávania. Jedná sa o zmenu parametrov prúdového poľa v medznej vrstve. Predovšetkým o zmenu rýchlostného profilu MV. Prúdové pole v MV môže byť ovplyvnené dvoma spôsobmi:

- pasívne,
- aktívne.

*Pasívna metóda* pracuje iba s objemom vzduchu obsiahnutom v MV, nezahŕňa dodávanie/odoberanie energie do/z prúdiaceho vzduchu. Predstavuje hlavne vírové generátory, ktoré svojím vhodným tvarom sú schopné ovplyvniť charakter MV. Jedná sa hlavne o dodanie kinetickej energie v podobe odtrhnutia a následného zvíernenia MV, čím sa oddiali bod odtrhnutia a zvýši sa hybnosť. Turbulentná MV, ako bolo vyššie spomenutá, má vyššiu hybnosť a je schopná lepšie prúdiť do protitlaku. Taktiež táto metóda môže obsahovať perforovaný povrch v podobe kanálikov, do ktorých vtečie MV, kde je urýchlená (napr. zužujúcim sa kanálikom) a následne prúdi naspäť na povrch obtekaného telesa.

*Aktívna metóda* pracuje s dodávaním/odoberaním kinetickej energie do/z prúdiaceho vzduchu. Odoberanie kinetickej energie znamená odsávanie MV. Je to vcelku neefektívne, nakoľko je z prúdovej cesty odobratý vzduch, ktorý je pracovným médium propulzora, takže by to v konečnom dôsledku viedlo ku zníženiu ťahu. Na druhej strane pridávanie kinetickej energie do MV je vykonané vyfukovaním vzduchu do MV, čo by viedlo ku zvýšeniu ťahu. Akokoľvek obidva spôsoby sú energeticky náročné, pričom odoberanie vzduchu z kompresora znižuje jeho celkové stlačenie a tým aj výkon motora. Jeden z možných konkrétnych prevedení dodávania vzduchu do MV je zobrazený na nasledujúcom obrázku.



Obr. 15: Pod vysokým tlakom je vedený vzduch z kompresora cez trysku do MV [13].

## 1.5 Vrtuľový ventilátor - PropFan

Prop-Fan je anglický výraz skombinovaný z dvoch slov, a to Propeller, čo znamená vrtuľa a Fan, čo môže byť preložené ako ventilátor alebo dúchadlo. Tento výraz môže byť chápaný ako vrtuľový ventilátor. Jedná sa o technológiu leteckého inžinierstva, ktorá sa datuje do rokov 1970 až 1980 [12]. V týchto rokoch bola táto technológia intenzívne skúmaná a testovaná, pretože bol na trhu dopyt po značne účinných motoroch, ktoré by mali čo najnižšiu spotrebu paliva.

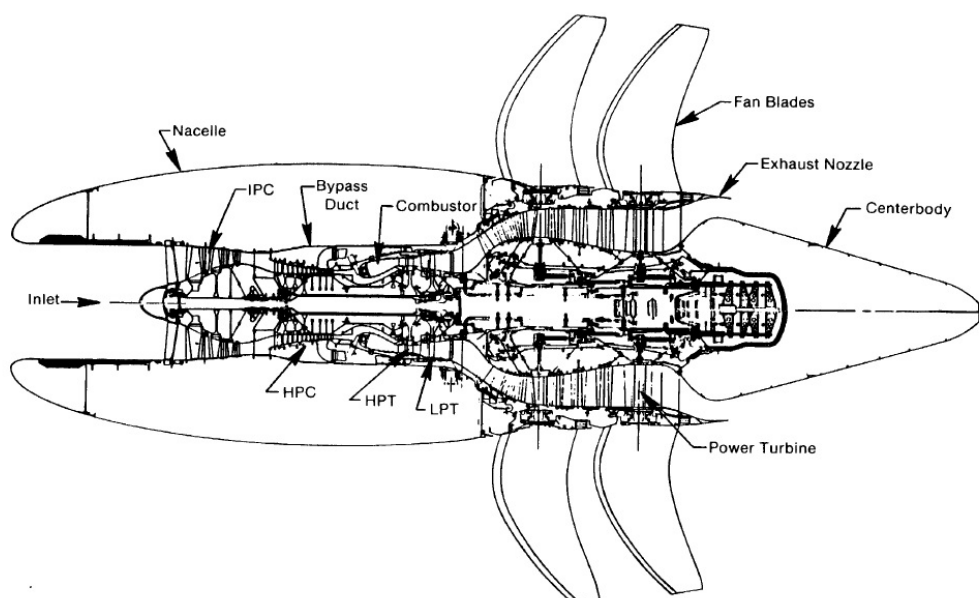
V súčasnosti sa technológia PropFan dostala opäť do pozornosti štúdií. Je to v dôsledku ich potenciálu pre nízky dopad na životné prostredie. Na druhej strane musí výskum tejto technológie čeliť výzve ohľadom hluku spôsobovaného lopatkami PropFanu. Dlhodobý výskum vykonaný viacerými technickými tímami potvrdil, že pre lietadlá lietajúce na dlhých tratiach dosahujúc Mach 0,9, je najnižšia spotreba pohonných hmôt dosiahnutá kontra-rotujúcim motorom s obtokovým pomerom viac než 25 [12].

Viditeľným rozdielom medzi leteckým turbínovým motorom (LTM) s technológiou PropFan a klasickým dvojrúrovňovým LTM je to, že PropFan je odkrytý. Podstatnejším rozdielom je priame prepojenie turbínových lopatiek plynovej turbíny s lopatkami propfanu, čo predstavuje relatívne priame transformovanie kinetickej energie expandovaných plynov na mechanickú prácu. Posledným rozdielom je meniteľnosť uhla nábehu lopatiek propfanu. Tento systém variability nie je akútne potrebný, ale nesie so sebou určité výhody. Primárnou výhodou je aplikácia spätného ťahu.

Všeobecne je viacero spôsobov konfigurácie turbodúchadiel alebo propfanov s vysokým obtokovým pomerom. Niektoré technické tímy uprednostnili inštaláciu vysoko-obtokového ventilátora v prednej časti motora s mechanizmom pre nastavenie uhla nábehu lopatiek, s redukčným ústrojenstvom a s kontra-rotáciou. Faktom je, že všetky tieto komponenty navyšujú hmotnosť motora. No nemusia byť vždy nevyhnutné. Dobrým príkladom je projekt GE-36 UDF (UnDucted Fan), ktorý bol vyššie spomenutý, a ktorý bol jediným propfanom s priamym prenosom krútiaceho momentu plynovej turbíny na lopatky propfanu. Bol relatívne tichý, a to napriek tomu, že lopatky boli odkryté, t.j. bez krytu obtokového kanála a taktiež dosahoval požadovaný výkon. Na obr. 16 je náčrt prierezu propfanom.

### 1.5.1 PropFan GE-36 UDF

Prvý letecký turbínový motor považovaný ako PropFan bol GE-36 UDF, čo je možné rozumieť ako nekrytý ventilátor, t.j. je vynechaný prietokový kanál. Jednalo sa o pohonnú jednotku vyvíjanou firmou General Electric v spolupráci s NASA, pričom sa vyznačovala výnimočnou účinnosťou spaľovania a vysokým pomerom výkon-hmotnosť pre subsonické letúny [26]. Propulzor pozostával z dvoch vrtúľ, pričom druhá odstraňovala vírenie prúdu z prvej vrtule, aby bol prúd vzduchu usmernený čo najviac do osového smere pre účinné vyvedenie ťahu [26]. Plynový generátor (jadro) pohonnej jednotky bolo modifikované na základe jadra pohonnej jednotky F404 [26]. Hodnota obtokového pomeru sa blížila ku číslu 35 bez použitia redukčného ústrojenstva [12]. Tento motor preukázal zníženie spotreby pohonných hmôt o 30 percent. Na nasledujúcich obrázkoch je zobrazený rez motorom GE-36 a upevnenie GE-36 na testovacom lietadle.



Obr. 16: Rez motorom GE-36 znázorňuje rozloženie jednotlivých častí systému [26].



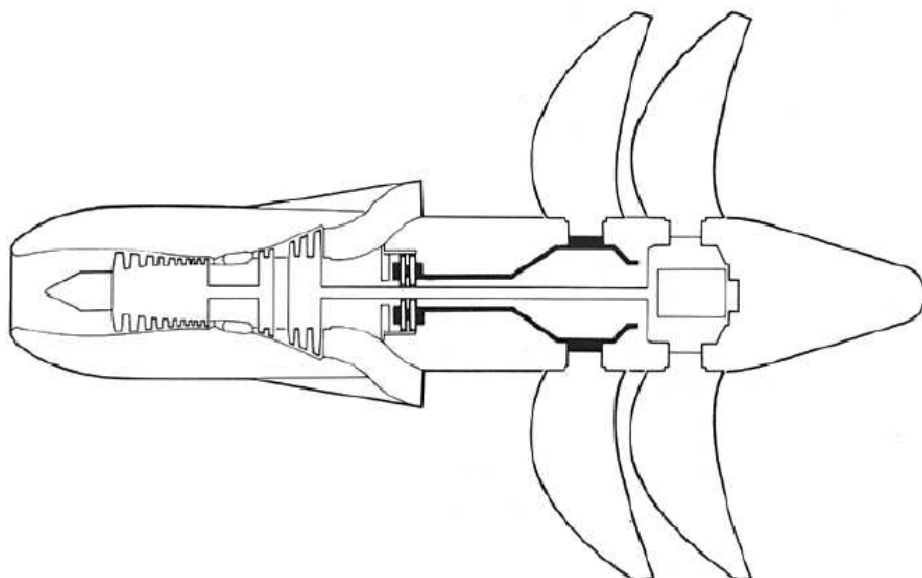
Obr. 17: Pohonná jednotka GE-36 na testovacom lietadle [15].

### 1.5.2 Pratt and Whitney/Allison 578-DX

V spolupráci firiem Pratt and Whitney, Allison a Hamilton Standard vznikol v 80. rokoch vrtuľový ventilátor, ktorý mal byť ako GE-36, revolučnou zmenou v oblasti leteckých pohonov. Ako plynový generátor (jadro) pre tento motor bol použitý z motora Allison 571 [31]. Plynový generátor obsahoval nízkotlakový a vysokotlakový kompresor ako aj nízkotlakovú a vysokotlakovú plynovú turbínu [31]. V zadnej časti sa nachádzal vrtuľový ventilátor, ktorý bol prostredníctvom prevodového ústrojenstva poháňaný plynovou turbínou [31]. V tejto časti bol



ukrytý mechanizmus nastavovania uhla nastavenie jednotlivých lopatiek vrtuľového ventilátora. Lopatky bolo kompozitové s vystuženou nábehovou hranou. Boli dva rady lopatiek, pričom jeden rad obsahoval šesť lopatiek [31]. Motor bol riadený plne autorizovanou riadiacou jednotkou. V r. 1989 bol vykonaný testovací let s týmto motorom na lietadle MD-80 [31].



Obr. 18: Nákres rezu podobnej konfigurácie ako predstavuje motor PW/Allison 578-DX [34].

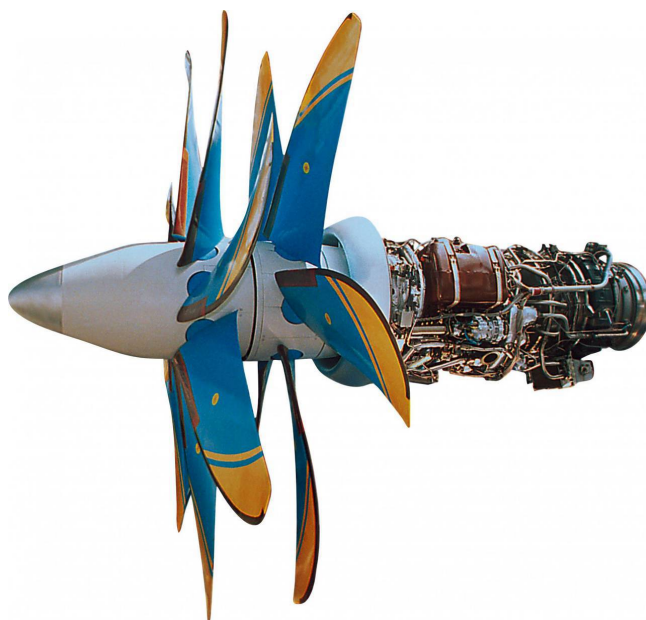


Obr. 19: Pohonná jednotka PW/Allison 578-DX na testovacom lietadle MD-80 [15].

### 1.5.3 Ivchenko-Progress D-27

Pohonná jednotka, ktorá bola vyvinutá ukrajinskou firmou Ivchenko-Progress pre letún An-70. Bol určený pre letúny civilného aj armádneho účelu [14]. Počas vzletu dosahoval ekviva-

lentný výkon cez 13 240 konských síl [14]. Propulzorom tejto pohonnej jednotky boli dva rady kontra-rotujúcich vrtuľových listov, ktoré boli nastaviteľné pre zmenu uhla nastavenia.



Obr. 20: Pohonná jednotka Ivchenko-Progress D-27 [33].

## 2 Konceptný návrh referenčného letúna

### 2.1 Odôvodnenie návrhu

Diplomová práca rieši návrh integrovania vrtuľového ventilátora (propfan) do zadnej časti trupu letúna. Vzhľadom na to, že je úmyslom leteckých konštruktérov navrhovať letúny, ktoré by boli šetrné ku životnému prostrediu, v tom hlavne spočíva nízka spotreba paliva, tak aj tento navrhovaný koncept sleduje tento rozvíjajúci sa trend. Účelom tejto konfigurácie by malo byť zníženie spotreby paliva na čo najnižšiu možnú hodnotu. Navrhovaný koncept podporuje systém distribuovaného ťahu s nasávaním medznej vrstvy obohatený určitou modifikáciou. Modifikácia by mohla priamo ovplyvniť prúdové pole za letiacim letúnom a navyše aj medznú vrstvu na vstupe do pohonného systému. To by mohlo byť dosiahnuté nie len umiestnením pohonného systému do vyššie spomenutej polohy, ale aj tým, že väčšia časť hrubej medznej vrstvy by bola nasatá kompresorom. Týmto by sa mohlo dosiahnuť stavu, v ktorom by propulzor nenasával hrubú medznú vrstvu → rovnomernejšie prúdové pole na vstupe do propulzora → zvýšenie vonkajšej účinnosti → zníženie spotreby paliva.

### 2.2 Štatistika - referenčné letúny

V rámci návrhu boli použité tri letúny, z ktorých boli čerpané referenčné dáta. Vychádza sa z predpokladu, že navrhovaný letún by spadal do kategórie General Aviation (GA), kde sa radia aj referenčné letúny. Referenčné parametre určených letúnov sú nasledovné:

## Bombardier Challenger 350

- plocha krídla  $S = 48,5 \text{ m}^2$ ,
- rozpätie krídla  $l_{kr} = 21,0 \text{ m}$ ,
- dĺžka letúna  $l = 20,9 \text{ m}$ ,
- šírka trupu  $w = 2,19 \text{ m}$ ,
- rýchlosť v cestovnom režime  $v = 228,614 \text{ m/s}$ ,
- výška letu v cestovnom režime  $h = 13106 \text{ m}$ ,
- hustota vzduchu vo výške  $h \rho = 0,275651 \text{ kg.m}^{-3}$ ,
- približná hmotnosť v cestovnom režime  $m = 11249 \text{ kg}$ .



Obr. 21: Bombardier Challenger 350 [4].

## Pilatus PC-24

- plocha krídla  $S = 30,9 \text{ m}^2$ ,
- rozpätie krídla  $l_{kr} = 17,0 \text{ m}$ ,
- dĺžka letúna  $l = 16,8 \text{ m}$ ,
- šírka trupu  $w = 1,69 \text{ m}$ ,
- rýchlosť v cestovnom režime  $v = 226,388 \text{ m/s}$ ,
- výška letu v cestovnom režime  $h = 8540 \text{ m}$ ,
- hustota vzduchu vo výške  $h \rho = 0,492756 \text{ kg.m}^{-3}$ ,
- približná hmotnosť v cestovnom režime  $m = 5156 \text{ kg}$ ,



Obr. 22: Pilatus PC-24 [30].

### Bombardier Learjet 45

- plocha krídla  $S = 28,9 \text{ m}^2$ ,
- rozpätie krídla  $l_{kr} = 14,56 \text{ m}$ ,
- dĺžka letúna  $l = 17,56 \text{ m}$ ,
- šírka trupu  $w = 1,56 \text{ m}$ ,
- rýchlosť v cestovnom režime  $v = 235,0 \text{ m/s}$ ,
- výška letu v cestovnom režime  $h = 15545 \text{ m}$ ,
- hustota vzduchu vo výške  $h$   $\rho = 0,194990 \text{ kg.m}^{-3}$ ,
- približná hmotnosť v cestovnom režime  $m = 6227 \text{ kg}$ ,

## 2.3 Návrh krídla letúna

Za účelom uľahčenia výpočtu je návrh krídla zjednodušený. Sú určené parametre krídla, ktoré sú potrebné pre stanovenie veličín vo výsledku určujúcich odpor krídla. Parametre vychádzajú z referenčných dát zo štatistiky. Sú to veličiny ako plocha krídla, rozpätie a štíhlosť, ktorá je vypočítaná z dvoch predchádzajúcich veličín.

Štíhlosť krídla je daná pomerom kvadrátu rozpätia krídla ku ploche krídla [37]. Môže byť vyjadrená nasledujúcim vzťahom:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}[-], \quad (1)$$



Obr. 23: Bombardier Learjet 45 [5].

Kde  $l$  je rozpätie krídla a  $S$  je plocha krídla.

Boli stanovené jednotlivé štihlosti krídiel letúnov zo štatistiky. Následne bola vypočítaná priemerná hodnota štihlosti.

$$\lambda_1 = \frac{l_1^2}{S_1},$$

$$\lambda_1 = \frac{21^2}{48,5},$$

$$\lambda_1 = 9,092 [-].$$

$$\lambda_2 = \frac{l_2^2}{S_2},$$

$$\lambda_2 = \frac{17^2}{30,9},$$

$$\lambda_2 = 9,352 [-].$$

$$\lambda_3 = \frac{l_3^2}{S_3},$$

$$\lambda_3 = \frac{14,56^2}{28,9},$$

$$\lambda_3 = 7,335 [-].$$

Celková štíhlost' krídla:

$$\lambda_c = \frac{\sum_{i=1}^n \lambda_i}{n},$$
$$\lambda_c = \frac{\sum_{i=1}^3 \lambda_i}{3},$$
$$\lambda_c = \frac{9,092 + 9,352 + 7,335}{3},$$
$$\lambda_c = 8,593 [-].$$

Štíhlost' krídla priamo ovplyvňuje stúpanie vztlakovej čiary  $c_{y,kr}^\alpha$ . Je to jeden z parametrov určujúcich priebeh lineárnej časti vztlakovej čiary [32]. Jeden z možných spôsobov vyjadrenia stúpania vztlakovej čiary je:

$$c_{y,kr}^\alpha = \frac{2 \cdot \pi}{\lambda + 2} \cdot \lambda, \quad (2)$$

kde  $\lambda$  je štíhlost' krídla.

Stúpanie vztlakovej čiary je určené za účelom stanovenia súčiniteľa vztlaku krídla  $c_{y,kr}$ , ktoré priamo ovplyvňuje celkový súčiniteľ odporu:

$$c_{y,kr} = \alpha \cdot c_{y,kr}^\alpha, \quad (3)$$

$$c_x = c_{x0} + \frac{c_{y,kr}^2}{\pi \cdot \lambda}, \quad (4)$$

kde  $\alpha$  je aerodynamický uhol nábehu krídla a  $c_{x0}$  je profilový odpor krídla. Výraz  $\frac{c_{y,kr}^2}{\pi \cdot \lambda}$  obsiahnutý v celkovom súčiniteli odporu predstavuje súčiniteľ indukovaného odporu krídla, ktorý lineárne klesá so zvyšujúcou sa štíhlosťou krídla.

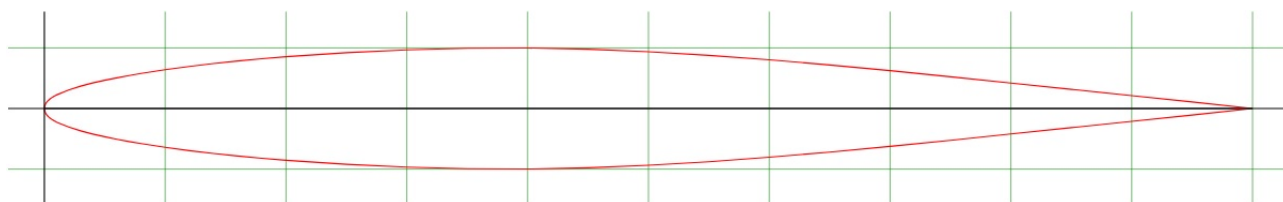
### 2.3.1 Stanovenie odporu profilu

V rámci návrhu krídla je použitý symetrický profil NACA 64A-010. V programe XFOIL bola vypočítaná polára profilu a taktiež vztlaková čiara. Vstupné parametre pre daný výpočet predstavovali Machovo číslo a Reynoldsovo číslo:

- $M = 0,69 [-]$ ,
- $Re = 4\,000\,000 [-]$ .

Polára predstavuje závislosť súčiniteľa vztlaku na súčiniteli odporu. Z poláry profilu bola odčítaná hodnota profilového odporu, ktorý tiež tvorí celkový odpor krídla. Hodnota sa nachádza v oblasti, ktorá je blízka cestovnému režimu letu, v ktorom sa počíta spotreba paliva.





Obr. 24: Krídlový profil NACA 64A-010 [21].

alpha	CL	CD	CD*10 <sup>4</sup>	CDp	CM	top_xtr	bot_xtr
0,2	0,0316	0,00406	40,6	0,00059	0,0002	0,5673	0,5936
0,3	0,0477	0,00408	40,8	0,0006	0,0002	0,5575	0,5963
0,4	0,0641	0,0041	41	0,0006	0,0002	0,5498	0,5979
0,5	0,0809	0,0041	41	0,00061	0,0001	0,5478	0,5989
0,6	0,0974	0,00412	41,2	0,00061	0,0001	0,5429	0,5996
0,7	0,1134	0,00416	41,6	0,00062	0,0002	0,5323	0,601
0,8	0,1287	0,00423	42,3	0,00064	0,0004	0,5175	0,6061
0,9	0,1444	0,00426	42,6	0,00066	0,0005	0,4994	0,6121
1	0,1603	0,00428	42,8	0,00067	0,0006	0,491	0,6183
1,1	0,1743	0,00441	44,1	0,00071	0,001	0,4619	0,6236
1,2	0,1901	0,00444	44,4	0,00074	0,0011	0,4475	0,6283
1,3	0,2053	0,0045	45	0,00077	0,0014	0,4306	0,6326
1,4	0,217	0,00476	47,6	0,00087	0,0021	0,3744	0,6364
1,5	0,2292	0,005	50	0,00098	0,0028	0,3235	0,6397
1,6	0,2416	0,00524	52,4	0,00109	0,0035	0,2749	0,6425
1,7	0,254	0,00547	54,7	0,0012	0,0041	0,2278	0,6447
1,8	0,2652	0,00577	57,7	0,00134	0,005	0,178	0,6465

Obr. 25: Tabuľka ako výstup z programu XFOIL.

Vo vyššie zobrazenej tabuľke je zvýraznená hodnota  $C_D = 0,005 [-]$ , ktorá predstavuje profilový odpor daného krídlového profilu pre daný uhol nábehu  $\alpha = 1,5^\circ$ . Na ďalšom obrázku je vykreslená polára profilu NACA 64A-010 ako výstup z programu XFOIL.

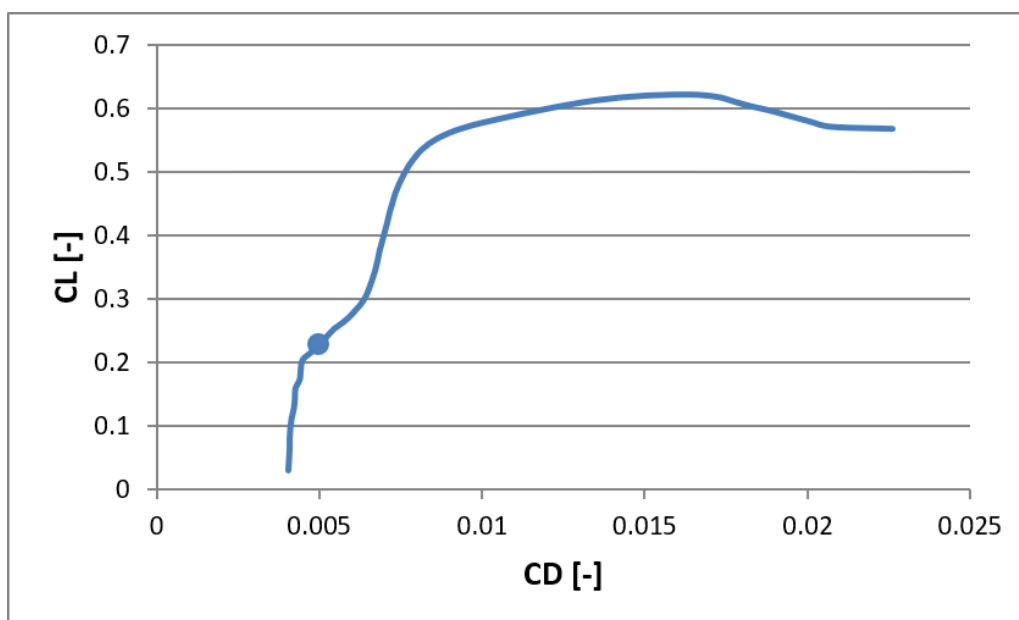
### 2.3.2 Stanovenie odporu krídla

Odpor krídla sa v skutočnosti vcelku líši od odporu samotného krídlového profilu. Je to dané hlavne indukovaným odporom, ktorý vzniká na krídle konečného rozpätia a ovplyvňuje celé prúdové pole na krídle. A preto je potrebné stanoviť približnú hodnotu súčiniteľa odporu celého krídla navrhovaného letúna.

Stúpanie vztlakovej čiary, uvedený vzorec (2), je stanovené nasledovne:

$$c_{y,kr}^\alpha = \frac{2 \cdot \pi}{\lambda + 2} \cdot \lambda,$$

$$C_{y,kr}^\alpha = \frac{2 \cdot \pi}{8,593 + 2} \cdot 8,593,$$



Obr. 26: Zvýraznený bod sa nachádza v blízkej oblasti cestovného režimu letu.

$$c_{y,kr}^{\alpha} = 5,0968 \text{ rad}^{-1} \rightarrow 5,0968 \cdot \frac{\pi}{180} = 0,0889 [1/^{\circ}].$$

Táto hodnota stúpania vztlakovej čiary je násobená korekčným koeficientom tzv. Prandtl-Glauertovým pravidlom, ktoré zohľadňuje vplyv stlačiteľnosti prúdenia pri  $M = 0,69 [-]$ . Veličina  $c_{y,kr}^{\alpha}$  bola opravená nasledovne:

$$c_{y,kr,korekcia}^{\alpha} = \frac{c_{y,kr}^{\alpha}}{\sqrt{1 - M^2}},$$

$$c_{y,kr,korekcia}^{\alpha} = \frac{0,0889}{\sqrt{1 - 0,69^2}},$$

$$c_{y,kr,korekcia}^{\alpha} = 0,122901 [1/^{\circ}].$$

Následne z tejto opravenej hodnoty stúpania vztlakovej čiary je vypočítaná hodnota súčiniteľa vztlaku  $c_y$ :

$$c_y = c_{y,kr,korekcia}^{\alpha} \cdot \alpha.$$

Vo finále je určený súčiniteľ odporu krídla ako súčet profilového odporu a indukovaného odporu  $c_x$ :

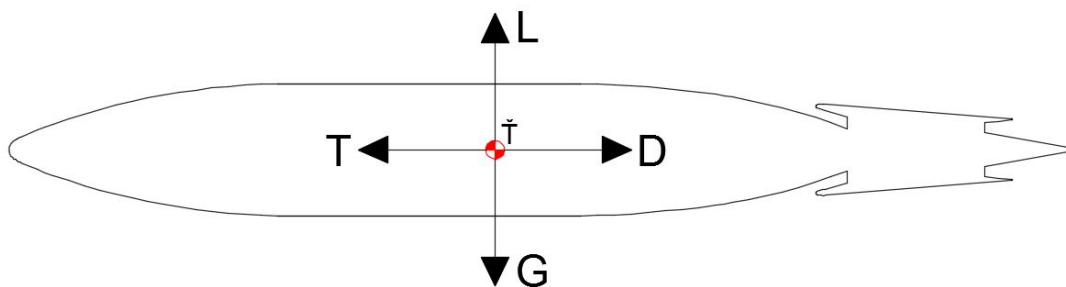
$$c_x = c_{x0} + \frac{c_y}{\pi \cdot \lambda}.$$

Súčiniteľ odporu krídla v cestovnom režime bol stanovený následne po určení súčiniteľa vztlaku krídla v danom režime. Cestovný režim sa vyznačuje hlavne tým, že všetky dominantné pôsobiace sily na letún sú v rovnováhe.



alpha [°]	c <sub>y</sub> kr <sup>alpha</sup> [1/°]	korekcia - Prandtl-Glauert Rule	c <sub>y</sub> [-]	c <sub>x</sub> [-]
0	0,088957604	0,122901979	0	0,005
0,1	0,088957604	0,122901979	0,01229	0,00501
0,2	0,088957604	0,122901979	0,02458	0,00502
0,3	0,088957604	0,122901979	0,03687	0,00505
0,4	0,088957604	0,122901979	0,04916	0,00509
0,5	0,088957604	0,122901979	0,06145	0,00514
0,6	0,088957604	0,122901979	0,07374	0,0052
0,7	0,088957604	0,122901979	0,08603	0,00527
0,8	0,088957604	0,122901979	0,09832	0,00536
0,9	0,088957604	0,122901979	0,11061	0,00545
1	0,088957604	0,122901979	0,1229	0,00556
1,1	0,088957604	0,122901979	0,13519	0,00568
1,2	0,088957604	0,122901979	0,14748	0,00581
1,3	0,088957604	0,122901979	0,15977	0,00595
1,4	0,088957604	0,122901979	0,17206	0,0061
1,5	0,088957604	0,122901979	0,18435	0,00626
1,6	0,088957604	0,122901979	0,19664	0,00643
1,7	0,088957604	0,122901979	0,20893	0,00662
1,8	0,088957604	0,122901979	0,22122	0,00681
1,9	0,088957604	0,122901979	0,23351	0,00702
2	0,088957604	0,122901979	0,2458	0,00724
2,1	0,088957604	0,122901979	0,25809	0,00747
2,2	0,088957604	0,122901979	0,27038	0,00771
2,3	0,088957604	0,122901979	0,28267	0,00796
2,4	0,088957604	0,122901979	0,29496	0,00822
2,5	0,088957604	0,122901979	0,30725	0,0085
2,6	0,088957604	0,122901979	0,31955	0,00878

Obr. 27: Tabuľka s niekoľkými hodnotami  $c_y$   $c_x$ , pričom dva žltó zvýraznené riadky predstavujú blízku oblasť cestovného režimu letu



Obr. 28: Simulačný trup s vyznačeným ťažiskom a pôsobiacimi silami.

Pôsoiace sily sú tieto:

- vztlak  $L$ ,
- tiaž  $G = m.g$ ,
- ťah  $T$ ,

- odpor  $D$ .

Odpor v tomto režime letu predstavuje potrebný ťah, ktorý musí byť vyvedený príslušnou pohonnou jednotkou/jednotkami:

$$T = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_x. \quad (5)$$

Pre prekonanie gravitačnej sily musí byť vygenerovaná dostatočne veľká vztlaková sila nosnými plochami letúna:

$$L = G = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_y. \quad (6)$$

Z posledného vyššie napísaného vzťahu je nutné vyjadriť  $c_y$ , teda súčiniteľ vztlaku krídla navrhovaného letúna, z ktorého bude určený súčiniteľ odporu krídla.

Hmotnosť navrhovaného letúna bola stanovená ako priemer hmotností letúnov zahrnutých v štatistike:

$$\begin{aligned} m &= \frac{\sum_{i=1}^n m_i}{n}, \\ m &= \frac{\sum_{i=1}^3 m_i}{3}, \\ m &= \frac{11249 + 5156 + 6227}{3}, \\ m &= 7544 \text{ kg}. \end{aligned}$$

Plocha krídla bola taktiež stanovená ako priemerná hodnota jednotlivých plôch krídel letúnov zo štatistiky:

$$\begin{aligned} S &= \frac{\sum_{i=1}^n S_i}{n}, \\ S &= \frac{\sum_{i=1}^3 S_i}{3}, \\ S &= \frac{48,5 + 30,9 + 28,9}{3}, \\ S &= 36,1 \text{ m}^2. \end{aligned}$$

Do výpočtu boli vzaté výšky cestovného režimu letu, ktoré dosahujú letúny zo štatistiky. Hustota vzduchu v danom režime letu bola vypočítaná ako stredná hodnota hustôt, ktoré odpovedajú referenčným výškam letu letúnov:

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^n \rho_i}{n},$$

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^3 \rho_i}{3},$$

$$\rho = \frac{0,2756 + 0,4927 + 0,1949}{3},$$

$$\rho = 0,3211 \text{ kg/m}^3.$$

Jeden zo vstupných parametrov v rámci výpočtu je výška letu, ktorá číta hodnotu:  $h \doteq 12000m$ . Tá vychádza z referenčných hodnôt v štatistike a bola stanovená obdobným spôsobom ako vyššie určené parametre. Táto veličina má nepriamy vplyv na rýchlosť letu. Statická teplota okolitého vzduchu je určená nasledovne:

$$T_{h=12000} = (15 - 0,0065 \cdot h) + 273,15,$$

$$T_{h=12000} = (15 - 0,0065 \cdot 12000) + 273,15,$$

$$T_{h=12000} = 210,15 \text{ K}.$$

Rýchlosť zvuku v danej výške je:

$$a_h = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_h},$$

$$a_h = \sqrt{1,4 \cdot 287,4 \cdot 210,15},$$

$$a_h = 290,785 \text{ m/s}.$$

Kde  $\kappa$  je adiabatický koeficient a  $r$  je plynová konštanta.

Z vyššie napísanej rýchlosti zvuku vo výške  $h$  je možné určiť rýchlosť letu navrhovaného letúna:

$$v_h = M \cdot a_h,$$

$$v_h = 0,69 \cdot 290,785,$$

$$v_h = v_\infty = 200,642 \text{ m/s}.$$

Z rovnice (6) je možné vyjadriť súčiniteľ vztlaku krídla:

$$L = G = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_y,$$

$$\downarrow$$

$$c_y = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S},$$

$$c_y = \frac{2 \cdot 7544 \cdot 9,81}{0,3211 \cdot 200,642^2 \cdot 36,1},$$

$$c_y = 0,317 [-].$$

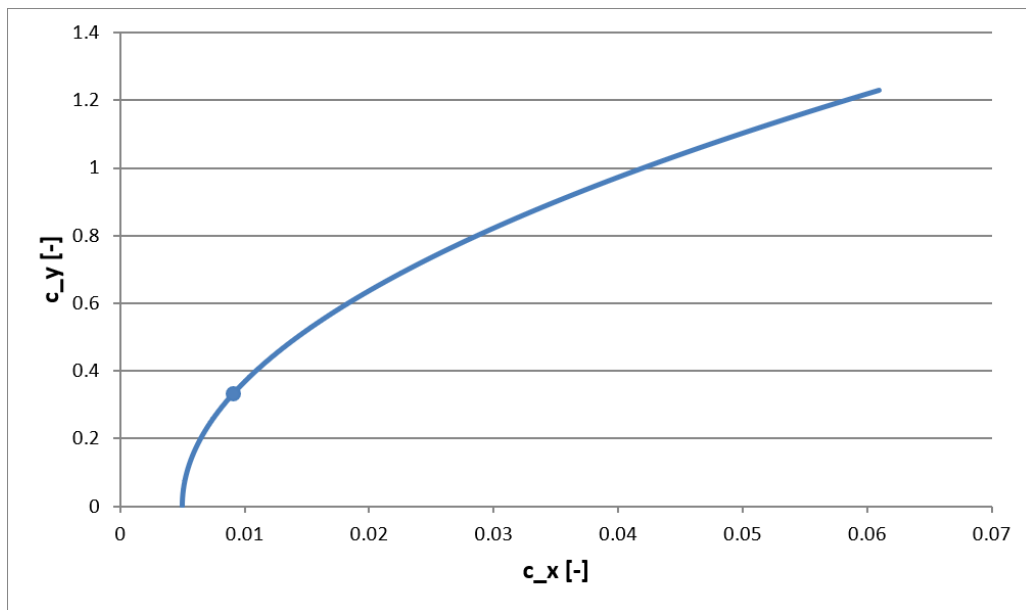
Z tabuľky, ktorej časť je zobrazená na obr. 29, bola pomocou metódy lineárnej interpolácie určená najbližšia hodnota súčiniteľa odporu krídla, ktorá odpovedá určenej hodnote  $c_y = 0,317 [-] \implies c_x = 0,00872 [-]$ . Táto metóda je aplikovateľná v systéme, ktorého chovanie je možné popísať lineárnou funkciou. Popravde priebeh poláry je nelineárny, no dostatočne malý vybraný úsek na krivke je možné považovať za lineárny, a týmto je prijateľné v prvom priblížení aplikovať túto metódu za účelom odhadu hodnoty súčiniteľa odporu.

2	0,088957604	0,122901979	0,2458	0,00724
2,1	0,088957604	0,122901979	0,25809	0,00747
2,2	0,088957604	0,122901979	0,27038	0,00771
2,3	0,088957604	0,122901979	0,28267	0,00796
2,4	0,088957604	0,122901979	0,29496	0,00822
2,5	0,088957604	0,122901979	<b>0,30725</b>	<b>0,0085</b>
2,6	0,088957604	0,122901979	<b>0,31955</b>	<b>0,00878</b>
2,7	0,088957604	0,122901979	0,33184	0,00908
2,8	0,088957604	0,122901979	0,34413	0,00939
2,9	0,088957604	0,122901979	0,35642	0,00971
3	0,088957604	0,122901979	0,36871	0,01004

Obr. 29: Tieto štyri zvýraznené hodnoty boli použité v interpolačnej metóde.

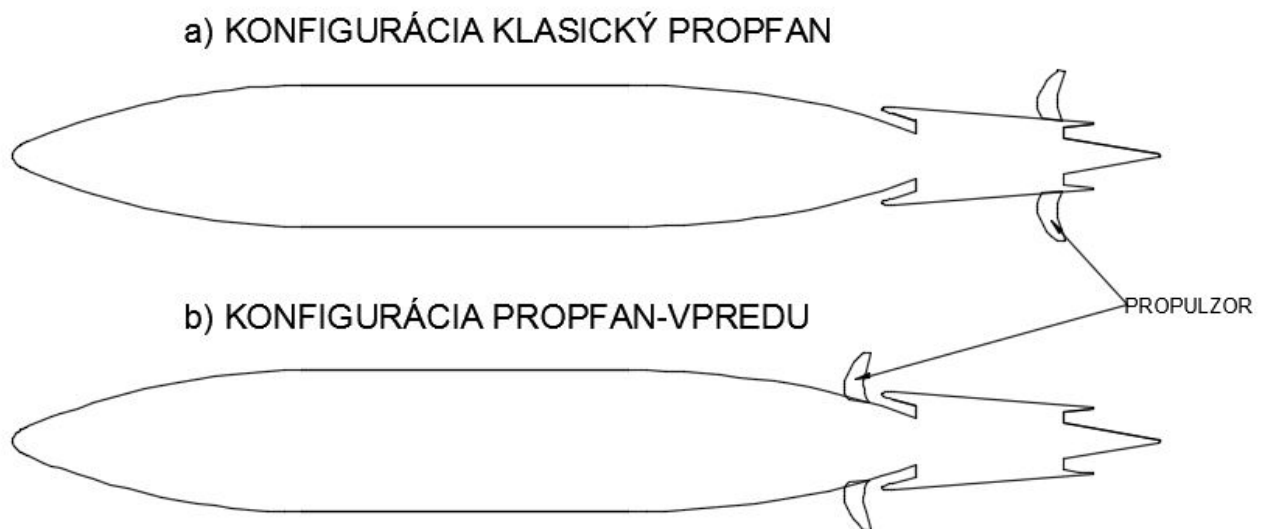
## 2.4 Návrh trupu letúna

Za účelom zjednodušenia výpočtu je navrhnutý jednoduchý valcový simulačný trup. Návrh vychádza z už existujúcich letúnov kategórie general aviation - všeobecné letectvo. Letúny sú uvedené v štatistike, ktorá je súčasťou tejto kapitoly. V rámci overenia zníženia spotreby paliva je potrebné porovnanie dvoch konceptov. Vo všetkých rozmerových, hmotnostných, výkonných a konfiguračných parametroch budú rovnaké. Bude aplikovaná len jedna odlišnosť a to v umiestnení propulzora. V prvom prípade bude propulzor umiestnený pred kompresor motora, čo vlastne bude predstavovať konfiguráciu **propfan-vpredu**. Druhá možnosť prináša usporiadanie tým spôsobom, že propulzor bude za kompresorom, čo bude považované za klasický **propfan**. Je nutné ešte poznamenať, že konfigurácia propfan-vpredu svojím spôsobom reprezentuje turbo-dúchadlový dvojprúdový motor, kde je umiestnenie propulzora pred jadro PJ klasickým riešením. V spojitosti so zachovaním ekvivalencie modelov, nie je priamo aplikovaná



Obr. 30: Polára krídla, na ktorej je vyznačený bod zobrazujúci blízku oblasť cestovného režimu letu.

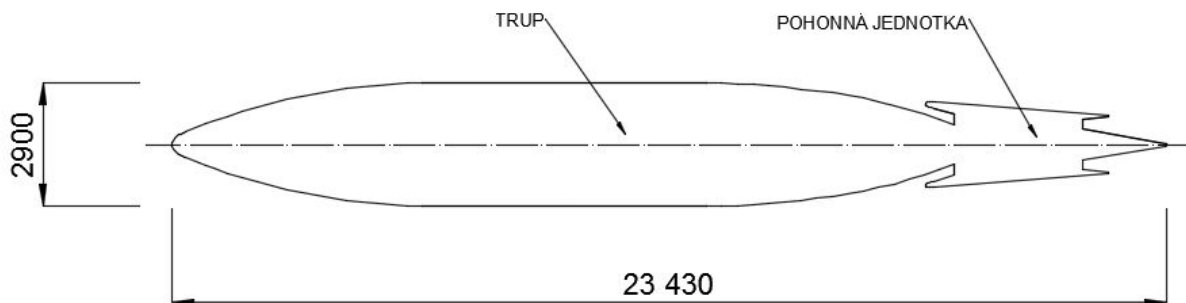
konfigurácia turbofan, nakoľko zahrnutie ventilátorovej skrine a výstupných vodiacich statorových lopatiek, by priamo ovplyvnilo aerodynamický odpor letúna a taktiež spotrebu paliva. Úmyslom je len overenie potenciálu návrhu, ktorý spočíva vo zvýšení účinnosti propulzora, nakoľko by pracoval s rovnomernejším prúdovým poľom na svojom vstupe.



Obr. 31: Simulačné trupy sú identické, rozdiel je len v umiestnení propulzora.

Rozmery simulačného trupu sú zobrazené na nasledujúcom obrázku. Ako je možné vidieť na obr. 32, tak trup je rotačne symetrický okolo pozdĺžnej osy. Týmto je vysoká pravdepodobnosť zaistenia rovnomerného prúdového poľa → rovnaké parametre prúdiaceho vzduchu v akomkoľvek reze pozdĺž osy symetrie za podmienky nulového uhla nábehu simulačného trupu voči

prúdiacemu vzduchu. Rotačne nesymetrickým trupom, teda skutočným, by takéhoto stavu bolo obtiažne dosiahnuť.



Obr. 32: Rozmery simulačného trupu s odkazmi na trup a pohonnú jednotku.

#### 2.4.1 Simulácia prúdenia okolo trupu - stanovenie odporu trupu

Pre zjednodušenie výpočtu je aplikácia symetrického simulačného trupu (ďalej len trupu) opodstatnená. S týmto modelom je možné vykonať 2D simuláciu prúdenia, nakoľko parametre prúdového poľa sú rovnaké v rámci každého rezu kolmého ku ose symetrie trupu. So skutočným nesymetrickým modelom by to nebolo možné, nakoľko sú parametre prúdového poľa v rámci všetkých rezov rôzne. Nebolo by možné vykonať simuláciu na pozdĺžnom reze nesymetrického trupu a zanedbať vplyv ostatných častí trupu. Z toho vychádza nutnosť vykonania 3D simulácie, čo by si vyžadovalo dlhší výpočtový čas a vysoké nároky na výpočtový výkon počítača.

Simulácia prúdenia okolo trupu bola vykonaná so sledovaním týchto cieľov:

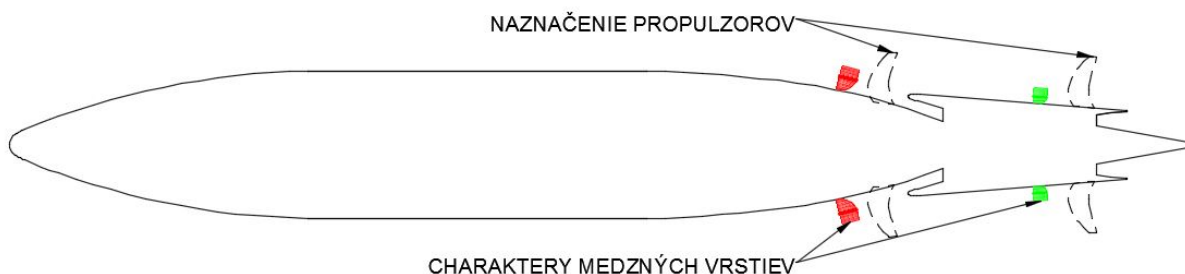
- určenie súčiniteľa odporu trupu,
- sledovanie vývojov medzných vrstiev v kritických častiach → sledovanie nerovnomernosti prúdového poľa,
- prípadné optimalizovanie geometrií.

**Súčiniteľ odporu trupu** - primárny cieľ v rámci simulácie prúdenia tekutiny okolo trupu. Súčiniteľ odporu je funkciou uhla nábehu trupu, uhla vybočenia trupu, rýchlosťou prúdiacej tekutiny, tvarom trupu, hustotou prúdiacej tekutiny a odporovou silou pôsobiaceou na trup. Je to jedna zo zložiek celkového súčiniteľa odporu celého letúna.

$$c_{x,trup} = f(\alpha, \beta, v_{\infty}, x, \rho, D)$$

**Sledovanie vývojov medzných vrstiev v kritických častiach** - medzná vrstva (MV) bola definovaná v podkapitole 1.4. Parametre určujúce charakter MV priamo ovplyvňujú aerodynamický odpor trupu a ostatných častí letúna. Kritické časti na trupe, z hľadiska vývoja MV, predstavujú predovšetkým vstupné ústrojenstvo a výstupné ústrojenstvo. V týchto častiach je

pravdepodobnosť nerovnomernosti prúdového poľa spojená so stratami značne vysoká. Výskyt MV okolo trupu letúna je samozrejímavý, no sú možnosti ako redukovať značné straty v rámci MV s následným pozitívnym dopadom na odpor letúna. Ako je možné vidieť na obr. 33, tak propulzor (prípady propfan-vpredu) by pracoval so značne hrubou MV čo predstavuje nerovnomerné prúdové pole na vstupe do propulzora. Na druhej strane, propulzor (prípady klasický propfan) by nasával tenšiu MV čo by vo výsledku viedlo ku zvýšeniu účinnosti práce propulzora a jeho výkonnosti, nakoľko by bola na výstupe z propulzora distribúcia ťahu rovnomernejšia.



Obr. 33: Predpokladané charaktery rýchlostných profilov MV v blízkosti vstupných rovín do propulzorov.

**Optimalizovanie geometrie** - prípadné optimalizovanie geometrie by predstavovalo hľadanie najvhodnejšieho tvaru konkrétnej časti trupu. To by sa týkalo hlavne vstupného ústrojenstva a príslušných častí v rámci celej pohonnej jednotky - kritické časti. V prednej časti trupu je geometria jednoduchšia čo by mohlo viesť ku konštatovaniu, že aj prúdenie by namalo nadobudnúť zložitý charakter<sup>1</sup>. Optimalizovanie geometrie je viac pravdepodobnejšie v zadnej časti trupu kde sa nachádza pohonná jednotka a kde je vývoj MV predmetom pozorovania.

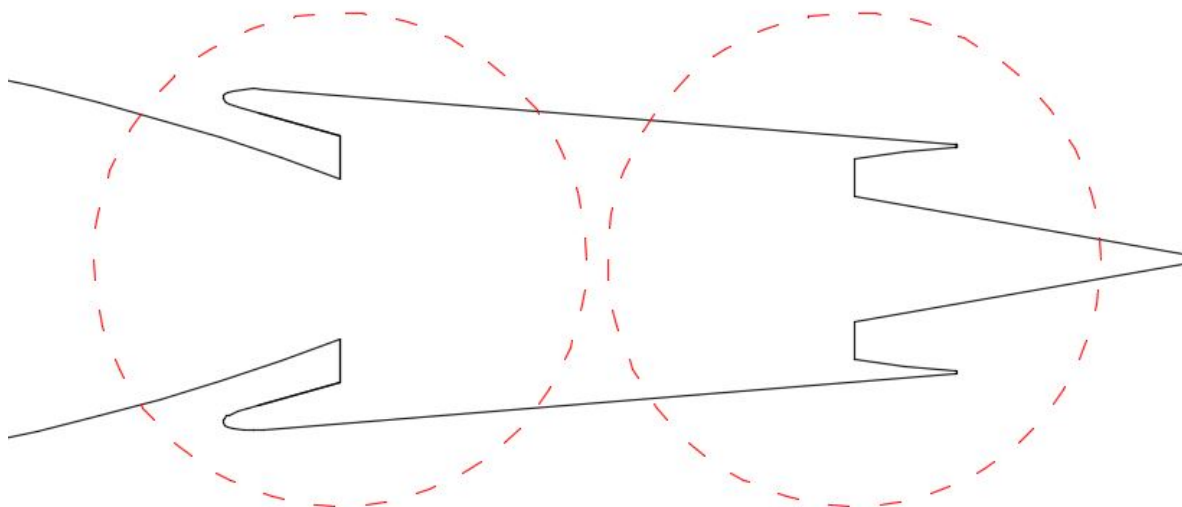
Celkový súčiniteľ odporu trupu je tvorený súčtom súčiniteľa trecieho odporu a tlakového odporu. Je predpoklad, že pri malom uhle nábehu  $\alpha \rightarrow 0^\circ$  bude prevyšovať trecí odpor nad tlakovým, no celkový je vždy konštantný.

$$c_{x,c} = c_{x,tr} + c_{x,tl}$$

V rámci simulácie prúdenia okolo trupu je pracované s určitými predpokladmi a zjednodušeniami:

- trup je nastavený na malý uhol nábehu  $\alpha \rightarrow 0^\circ$ ,
- trup je symetrický okolo pozdĺžnej osy,
- prúdenie tekutiny má konštantnú rýchlosť  $200,642 \text{ m.s}^{-1} \approx 201 \text{ m.s}^{-1}$ ,
- je zanedbaný vplyv asymetrie prednej časti trupu,

<sup>1</sup>Pod pojmom zložitý charakter prúdenia si je možné predstaviť prúdové pole majúci náhodný charakter - turbulentné prúdenie.



Obr. 34: Kritické miesta, kde je aplikovanie geometrických zmien najpravdepodobnejšie.

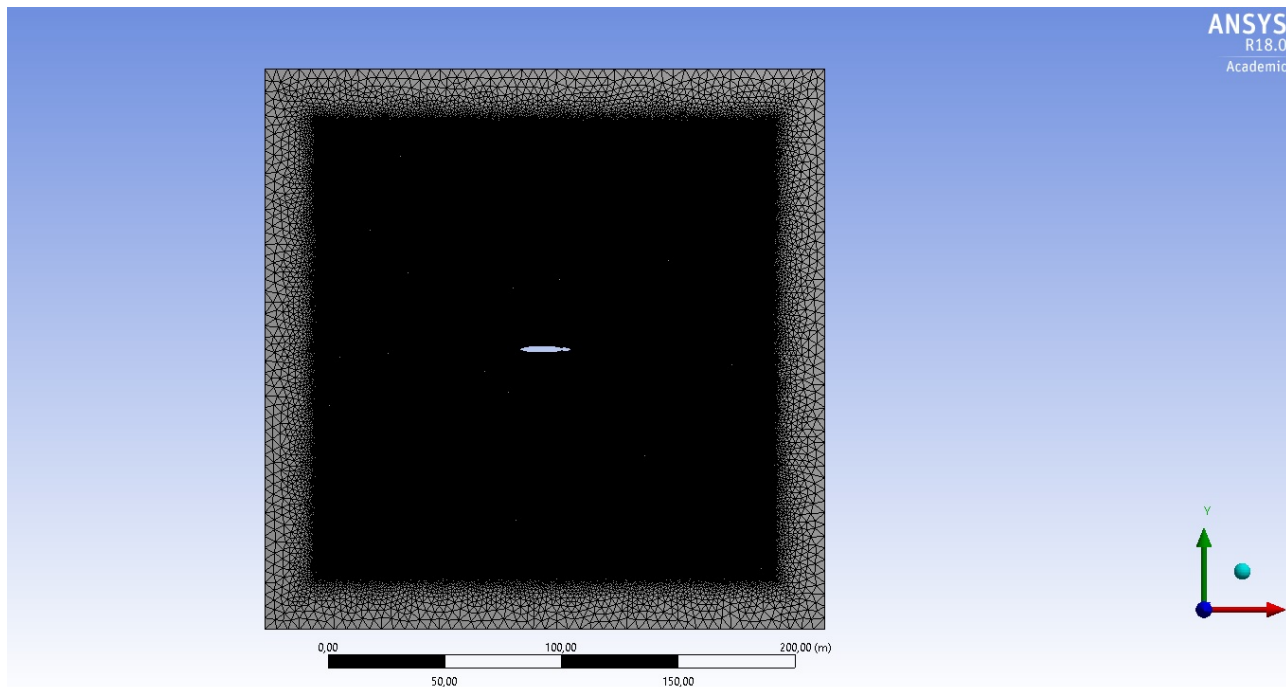
- je zanedbaný vplyv asymetrie strednej časti trupu (vplyv centroplánu na prúdenie),
- je zanedbaný vplyv nosných plôch,
- je zanedbaný vplyv nerovností (aerodynamická nečistota) na povrchu trupu (napr. antény, svetlomety a iné možné zariadenia),
- je zanedbaný vplyv vysunutého pristávacieho zariadenia (v rámci pristávacieho režimu letu),
- je zanedbaný vplyv vysunutej vztlakovej mechanizácie,
- je zanedbaný vplyv vodiacej statorovej mreže vo vstupnom ústrojenstve,
- neuvažuje sa vplyv bočného vetra,
- neaplikuje sa pasívne/aktívne riadenie MV.

Z vyššie zmienených predpokladov, ktoré vedú ku jednoduchosti výpočtu, je možné považovať túto simuláciu ako prvé priblíženie ku vývoju MV okolo trupu s integrovaným vrtulovým ventilátorom. Navyše všetky vyššie uvedené predpoklady priamo ovplyvňujú charakter a chovanie MV na vstupe do PJ na skutočnom letúne.

Simulácia prúdenia bola vykonaná pomocou softvéru ANSYS Fluent. Ako bolo vyššie zmienené, tak sa jedná o 2D model simulácie prúdenia. Spočiatku bol vytvorený model trupu v programe Autodesk AutoCAD. Následne bolo vytvorené simulačné prostredie pozostávajúce z uzatvoreného kontrolného objemu a trupu. Ťažisko trupu sa stotožňuje s ťažiskom kontrolného objemu. Hranice vymedzujúce kontrolný objem majú rozmer desať krát väčší ako je dĺžka (hĺbka) trupu. Na nasledujúcich obrázkoch stojí za povšimnutie, že väčšia časť kontrolného



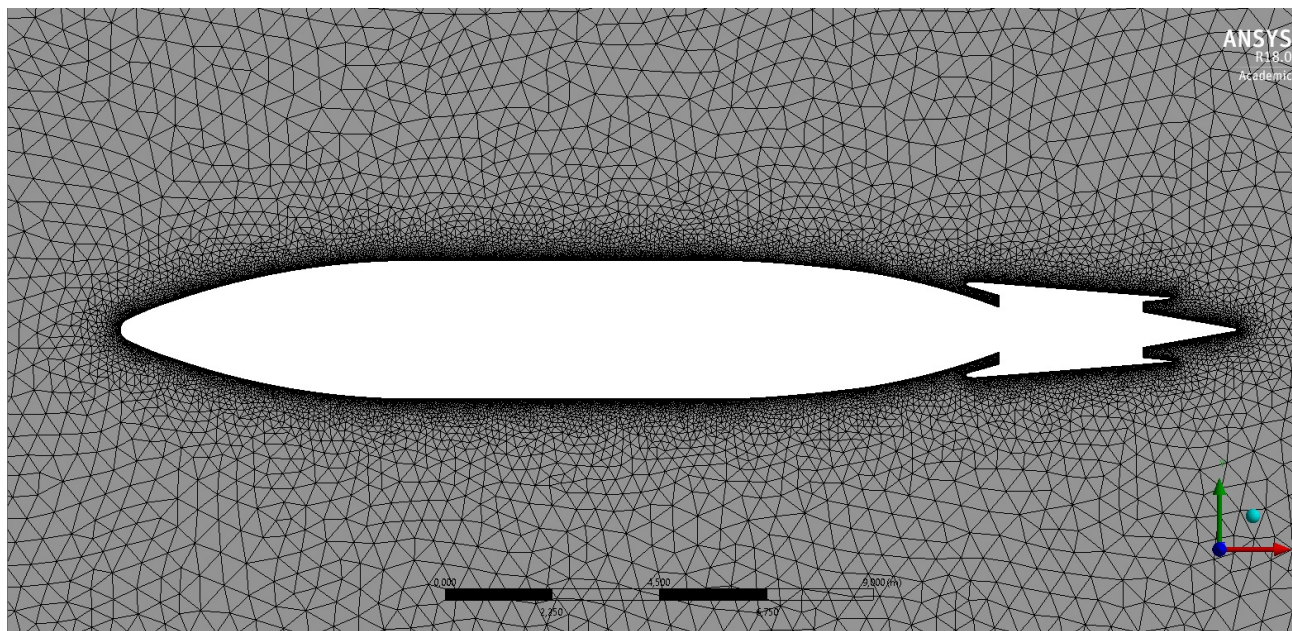
objemu je tvorená hustou (jemnou) sieťou za účelom zvýšenia presnosti výpočtu pomocou metódy konečných prvkov. Na druhej strane je oblasť v blízkosti stien (hranice KO) kontrolného objemu tvorené vcelku riedkou sieťou, kde vysoká presnosť výpočtu nie je zámerom simulácie. Najvyššia hustota konečných elementov je v tesnej blízkosti trupu, nakoľko zmeny sledovaných veličín sú vcelku rýchle. Týmto je dosiahnuté spresnenie výpočtu a získanie predstavy o vzhľade prúdového poľa. Čím je presnejší výpočet, tým je vyššia pravdepodobnosť získania predstavy odpovedajúcej skutočnosti.



Obr. 35: Vysieťované simulačné prostredie v programe ANSYS.

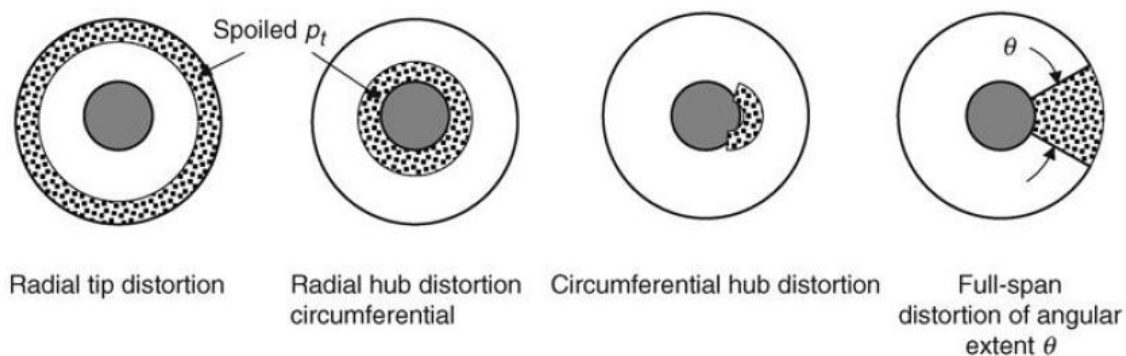
Hlavným predmetom skúmania je **intenzita nerovnomernosti prúdového poľa**. Ideálny charakter prúdového poľa by sa vyznačoval tým, že všetky veličiny, určujúce toto pole - rýchlosť, tlak, hustota, teplota, entropia atď., by boli konštantné v čase a polohe. Predovšetkým by prúdové pole vykazovalo bezstratový charakter - tangenciálne medzimolekulárne sily by boli nulové  $\rightarrow$  molekuly média by na seba pôsobili iba kolmými silami. Skutočnosť je iná, a tým má rovnomernosť prúdového poľa priamy vplyv na efektívne fungovanie ventilátora alebo kompresora [9]. Stupeň nerovnomernosti/deformovania prúdového poľa spôsobený vstupným ústrojenstvom ovplyvňuje výkon a stabilitu kompresora [9]. Nerovnomernosť prúdového poľa je spôsobená nelineárnym chovaním vyššie spomenutých veličín. Celková nerovnomernosť prúdového poľa je tvorená nerovnomernosťami veličín:

- celkový tlak,
- celková teplota,
- hustota,
- uhol nábehu prúdu,



Obr. 36: V tesnej blízkosti trupu sú relatívne vysoké gradienty pozorovaných veličín, a preto je vytvorená jemnejšia sieť.

- druhotné prúdenie - víry,
- entropia [9].



Obr. 37: Druhy nerovnomerností celkového tlaku na vstupe do kompresora [9].

Všetky vyššie spísané nerovnomernosti veličín majú destabilizujúci dopad na výkon kompresora [9]. To znamená, že všetky druhy nerovnomerností znižujú stabilnú hranicu (pumpážna čiara) kompresora alebo ventilátora s rizikom vedenia ku pumpáži - nestabilný chod kompresora [9]. Najčastejším druhom nerovnomernosti prúdového poľa v rámci vstupného ústrojenstva je nerovnomernosť celkového tlaku, ktorá je spôsobená odtrhnutou medznou vrstvou [9]. S odtrhnutím medznej vrstvy sa zvýši nerovnomernosť vyššie uvedených veličín určujúcich charakter prúdového poľa. A preto je nežiadúce, aby ventilátor (v opísanom prípade vrtuľový ventilátor)

alebo kompresor, nepracovali s takto rozrušeným prúdovým poľom v ich vstupnej rovine. Každopádne je braný do úvahy fakt, že kompresor plynového generátora by sa musel vysporiadať s deformovaným prúdovým poľom vo vstupnej rovine, pretože väčšia časť nerovnomerného prúdového poľa bude nasávaná práve kompresorom. Na základe známych faktov je predpokladané, že viacstupňový axiálny kompresor sa vysporiada s takto deformovaným prúdovým poľom, nakoľko rotor každého stupňa dodáva kinetickú energiu prechádzajúcemu vzduchu. Navyše vstupné ústrojenstvo by bolo vybavené jednou alebo dvoma radmi vstupným vodiacich statorových lopatiek, ktoré by usmernili a stabilizovali nerovnomerný prúd. Taktiež by sa mohlo aplikovať pasívne alebo aktívne riadenie medznej vrstvy. Tejto problematike bude venovaná samostatná podkapitola.

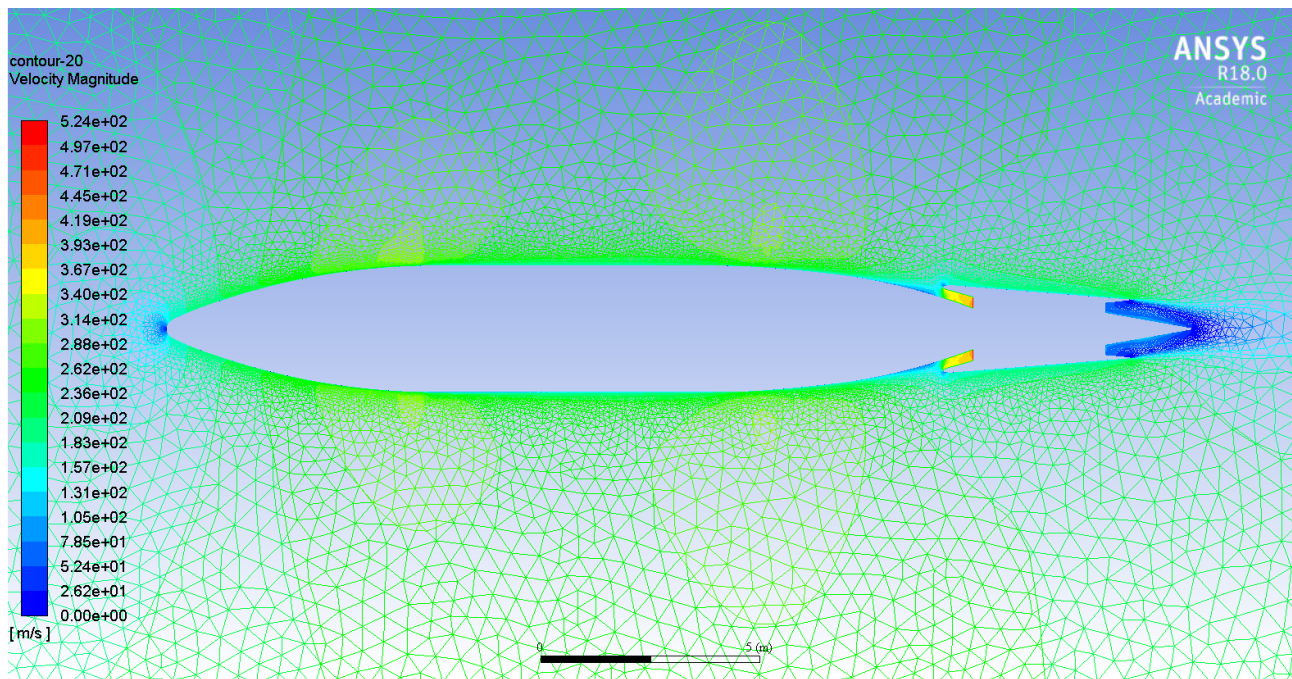
V rámci simulácie prúdenia okolo trupu boli stanovené okrajové podmienky:

- INLET - vstup, kde bola nastavená rýchlosť letu čítajúc hodnotu  $v \approx 201\text{m/s}$  a referenčný tlak  $p \approx 19330\text{Pa}$  čo predstavuje statický tlak v danej výške letu,
- OUTLET - výstup,
- WALLS - okolie, kde boli nastavené parametre ako v INLET - za účelom vytvorenia vhodných podmienok a eliminovania vplyvu stien simulačného prostredia na trup,
- ENGINE INLET - vstup do motora, kde boli nastavené parametre: rýchlosť na vstupe  $v_{inlet} \approx 116\text{m/s}$  a tlak  $p_{inlet} \approx 20490\text{Pa}$ ,
- ENGINE OUTLET - výstupe z motora, kde bol nastavený tlak na hodnotu  $p_{outlet} \approx 24191\text{Pa}$ .

Tlak stanovený na výstupe z motora bol vypočítaný z Bernoulliho vzťahu. Stanovenie rýchlosti na vstupe do motora vychádza z predpokladu, že všeobecne rýchlosť vo vstupnom ústrojenstve turbínového motora dosahuje hodnoty  $v_{inlet} \approx 0,4 * M_{let}$ . Kde  $M_{let}$  je Machovo číslo letu.

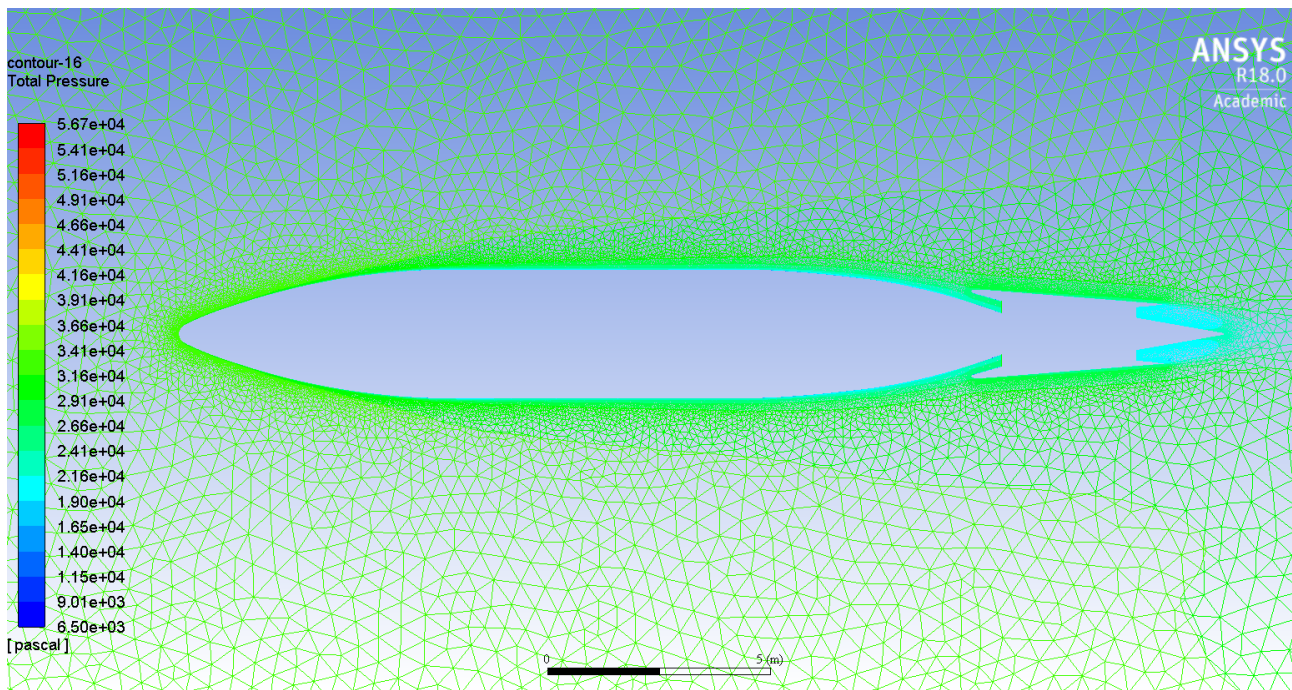
Veľkosť rýchlosti prúdiaceho vzduchu okolo trupu je premenná. V špičke nosa trupu je rýchlosť nulová - zmena kinetickej energie vzduchu na tlakovú energiu. Následne smerujúc od špičky sa rýchlosť vzduchu zvyšuje a v mieste priechodu dosahuje lokálnej maximálnej rýchlosti. Následne v nezakrivenej oblasti sa rýchlosť zníži a na určitej dĺžke si udržiava konštantnú veľkosť. V oblasti druhého priechodu stojí za povšimnutie menšia podtlaková špička, ktorá je spôsobená nižšou rýchlosťou z dôsledku vyššieho statického tlaku a teda aj odtrhnutia prúdu pred vstupom do kompresora. Blížiac sa ku koncu trupu je rýchlosť zvýšená vplyvom nasávania kompresorom plynového generátora. V oblasti kde sa nachádza nábehová hrana gondoly pohonnej jednotky, sú zmeny rýchlosti o niečo väčšie v porovnaní s oblasťou v okolí gondoly, čo predstavuje odtrhnutú medznú vrstvu. Popravde toto odtrhnutie je menej stratové, nakoľko podtlak vytvorený kompresorom (okrajová podmienka ENGINE INLET), znižuje hrúbku MV - menšia oblasť kde sú straty spôsobené trecími silami medzi molekulami.





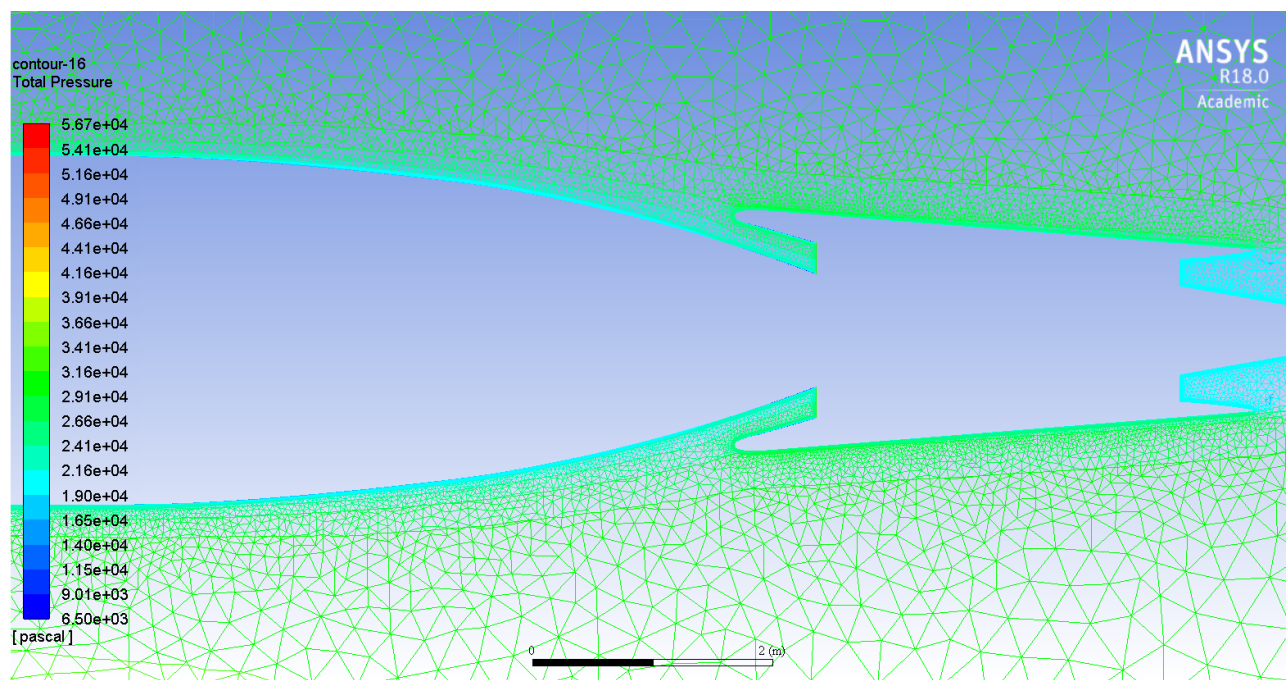
Obr. 38: Rozloženie veľkosti rýchlosti prúdenia okolo trupu.

Celkový tlak je daný súčtom statického tlaku a dynamického tlaku. Z energetického hľadiska sa zachováva a vo výsledku má konštantnú hodnotu. Preto je možné vidieť, že v okolí trupu je z väčšej časti nemenný celkový tlak. Znižuje sa len v oblasti vstupné ústrojenstva plynového generátora a vo výstupnej dýze - nerovnomernosť prúdového poľa zohľadnená nerovnomernosťou celkového tlaku.



Obr. 39: Rozloženie veľkosti celkového tlaku okolo trupu.

Nerovnomerné rozloženie celkového tlaku je relatívne značné na vstupe do plynového generátora, čo je spôsobené odtrhnutou MV a tým aj vysokým rýchlostným gradientom. To by bolo viesť ku konštatovaniu, že práca a stabilný chod propulzora, v tejto oblasti, by bol redukovaný. Za povšimnutie stojí oblasť gondoly, kde je dosiahnutý takmer rovnomerný celkový tlak. V tejto oblasti by propulzor, s vysokou pravdepodobnosťou, pracoval účinnejšie, čo by sa mohlo odzrkadliť v nižšej spotrebe paliva.



Obr. 40: Rozloženie veľkosti celkového tlaku v okolí P.J.

Statický tlak je taktiež premenný v okolí trupu. Najvyšších hodnôt dosahuje v stagnačných bodoch - špička trupu a nábehová hrana gondoly. Minimálne hodnoty sú vykazované v priechodových oblastiach - vysoké podtlakové špičky, čo je spôsobené vysokou lokálnou rýchlosťou. Premennosť statického tlaku za druhým priechodom trupu je predovšetkým spôsobená nábehovou hranou gondoly, kde je maximálny statický tlak. Zabrzdením častíc v stagnačnom bode nábehovej hrany sú vedené tlakové rozruchy proti smeru prúdenia.

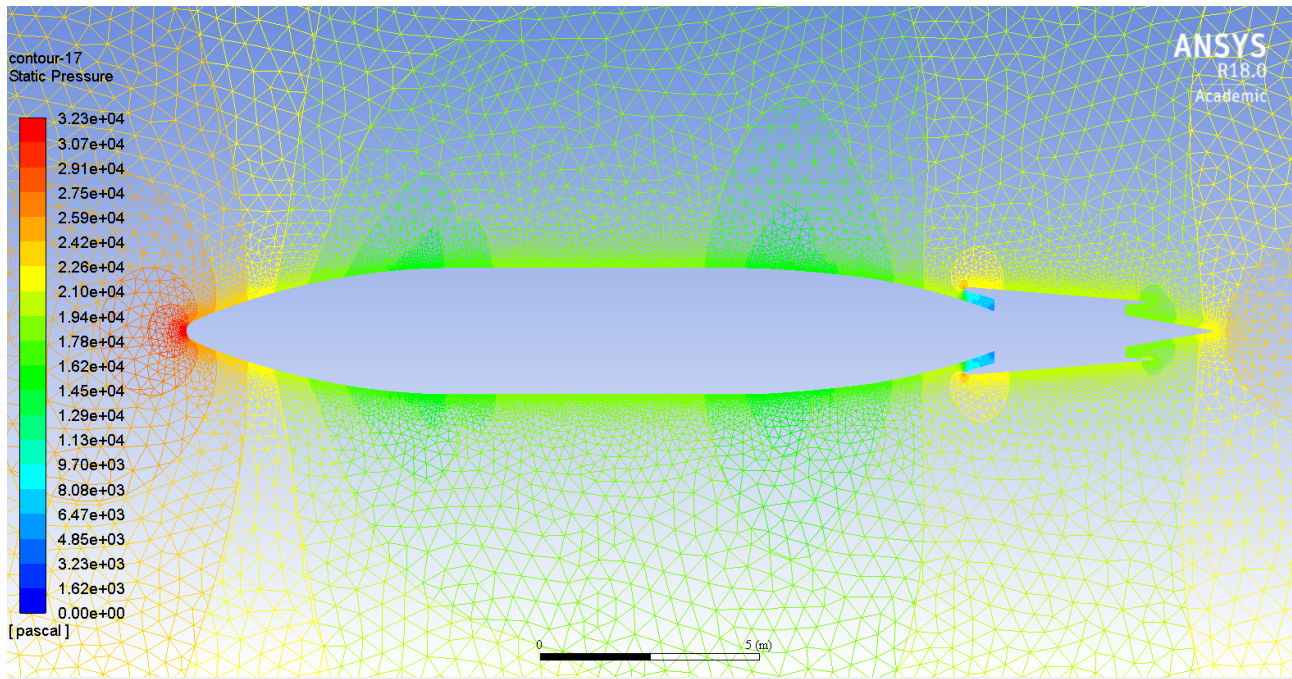
Predmetom skúmania je stanovenie súčiniteľa odporu trupu. Jeden z výstupov simulácie je odporová sila pôsobiaca na trup. Z tejto sily a ostatných veličín je možné určenie súčiniteľa odporu. Pri daných okrajových podmienkach a zjednodušeníach je odporová sila trupu:  $N = 10169,786 \text{ N}$ . Táto hodnota bola získaná pomocou programu ANSYS Fluent ako jeden z výstupov pre ďalší výpočet. Pomocou nasledujúceho vzťahu je stanovená hodnota súčiniteľa odporu trupu:

$$T = D = \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot v_L^2 \cdot c_{x, trup} \cdot S,$$

$$\downarrow$$

$$c_{x, trup} = \frac{2 \cdot D}{\rho_H \cdot v_L^2 \cdot S},$$





Obr. 41: Rozloženie statického tlaku v okolí trupu.

$$c_{x,trup} = \frac{2.10169,786}{0,3211.200,642^2.36,1}$$

$$c_{x,trup} = \frac{20339,572}{466649,928} = 0,0435 [-].$$

## 2.5 Interferenčný odpor

V predošlých podkapitolách boli stanovené súčinitele odporu pre krídlo a trup. Medzi parazitné odpory sa radí interferenčný odpor [27]. Táto podkapitola popisuje odhadnutie tohto druhu odporu. Interferenčný odpor vzniká na rozhraní dvoch objektov napr. spojenie krídlo-trup, alebo medzi dvoma plochami generujúcimi vztlak [27]. V oblasti prepojenia krídlo-trup dochádza ku vzájomnému pôsobeniu dvoch odporov, čo vo výsledku dáva úplne iné chovanie prúdového poľa, než len na samotnom krídle alebo trupe.

Je viacero výpočtových metód pre stanovenie veľkosti interferenčného odporu. V spojitosti s jednodušením odhadnutia odporu je použitý nasledujúci vzorec [29]:

$$c_{x,interf} = 0,1112 - 0,2572 \cdot \sin(\phi) + 3,440 \cdot \frac{t}{c} - 0,02097 \cdot \log(Re) + 0,09009 \cdot \sin(\phi)^2 - 2,549 \cdot \frac{t}{c} \cdot \sin(\phi) +$$

$$+ 0,03010 \cdot \log(Re) \cdot \sin(\phi) - 0,1462 \cdot \frac{t}{c} \cdot \log(Re).$$

Vyššie uvedený vzorec uvádza jednu z možností stanovenie súčiniteľa interferenčného odporu  $c_{x,interf}$ . Ďalšie veličiny určujúce súčiniteľ sú: Reynoldsovo číslo  $Re$ , uhol medzi vodorovnou rovinou krídla a zvislou rovinou trupu  $\phi$  a pomer štihlosti krídla  $t/c$ . Táto metóda je vhodná

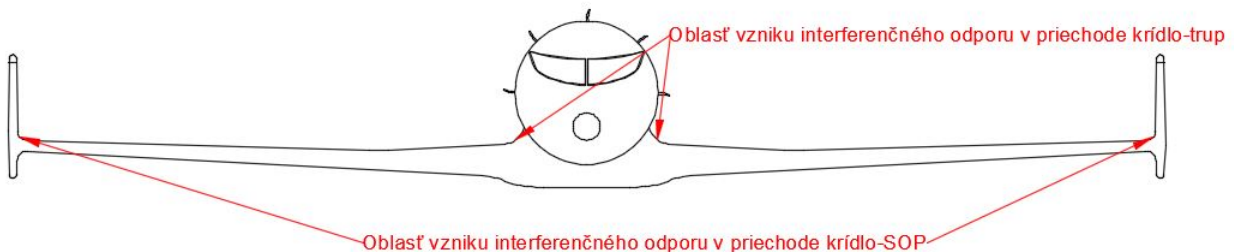
pre pomer štíhlosti:  $\frac{t}{c} < 0,075$  [27]. Hodnota  $Re$  vychádza z výpočtu opísanom v podkapitole 2.3.1. Ostatné hodnoty sú odhadnuté (pozn.: hodnoty  $c$  a  $t$  sú v milimetroch):

- $\frac{t}{c} = \frac{500}{7000} = 0,0714$  [-],
- $\phi \cong 90^\circ$ ,
- $Re = 4\,000\,000$ .

$$c_{x,interf} = 0,1112 - 0,2572 \cdot \sin(90^\circ) + 3,440 \cdot 0,0714 - 0,02097 \cdot \log(4000000) + 0,09009 \cdot \sin(90^\circ)^2 -$$

$$- 2,549 \cdot 0,0714 \cdot \sin(90^\circ) + 0,03010 \cdot \log(4000000) \cdot \sin(90^\circ) - 0,1462 \cdot 0,0714 \cdot \log(4000000),$$

$$c_{x,interf} = 0,055 \text{ [-]}.$$



Obr. 42: Oblasť priechodu krídlo-trup predstavuje oblasť vzniku interferenčného odporu.

Na vyššie zobrazenom obrázku je vyznačený priechod krídlo-trup, kde je možné si všimnúť spojitost daného priechodu. Je to primárne riešenie redukcie negatívneho vplyvu interferenčného odporu. Týmto je možné doceliť menšiu stratovosť v rámci vzniku interferenčného odporu, nakoľko interagovanie medzných vrstiev na jednotlivých plochách prebieha spojitost - menšie straty a nie skokovo, čo by bolo v prípade skokového priechodu - bez rádiusu. Navyše si je možné všimnúť, že v spojitosti s opisovaným konceptom to nebude jedine miesto kde by dochádzalo ku interagovaniu dvoch medzných vrstiev. Taktiež v priechode krídlo-SOP (Svislá ocasní plocha) je prítomnosť interferenčného odporu istá. Vyššie zmienený výpočtový aparát pre odhadnutie súčiniteľa interferenčného odporu nezohľadňuje vplyv interakcie medzných vrstiev v priechode krídlo-SOP, ale len v priechode krídlo-trup.



## 2.6 Celkový odpor

Celkový odpor letúna sa skladá zo súčtu jednotlivých druhov odporov. V opisovanom prípade sú brané do úvahy tri druhy odporov, ktoré sú vo výsledku sčítané. Týmto sa jednotlivé súčinitele odporov sčítajú. Druhy odporov sú nasledovné:

- profilový odpor,
- krídlový odpor - súčet profilového odporu a indukovaného,
- trupový odpor,
- interferenčný odpor.

Odpor trupu bol stanovený pomocou simulácie v programe ANSYS Fluent. Ostatné odpory boli stanovené výpočtom. Do nasledujúceho vzťahu pre celkový odpor sú rovno dosadené hodnoty:

$$\begin{aligned}c_{x,c} &= c_{x,kr} + c_{x,trup} + c_{x,interf}, \\c_{x,c} &= 0,00872 + 0,0435 + 0,055, \\c_{x,c} &= 0,1072 [-].\end{aligned}$$

## 2.7 Stanovenie potrebného ťahu

Ako už bolo zmienené, tak v cestovnom režime letu sú všetky pôsobiace sily na letún v rovnováhe. V prvom priblížení je akceptovateľné považovať letún za hmotný bod, v ktorom pôsobia všetky sily. V danom režime je aerodynamický odpor rovný potrebnému ťahu produkovaným pohonnou jednotkou. Na základe toho je možné písať:

$$\begin{aligned}D = T_p &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot S \cdot c_{x,c}, \\D = T_p &= \frac{1}{2} \cdot 0,321 \cdot 200,642^2 \cdot 36,1 \cdot 0,1072, \\D = T_p &= 25004,646 \text{ N}.\end{aligned}$$

Vyššie napísaná hodnota potrebného ťahu predstavuje potrebnú veľkosť ťahu, ktorú musí vygenerovať pohonná jednotka pre prekonanie odporu v cestovnom letovom režime. Táto veľkosť ťahu je generovaná ako jadrom, tak aj obtokom, teda propulzorom.

# 3 Návrh integrovania propfanu

## 3.1 Úvod

Integrovanie pohonnej jednotky (PJ=pohonná jednotka=propfan) do trupu letúna predstavuje priamu zástavbu do konštrukcie draka letúna. Zástavba PJ do trupu nie je ničím nezvyčajným v leteckom priemysle. Bojové stíhacie lietadlá majú PJ zastavanú v trupe, no u dopravných lietadiel je to takmer neznáma záležitosť. Spojenie propfanu s trupom letúna je doposiaľ nezvyčajné, a preto je možné konštatovať, že je to úplne nové riešenie v oblasti pohonného systému s nasávaním medznej vrstvy.

## 3.2 Návrh - prvé priblíženie

Odôvodnenie návrhu integrovania propfanu do zadnej časti trupu letúna je definované v podkapitole 2.1. Z dôvodu nezvyčajnosti umiestnenia PJ voči draku letúna, je žiadúce stanovenie možného riešenia tejto zástavby. V spojitosti s návrhom daného riešenia je potrebné brať do úvahy nasledujúce faktory/požiadavky:

- bezpečnosť prevádzky letúna/PJ,
- spoľahlivosť letúna/PJ,
- výkonové parametre letúna,
- spotreba pohonných hmôt,
- letové vlastnosti letúna,
- pevnosť draka,
- hlukové obmedzenia (vonkajšie/vnútorne) <sup>2</sup>,
- vplyv na životné prostredie.

**Bezpečnosť prevádzky letúna/PJ** - navrhované riešenie integrovania propfanu do trupu letúna (ďalej len riešenie) musí preukázať požadovanú bezpečnosť v prevádzke a to tak, že riziko nesmie byť vyššie ako prijateľná miera rizika v prevádzke letúna. Dané riešenie zástavby nesmie svojimi vlastnosťami ohroziť ani obmedziť procesy v prevádzke letúna. Ak sa objavia určité nedostatky, ktoré by znižovali bezpečnosť, tak je vyžadované aby boli dostatočne a efektívne eliminované, v prípade možnosti, odstránené.

**Spoľahlivosť letúna/PJ** - s daným riešením by mali byť čo najvyššia. Riešenie by malo preukázať spoľahlivé plnenie si požadovaných funkcií v daných podmienkach počas prevádzky.

**Výkonové parametre letúna** - v režimoch letu musí letún preukázať dostatočný výkon pre udržanie v danom režime. Riešenie môže mať priamy vplyv na výkony letúna, a preto letún nesmie byť výkonovo obmedzený daným riešením.

**Spotreba pohonných hmôt** - celý zámer navrhovaného konceptu je funkciou tohto faktora. Je maximálne celené získať čo najnižšiu spotrebu paliva s opisovanou konfiguráciou zástavby PJ do draku letúna.

**Letové vlastnosti letúna** - by nemali byť negatívne ovplyvnené navrhovaným riešením.

**Pevnosť draka** - vzhľadom na fakt, že PJ je priamo prepojená s trupom, je pevnosť draka, konkrétne trupu, významným faktorom v rámci bezpečnosti v prevádzke letúna.

---

<sup>2</sup>Vonkajšie - obmedzenie v oblasti letiska a príslušnej lokality. Vnútorne - obmedzenie hluku vo vnútri letúna.

**Hlukové obmedzenia (vonkajšie/vnútorne)** - zástavba by mala so sebou niesť čo najmenšiu hlukovú stopu. Negatívny vplyv hluku by mal byť odfiltrovaný ako aj pre pasažierov a posádku letúna, tak aj pre okolie, kde letún operuje.

**Vplyv na životné prostredie** - riešenie nesmie mať negatívny dopad na životné prostredie.

### 3.3 Návrh - zástavba PJ do trupu

PJ vychádza z Propfanu GE-36 Unducted Fan, ktorý bol opísaný v kapitole: Úvod do problematiky. Propfan, v rámci navrhovaného riešenia, prostredníctvom propulzora (vyvíjač ťahu) pôsobí predovšetkým tlačnou silou na konštrukciu letúna (drak). Je možné konštatovať, že sa jedná o tlačný spôsob vyvíjania ťahu na letún. Zástavba by sa mala čo možno najviac priblížiť všetkým vyššie spomenutým požiadavkám.

Plynový generátor by pozostával s týchto častí:

- NTK - nízkotlakový kompresor,
- VTK - vysokotlakový kompresor,
- SK - spaľovacia komora,
- VPT - vysokotlaková plynová turbína,
- NPT - nízkotlaková plynová turbína.

Propulzná časť, generujúca väčšiu časť celkového ťahu, by zahŕňala tieto časti:

- PF - propfan/vrtuľový ventilátor,
- VPT - voľná plynová turbína.

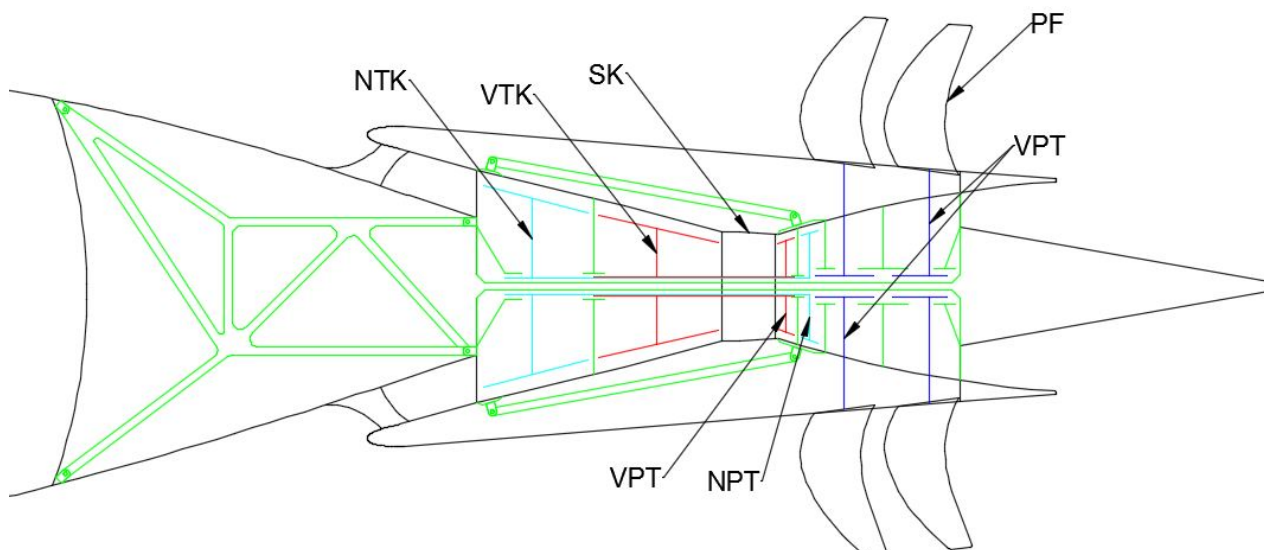
Rozhranie medzi letúnom a PJ predstavuje prvok: **motorová lóža**. Tento prvok je kľúčovým činiteľom v rámci dosiahnutia vyššie zmienených faktoroch. Motorová lóža spĺňa tieto úlohy:

- uloženie PJ v rámci konštrukcie letúna,
- prenos síl do nosných častí konštrukcie letúna,
- uloženie iných prvkov v rámci PJ.

#### 3.3.1 Uloženie PJ v rámci konštrukcie letúna

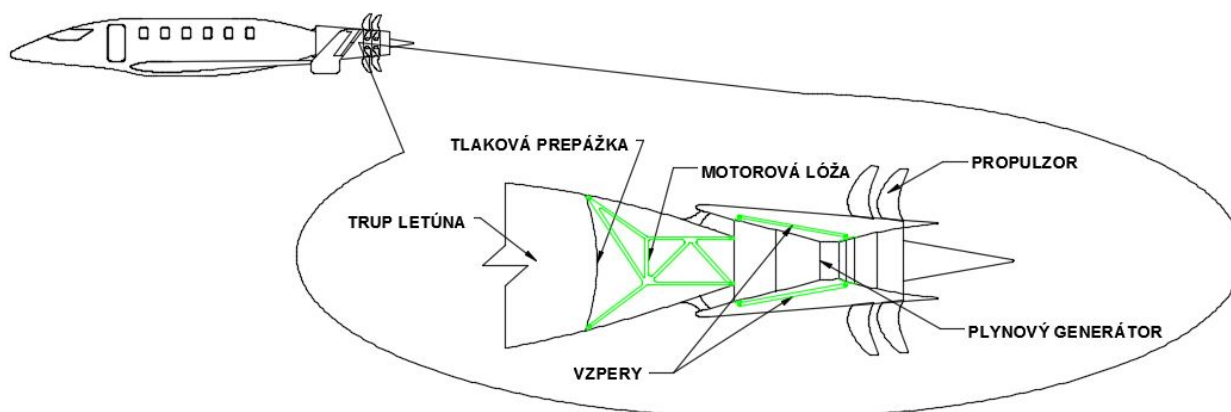
Na nasledujúcom obrázku je vykreslená jedna z možných podôb uloženia motorovej lóže v rámci konštrukcie trupu. Motorovú lóžu je možné rozdeliť na dve časti:

- vnútornú,
- vonkajšiu.



Obr. 43: Opis častí plynového generátora a propulznej časti. Zelenou farbou sú vyznačené podporné konštrukcie + motorová lôža.

Vnútna časť je dominantná a predstavuje samotnú motorovú lôžu. Vonkajšia je tvorená vzperami, ktoré sa nachádzajú na plynovom generátore. Je možné ich považovať za súčasť motorovej lôže, pretože sa podieľajú na prenose síl do konštrukcie samotnej motorovej lôže a následne do konštrukcie trupu. Tento princíp delenia vychádza z umiestnenia daných častí v trupe/mimo trupu.

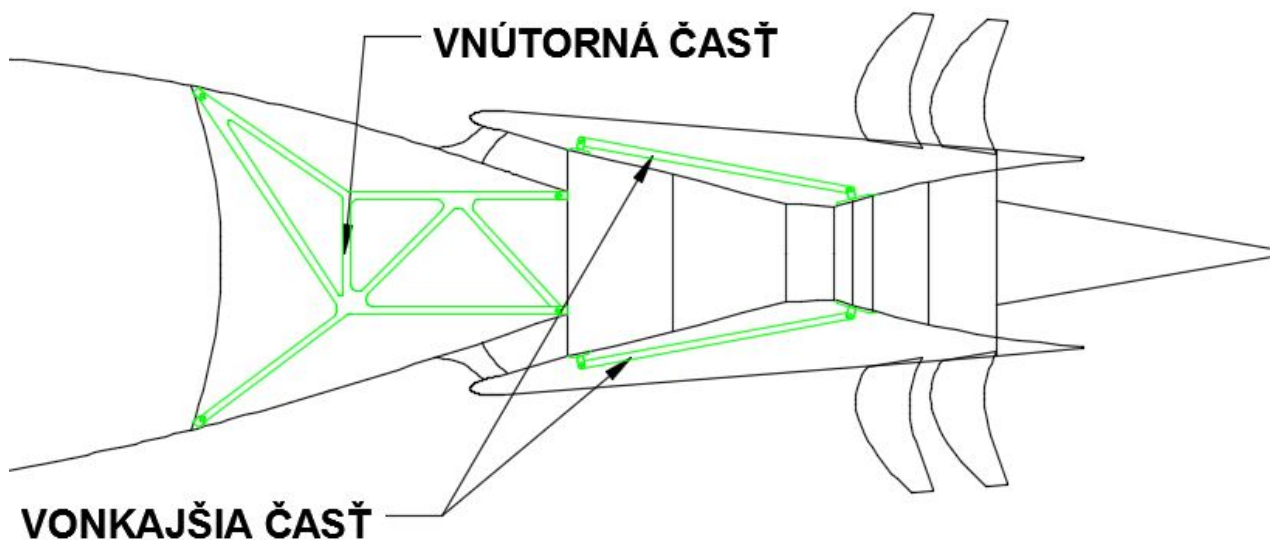


Obr. 44: Návrh prepojenia propfanu (PJ) s konštrukciou letúna.

### 3.3.2 Opis motorovej lôže

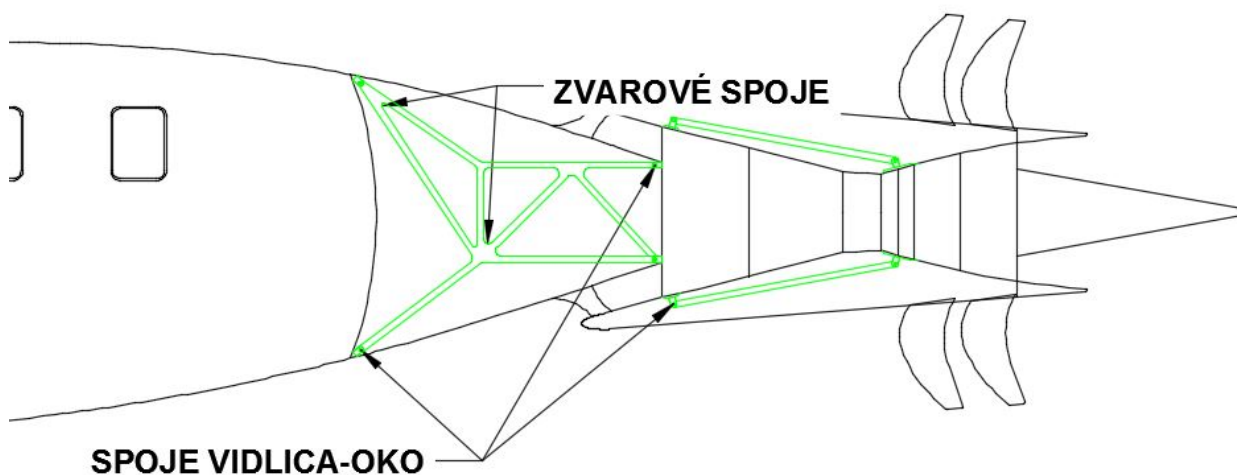
Jednalo by sa o prútovú nosnú konštrukciu. Jednotlivé prúty by boli spojené dvomi spôsobmi:

- rozoberateľné spojenie - spoj vidlica-oko,
- nerozoberateľné spojenie - zvar.



Obr. 45: Rozlíšenie hlavných častí motorovej lóže.

Prvý typ spojenia by sa vyskytoval v prútovej konštrukcii početnejšie než druhý typ. Týmto spojením by sa motorová lóža napájala ako na propfan tak aj na trup letúna. Zvarové spojenie by bolo aplikované na vnútornú časť motorovej lóže, v mieste, kde sa horizontálne prúty napájajú na šikmé prúty. V mieste prechodu sú prúty prepojené prstencom, ktorý vystužuje vnútornú časť motorovej lóže a pomáha distribuovať prenášanie síl od PJ do trupu letúna.

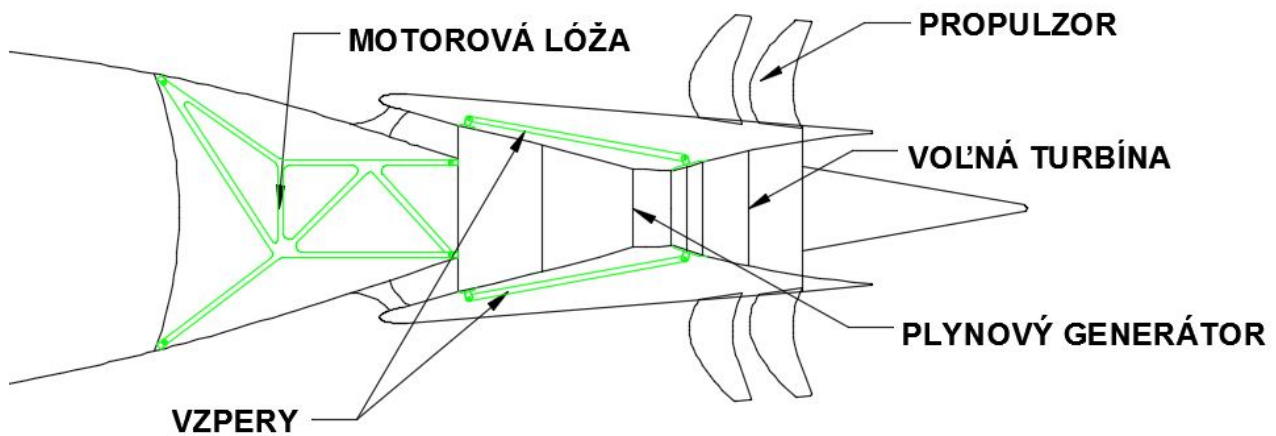


Obr. 46: Spojenia v rámci motorovej lóže.

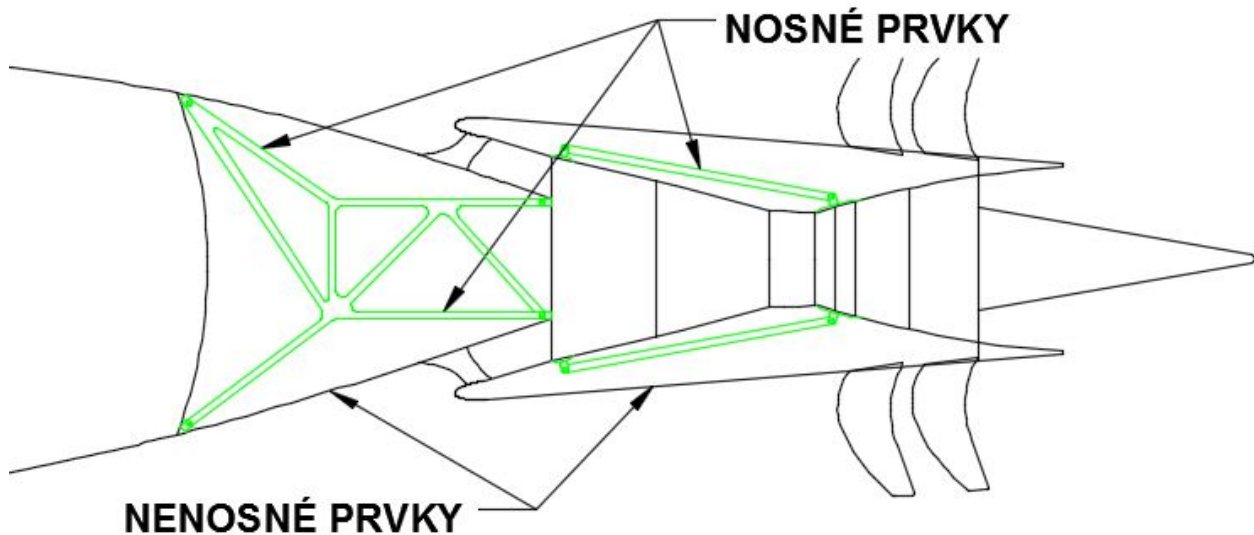
Plynový generátor (jadro - teplá časť) propfanu by v prednej časti zahŕňal štyri zdvojené/strojené spoje vidlica-oko polohované voči sebe o  $90^\circ$ .<sup>3</sup> Konkrétne by sa nachádzali v

<sup>3</sup>Zdvojenosť poprípade strojenosť ôk, v rámci spojenia vidlica-oko, znamená bezpečnostné zálohovanie. V prípade zlyhania jedného z ôk (napr. únavové poškodenie), to(tie) zvyšné by malo(i) byť schopné preniesť zaťaženie.

prednej časti nízkotlakovej kompresorovej skrine. V mieste zakončenia skrine by bola príruha, pomocou ktorej by sa propfan uchytil na prírubu trupu. Príruba trupu by predstavovala zakončenie trupovej konštrukcie. Konštrukcia trupu by pozostávala z pozdĺžnikov (v podstate sa jedná o výstuhy, ktoré zvyšujú tuhosť nosného poľahu) a nosného poľahu → polo-škrupinová konštrukcia trupu. Časť zadnej časti trupu, od pretlakovej trupovej prepážky až po začiatok plynového generátora PJ, by bola z časti demontovateľná za účelom vytvorenia prístupu ku zariadeniam uloženým na motorovej lôži. Nosené časti prenášajú ťah do konštrukcie letúna, nenosné časti sa na tom nepodieľajú, viď. obrázok. **Prostredníctvom motorovej lôže by sa uskutočňoval silový prenos od PJ do konštrukcie letúna.** Nenosné prvky by mohli prenášať zaťaženia od aerodynamických síl do konštrukcie letúna.



Obr. 47: Motorová lôža predstavuje prútovú priehradovú konštrukciu.



Obr. 48: Nosné prvky - silový prenos od PJ, nenosné prvky - žiadny silový prenos od PJ.

Prúty by svojím spôsobom predstavovali trúbky, ktoré by boli zakončené otvorom, ktorého osa by bola kolmá ku ose trúbky. Zakončenie s otvorom na trúbke predstavuje oko, ktoré by sa prostredníctvom čapu alebo skrutkového spoja napojilo na spoj vidlica-oko, ktorá by bola súčasťou trupovej konštrukcie v mieste tlakovej prepážky a taktiež súčasťou nízkotlakovej kompresorovej skrine ako je vyššie zmienené. Rozoberateľné spojenie vidlice-oko predstavujú kritické body, kde by sa mohli objaviť straty v spojitosti s prenosom síl od PJ. A preto je potrebné dosiahnuť žiadúcej tuhosti týchto spojov, aby nedochádzalo k nechceným stratám. V prípade istenia spoja čapom proti osovému posunu, by bolo potrebné použitie axiálneho zaistenia čapu.<sup>4</sup>

Súčasťou spojov vidlica-oko by bol aj tlmiaci člen tzv. silent-blok. Jeho úlohou by bolo absorbovania energie nežiaducich vibrácií. To by bolo dosiahnuté predovšetkým elastickými vlastnosťami v tlmiacom člene. V podstate sa jedná o to, aby nechcené vibrácie boli utlmené v tomto člene a aby sa neprenášali do konštrukcie letúna. Navyše tento tlmiaci člen by mal vykazovať určitú tuhosť - zvýšenie účinnosti silového prenosu.

### 3.3.3 Silový prenos

Silový prenos od PJ by bol zabezpečený prostredníctvom motorovej lôže a príslušných prvkov. Jeden z primárnych cieľov je zaistenie čo najvyššej tuhosti celej prútovej nosnej konštrukcie za účelom dosiahnutia najvyššej účinnosti v rámci prenosu ťahu od PJ. Vyvodenie ťahu PJ spôsobí vytvorenie tlakových síl v motorovej lôži. Ako bolo vyššie spomenuté, tak sa jedná o tlačný spôsob vyvíjania ťahu na konštrukciu letúna.

Príslušné prvky by boli predstavované hlavne vzperami, ktoré prepájajú plynovú turbínu s kompresorom. V opisovanom prípade by jedna strana mohla byť uchytená do skrine vysoko-tlakovej plynovej turbíny a druhá strana do skrine nízkotlakového kompresora. Ich účelom by bolo vystuženie plynového generátora a podieľanie sa na silovom prenose.

Sily pôsobiace na konštrukciu motorovej lôže:

- tiaž PJ,
- tlaková sila,
- ťahová sila,
- zotrvačné sily,
- iné druhy síl - gyroskopické sily.

V prútovej konštrukcii by boli prúty namáhané iba osovými silami - ťah/tlak, nedochádzalo by ku namáhaniu na ohyb. V rámci pevnostného výpočtu by predovšetkým hralo rolu dynamické zaťaženia, ktoré by bolo dominantné v prevádzke. Taktiež by bolo nutné posúdenie únavovej pevnosti, a to hlavne v kritických častiach ako: zvary, priechody, spoj vidlica-oko + príslušné časti a uzly (spojenia s trupovou konštrukciou). Je možné definovať motorovú lôžu ako **kritický prvok**.

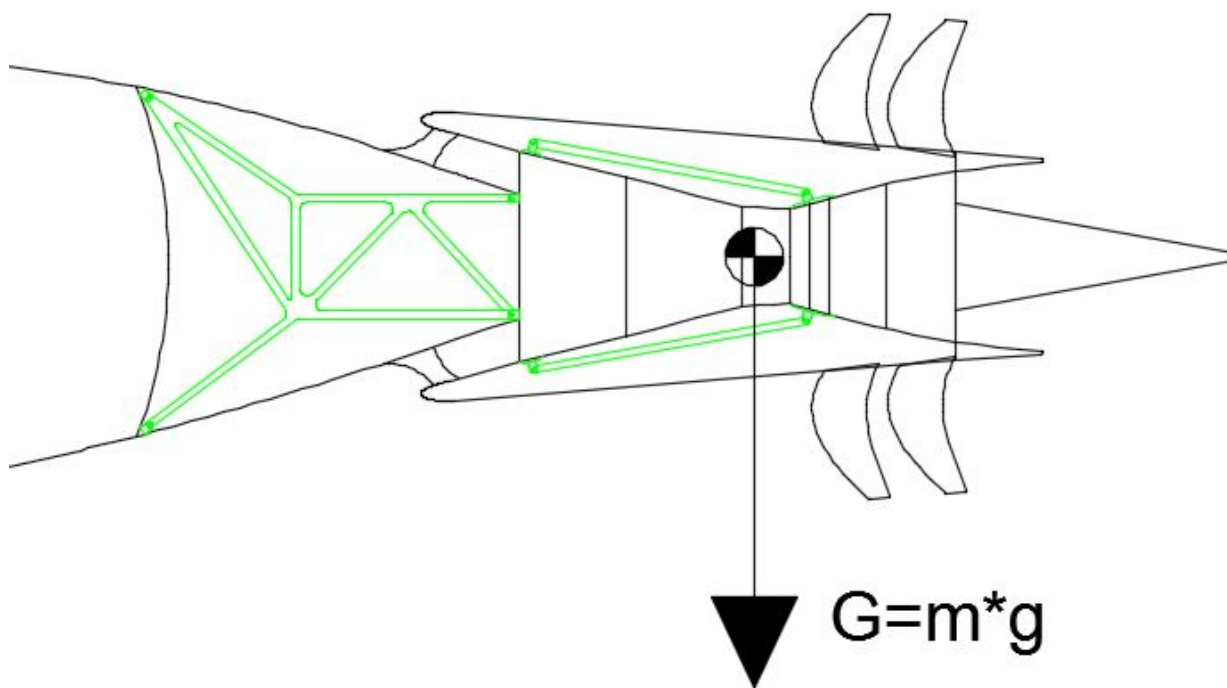
---

<sup>4</sup>Môže sa jednať napr. o uvoľnený spoj, kedy sa môže zvýšiť trenie v stykových oblastiach spoja a to by viedlo ku mareniu energie na teplo - zníženie účinnosti v prenose ťahu od PJ do konštrukcie letúna.



Motorová lóža je vystavená meniacemu sa zaťaženiu v čase - dynamické zaťaženie, ktorého charakter je náhodný. Maximálnemu zaťaženiu je vystavená v čase generovania maximálneho ťahu - vzletový režim. Minimálnemu zaťaženiu je vystavená v režime priblíženia a pristátia, kedy sú hodnoty ťahu minimálne. Je nutné podotknúť, že vyššie zmienené druhy síl nemusia pôsobiť separátne, ale môžu vytvoriť rôznu kombináciu z danej množiny. Aj od týchto faktorov bude závisieť pevnostné dimenzovanie prútovej konštrukcie.

Vlastná hmota PJ vynásobená gravitačným zrýchlením by bola prenášaná cez motorovú lóžu do konštrukcie trupu. Jednalo by sa o statické zaťaženie, ktoré by sa objavovalo počas nečinnosti letúna, teda na zemi. Vrchná časť prútov by bola namáhaná na ťah a dolná časť na tlak.

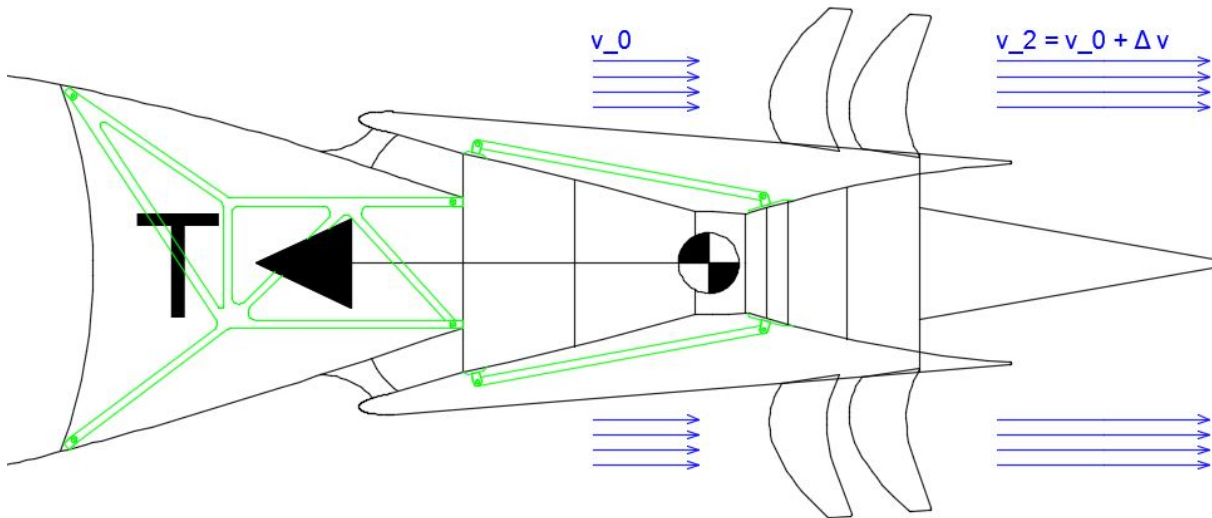


Obr. 49: Naznačená približná poloha ťažiska PJ, kde je pôsobisko tiažovej sily.

Tlaková sila bude dominantným zaťažením motorovej lóže počas letu. Tým pádom, že sa jedná o tlačný spôsob vyvíjania ťahu pohonnou jednotkou na konštrukciu letúna, tak nosné časti motorovej lóže budú namáhané na tlak. To si bude vyžadovať posúdenie vzperovej pevnosti, aby nedošlo ku strate stability prútov konštrukcie. Propulzor je napojený na dva rady rotorov voľnej plynovej turbíny, ktorá je uložená v podpornej konštrukcii. Tá je tvorená ložiskovými komorami, cez ktoré sa prenáša ťah propulzora. Následne je silový prenos vedený cez statorové časti, ako napr. skriňa plynovej turbíny, spaľovacej komory a kompresora.

Ťahové sily v motorovej lóži sa vyskytnú v režime spätného ťahu. Spätný ťah (reverzia ťahu) je vyvíjaný propulzorom počas brzdenia po fáze pristávania. Je to dosiahnuté vhodným natočením lopatiek propulzora, konkrétne do záporného uhla nastavenia, kedy dôjde ku zmene

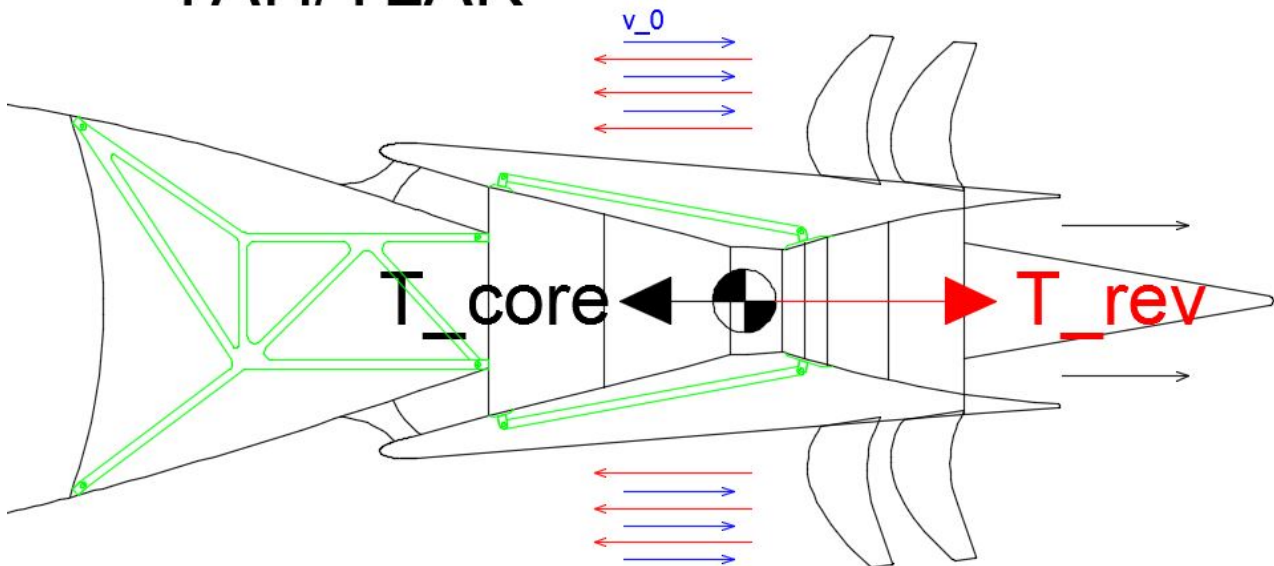
# TLAK



Obr. 50: Motorová loža bude predovšetkým namáhaná na tlak.

orientácie vektorovej zložky ťahu. Propulzor v tomto stave urýchľuje vzduch smerom dopredu - zvýšenie účinnosti celého procesu brzdenia. V čase reverzie ťahu je stále generovaný dopredný ťah plynovým generátorom. V tej chvíli je motorová loža namáhaná kombináciou tlak/ťah, no z väčšou pravdepodobnosťou ťah bude prevyšovať.

# ŤAH/TLAK



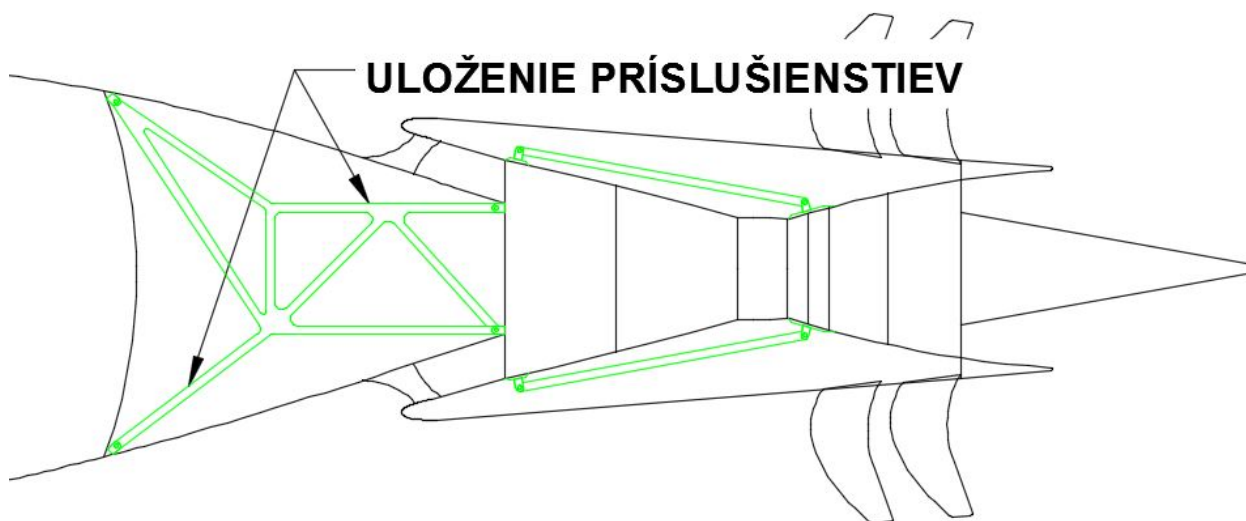
Obr. 51: Počas vyvíjania spätného ťahu je motorová loža namáhaná hlavne na ťah.

Účinky zotrvačných síl sú vždy prítomné, ak je prítomná hmota. Zotrvačné sily od hmoty PJ budú vždy pôsobiť na motorovú lôžu, teda v každom letovom režime. Primárne sa tieto účinky prejavajú napr. pri pristátí, prudkých manévroch, poryvoch vetra. Nemusia sa vyskytovať kontinuálne v čase, skôr sa budú objavovať ojedinele.

Iné druhy síl môžu predstavovať napr. nechcené vibrácie od PJ, nestabilné chody PJ - pumpáž kompresora. Je to možné považovať za nežiadúce silové účinky na motorovú lôžu. Taktiež tieto sily môžu mať zdroje u zariadení, ktoré by boli upevnené na motorovej lôži.

### 3.3.4 Uloženie iných prvkov

Motorová lôža môže predstavovať miesto, kde by mohli byť upevnené aj prvky, ktoré priamo nevytvárajú ťah. Môže sa jednať o zariadenia pre podporu životných podmienok na palube letúna alebo rôzne príslušenstvá PJ. Navyše prúty môžu slúžiť ako oporné body pre vedenie kabeláže, trubiiek a pre podporu zadnej časti trupu.

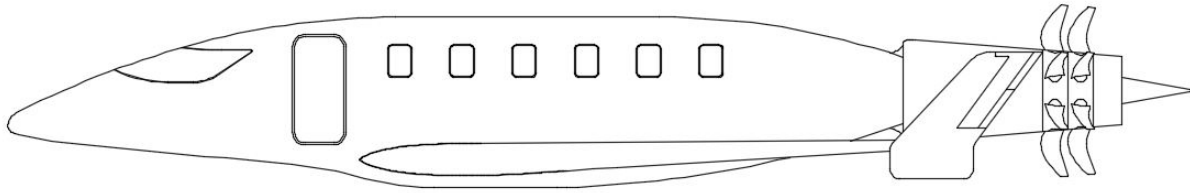


Obr. 52: Priestor uloženia motorovej lôže by mohol byť dostatočne veľký pre uloženie príslušných prvkov PJ.

Jeden z dôležitých prvkov je **skriňa pomocných náhonov**, ktorá by mohla byť uložená vo vyššie opisovanom priestore. Problém by bol ten, že by mohlo byť obtiažne, takmer nemožné, viesť náhon od rotora vysokotlakového kompresora do tejto časti. A preto by musela byť skriňa pomocných náhonov uložená priamo v oblasti PJ, pod plynovým generátorom. Týmto je možné konštatovať, že priestor uloženia mot. lôže by slúžil pre uskladnenie zariadení ako napr. systém aktívneho riadenia MV.

## 3.4 Aktívne riadenie medznej vrstvy

Pasívne a aktívne riadenie MV bolo opísané v podkapitole 1.4. Pod pojmom riadenie je možné rozumieť pozitívne ovplyvňovanie chovania MV. Aktívne riadenie by malo mať pozitívny dopad

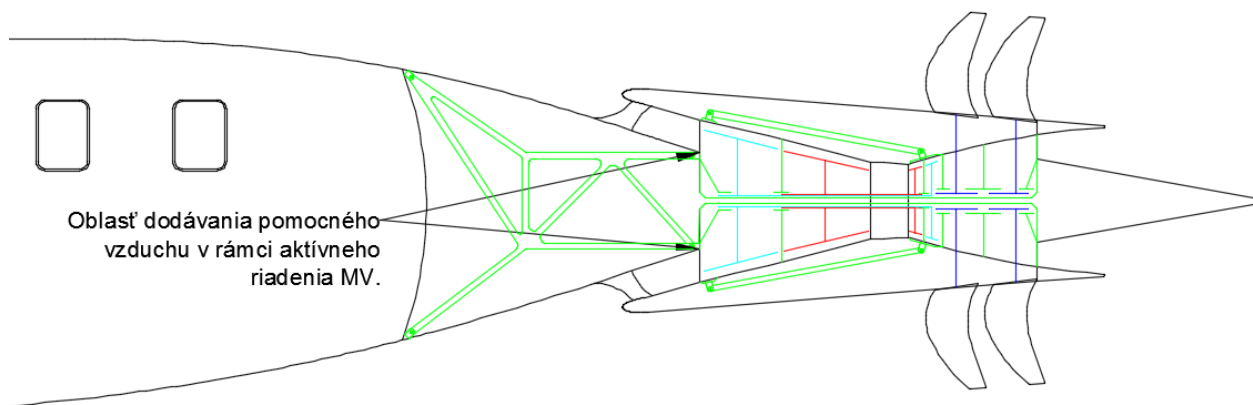


Obr. 53: Možnosť vzhľadu letúna všeobecného letectva s integrovaným vrtuľovým ventilátorom.

na celkový charakter MV, teda na veličiny určujúce charakter MV.

Jednalo by sa o dodávanie kinetickej energie v podobe prúdiaceho vzduchu, ktorý by bol fúkaný z malých trysiek tesne pred vstupom do nízkotlakového kompresora (súčasť plynového generátora). Zdroje pomocného vzduchu by mohli byť nasledujúce:

- vnútorný zdroj → vysokotlakový/nízkotlakový kompresor - teplý vzduch môže znižovať účinnosť v rámci generovania ťahu,
- vonkajší zdroj → napr. pomocná energetická jednotka (APU) alebo iný podobný zdroj.



Obr. 54: Oblasť, kde by do prúdovej cesty bol dodávaný pomocný vzduch pre pozitívne ovplyvnenie chovania MV.

Je dôležité zaistiť, aby odoberaný vzduch nespôsobil znižovanie účinnosti generovania ťahu, t.j. vzduch musí ostať v prúdovej ceste plynového generátora. Ďalšie podmienky, ktoré by mali byť zaistené v spojitosti s dodávkou pomocného vzduchu:

- správne regulovanie množstva vzduchu,
- vhodné tvarovanie trysiek za účelom dodávania vzduchu s čo najmenšími stratami,
- nastavenie trysiek na správny uhol, aby bol vzduchu dodávaný pod správnym uhlom.

Regulovanie množstva vzduchu by mohlo predstavovať celkom zložitý proces, nakoľko daný systém by musel viesť celkom presné parametre MV, t.j. kde je prúdové pole najviac stratové, kde zase málo a na základe týchto vstupov určiť dostatočnú dodávku vzduchu do jednotlivých trysiek. Napríklad detekcia zníženia rýchlosti prúdu v danom úseku by mohla byť vykonaná prostredníctvom odberov statického tlaku. Keď by sa v danom mieste zvýšil statický tlak, tak to by mohlo indikovať odtrhnutie MV - stratovosť prúdového pole. Trysky by boli rozmiestnené po obvodu na vstupe do NTK.

Vhodné tvarovanie trysiek a ich správne nastavenie na požadovaný uhol sú ďalšie podstatné faktory týkajúce sa efektívneho riadenia MV. Nebolo by žiadúce, aby toto riadenie malo opačný efekt, t.j. zvýšenie nerovnomernosti a strát prúdového poľa na vstupe do NTK. Všetky vyššie spomenuté faktory a ich riešenia by vychádzali z experimentálnych meraní alebo počítačových simulácií.

### 3.5 Výhody a nevýhody konfigurácie

Každé riešenie v technickom systéme nesie so sebou prínosy, ale aj záporné stránky. A preto je dôležité hľadať optimálne riešenie, ktoré by daným okolitým podmienkam, vyhovovalo čo najlepšie.

#### **Výhody konfigurácie propfan by mohli byť nasledujúce:**

- vrtuľový ventilátor/propulzor by pracoval s rovnomernejším prúdovým poľom na vstupe → účinnejšie generovanie ťahu/vyšší výkon/stabilná práca,
- rovnomernejšie prúdové pole na výstupe z propulzora → účinnejšie eliminovanie tlakového odporu (úplavu) za letiacim letúnom,
- distribúcia ťahu do osy trupu letúna,
- nasávanie MV z okolia celého trupu,
- aktívne riadenie MV na menšom priemere,
- vysoko-energetické rotujúce časti dostatočne ďaleko od trupu → odstránenie rizika zasiahnutia kabíny cestujúcich/letovej posádky.

#### **Nevýhody konfigurácie propfan by mohli byť nasledujúce:**

- riziko stretu vrtuľového ventilátora so zemou v letovom režime: vzlet/pristátie,
- značne veľká hmota na veľkom ramene od ťažiska letúna - zníženie statickej stability/možné zhoršenie letových vlastností/vysoká zotrvačnosť v prechodových režimoch,
- riziko vniknutia cudzieho predmetu do NTK v letovom režime: vzlet/pristátie,
- nízka dostupnosť PJ v spojitosti s ostatnými lietadlovými systémami namontovaných v draku letúna (energetické systémy, palivový systém atď.) → vytvorenie komplikovaných ciest pre dané vedenia: vzduch/elektrická energia/palivo/prevádzkové kvapaliny.

## 4 Návrh integrovania dvojprúdového motora - konfigurácia propfan-vpredu

### 4.1 Úvod

Tento návrh je tvorený výhradne za účelom porovnania s konfiguráciou propfan. Porovnanie spočíva v overení potenciálu nižšej spotreby paliva konfigurácie propfan, kde už ako bolo viackrát zmienené, by propulzor na svojom vstupe pracoval s rovnomernejším prúdovým polom  $\rightarrow$  zvýšenie efektivity práce propulzora. V spojitosti s konfiguráciou propfan-vpredu je pravdepodobnosť, že by propulzor pracoval na vstupe s relatívne hrubou MV.

### 4.2 Návrh - prvé priblíženie

Samotný návrh sa nesie v podobnom štýle ako návrh integrovania propfanu do zadnej časti trupu letúna kategórie všeobecného letectva. V skutočnosti sa nejedná o dvojprúdový motor, nakoľko sa jedná len o overenie efektivity práce propulzora v rozdielnych častiach trupu letúna. Týmto sú obidve konfigurácie navlas rovnaké len s rozdielom v umiestnení propulzora.

Odôvodnenia ohľadom nezahrnutia klasického dvojprúdového motora už boli spomenuté, no pre rekapituláciu sú spísané nasledovne:

- je vynechaná skriňa ventilátora pre odfiltrovanie vplyvu jej aerodynamického odporu,
- je vynechaný rad výstupných vodiacich lopatiek tvoriacich stupeň ventilátora pre odfiltrovanie vplyvu ich aerodynamického odporu.

Vplyv radu výstupných vodiacich lopatiek by nebol zohľadnený v rámci simulácie prúdenia okolo trupu, ale vplyv skrine už áno. Tento faktor by so sebou niesol silné skreslenie výsledného odporu pôsobiaceho na trup. Navyše sa zanedbáva vplyv vírivosti prúdu za ventilátorom - propulzorom.

### 4.3 Návrh - zástavba PJ do trupu

Ako bolo opisované v predošlej kapitole, tak aj táto konfigurácia sa bude niesť v podobnom smere. Všetky požiadavky, spísané v podkapitole 3.2, by mali byť splnené aj v rámci tejto konfigurácie. Pohonná jednotka (PJ) v konfigurácii propfan-vpredu by bola zastavaná do zadnej časti trupu letúna tak, ako v prípade konfigurácie propfan.

Plynový generátor by pozostával z týchto častí:

- STK - stredotlakový kompresor,
- VTK - vysokotlakový kompresor,
- SK - spaľovacia komora
- VPT - vysokotlaková plynový turbína,
- SPT - stredotlaková plynová turbína.

Propulzná časť by pozostávala z týchto častí:

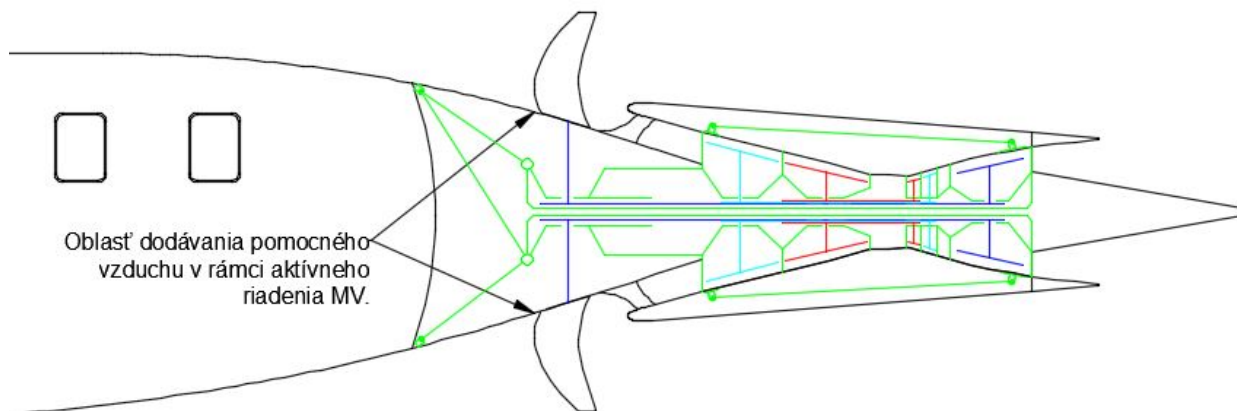
- NTK - nízkotlakový kompresor - ventilátor/propulzor,
- NPT - nízkotlaková plynová turbína.

Motorová lóža by bola konštrukčne dosť podobná tej, ktorá bola uvedená v predošlej kapitole. Vnútorňá časť motorovej lóže, tá ktorá sa nachádza v trupe letúna, by predstavovala nosnú časť pre propulzor PJ. Podporná konštrukcia, ktorá prostredníctvom valivých ložísk drží celý propulzor, by sa priamo napájala na vnútornú časť motorovej lóže.

#### 4.4 Aktívne riadenie medznej vrstvy

Pasívne a aktívne riadenie MV bolo opísané v podkapitole 1.4. Pod pojmom riadenie je možné rozumieť pozitívne ovplyvňovanie chovania MV. Aktívne riadenie by malo mať pozitívny dopad na celkový charakter MV, teda na veličiny určujúce charakter MV.

Všetky podmienky a faktory obsiahnuté v tejto problematike boli spísané v podkapitole 3.4. Systém aktívneho riadenia MV by sa v spojitosti s konfiguráciou propfan-vpredu (turbofan) líšil predovšetkým svojím umiestnením. Obvodovo by bol väčší, nakoľko by musel dodávať energiu do MV na vstupe do ventilátora viď. obrázok.



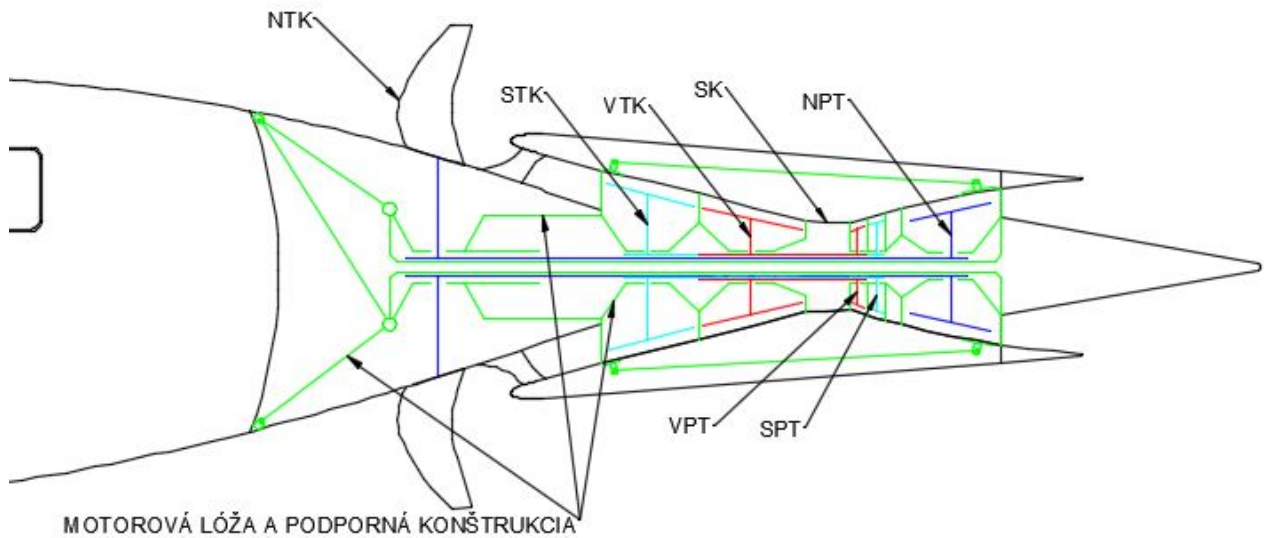
Obr. 55: Oblasť by bola v porovnaní s konfiguráciou propfan o dosť väčšia.

#### 4.5 Výhody a nevýhody konfigurácie

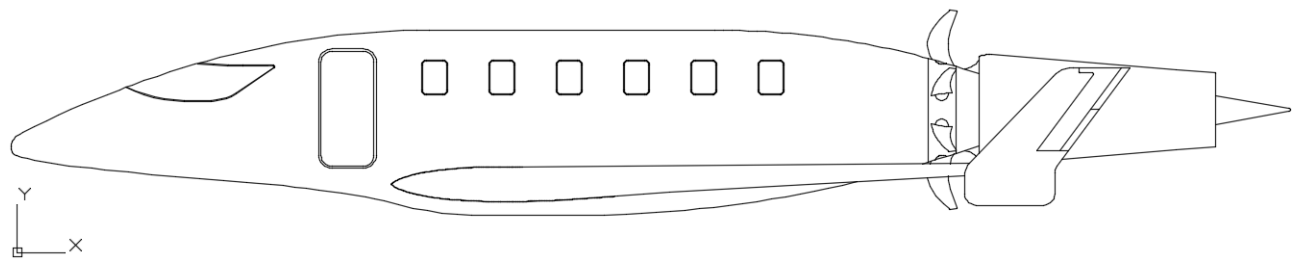
Aj táto konfigurácia má samozrejme svoje plusy a mínusy. Niektoré výhody/nevýhody majú obidve konfigurácie spoločné. **Medzi výhody sa môžu radiť tieto:**

- distribúcia ťahu do osy trupu letúna,
- nasávanie MV z okolia celého trupu,
- rovnomernejšie prúdové pole na vstupe do kompresora NTK plynového generátora, nakoľko propulzor dodá kinetickú energiu stratovému prúdovému poľu,

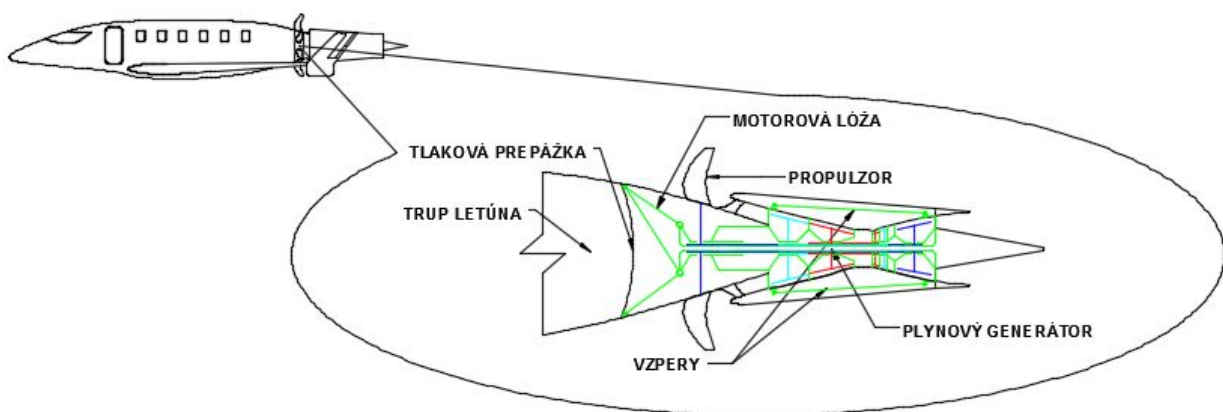




Obr. 56: Zobrazenie jednej z možností zástavby konfigurácie propfan-vpredu (dvojprúdový motor) do zadnej časti trupu.



Obr. 57: Konceptný návrh letúna s konfiguráciou propfan-vpredu.



Obr. 58: Pohonná jednotka voči letúna s detailom na jednotlivé časti PJ.

- vysoko-energetické rotujúce časti dostatočne ďaleko od trupu → odstránenie rizika zasiahnutia kabíny cestujúcich/letovej posádky,

- zníženie tlakového odporu za letiacim letúnom prostredníctvom pohonu s nasávaním MV.

#### Nevýhody konfigurácie môžu byť tieto:

- nerovnomerné prúdové pole na vstupe do ventilátora → zníženie účinnosti práce propulzora/menej účinné eliminovanie tlakového odporu za letúnom,
- aktívne riadenie MV na väčšom priemere,
- riziko stretu vrtuľového ventilátora so zemou v letovom režime: vzlet/pristátie,
- značne veľká hmota na veľkom ramene od ťažiska letúna - zníženie statickej stability/možné zhoršenie letových vlastností/vysoká zotrvačnosť v prechodových režimoch,
- riziko vniknutia cudzieho predmetu do NTK v letovom režime: vzlet/pristátie,
- nízka dostupnosť PJ v spojitosti s ostatnými lietadlovými systémami namontovaných v draku letúna (energetické systémy, palivový systém atď.) → vytvorenie komplikovaných ciest pre dané vedenia: vzduch/elektrická energia/palivo/prevádzkové kvapaliny.

## 5 Výpočet spotreby paliva Propfanu v cestovnom režime

### 5.1 Úvod

Predmetom skúmania je zistenie možnej nižšej spotreby pohonných hmôt (PH) v rámci konfigurácie propfan ako pohonný systém s nasávaním MV. V tejto konfigurácii by sa mohlo doceliť toho, že propulzor propfanu by pracoval na vstupe s rovnomernejším prúdovým poľom čím by bol potenciál dosiahnutia nižšej spotreby paliva. Účinkom toho by sa efektívnejšie eliminoval úplav (tlakový odpor) za letiacim letúnom → nízka spotreba PJ.

### 5.2 Formy energie a ich transformácie

Je všeobecne známe, že energiu nie je možné vytvoriť, len premieňať jeden druh energie na iný druh. Pojmom energia označujeme schopnosť hmoty vykonať prácu [16]. Sú známe rôzne druhy energií ako kinetická, polohová, mechanická, deformačná, chemická atď. V palivách, ale aj iných látkach, je viazaná energia chemická, ktorá sa najčastejšie uvoľňuje vo forme energie tepelnej pri oxidačných, ale aj iných exotermických reakciách [16].

Motor propulznej sústavy lietadla je zdrojom potrebnej mechanickej energie, ktorá sa transformuje v propulznej sústave ďalej na užitočný ťah [16]. Na motor sa dá pozerať ako na transformátor energie, ktorá je akumulovaná v lietadle vo vhodnej forme. Všeobecným riešením je tepelný motor, ktorý premieňa tepelnú energiu expandujúcich plynov na mechanickej energiu. Tento proces je vykonávaný vhodným tepelným obehom motora.

### 5.3 Propulzia

Propulzná sústava (hnacia sústava) lietadla pozostáva z motora ako zdroja mechanickej energie a vhodného transformátora tejto mechanickej energie na užitočný ťah [16]. Propulzná sústava môže byť rôzne usporiadaná a podľa toho má aj pomenovanie [16]. V opisovanom koncepte sa viac menej jedná o vrtuľový spôsob s kombináciou prúdového spôsobu. Užitočný ťah je generovaný primárne vrtuľovým ventilátorom - propfan a zvyšok je produkovaný plynovým generátorom. Podľa zákona o zachovaní energie nemôže vzniknúť v motore mechanickej energia sama od seba, musí vlastný motor propulznej sústavy pozostávať s akumulátora energie a vodného transformátora, ktorým sa mení akumulovaná forma energie na energiu mechanickej, ktorá sa dá zmeniť v ďalšom transformátore na užitočný ťah  $F_T$  [16].

### 5.4 Tepelný obeh plynového generátora

V koncepte je opisovaný plynový generátor, ktorý vychádza z pohonnej jednotky - GE36 (Ultra High By-Pass PropFan), t.j. konštrukčné usporiadanie a parametre napr. ako počet stupňov, celkové stlačenie, teplota na vstupe do plynovej turbíny, vychádzajú z tejto PJ. Plynový generátor je súčasťou pohonnej jednotky (PJ) a jeho úlohou je generovanie hnacích plynov, ktoré konajú prácu v plynovej turbíne a týmto poháňajú kompresor. Plynový generátor predstavuje tepelný stroj, v ktorom sa odohráva termodynamický proces. V tomto tepelnom stroji dochádza ku energetickým premenám [17]. Energetická premena je sprostredkovaná pracovnou látkou, ktorou pre zjednodušenie výpočtov býva zvyčajne ideálny plyn [17].

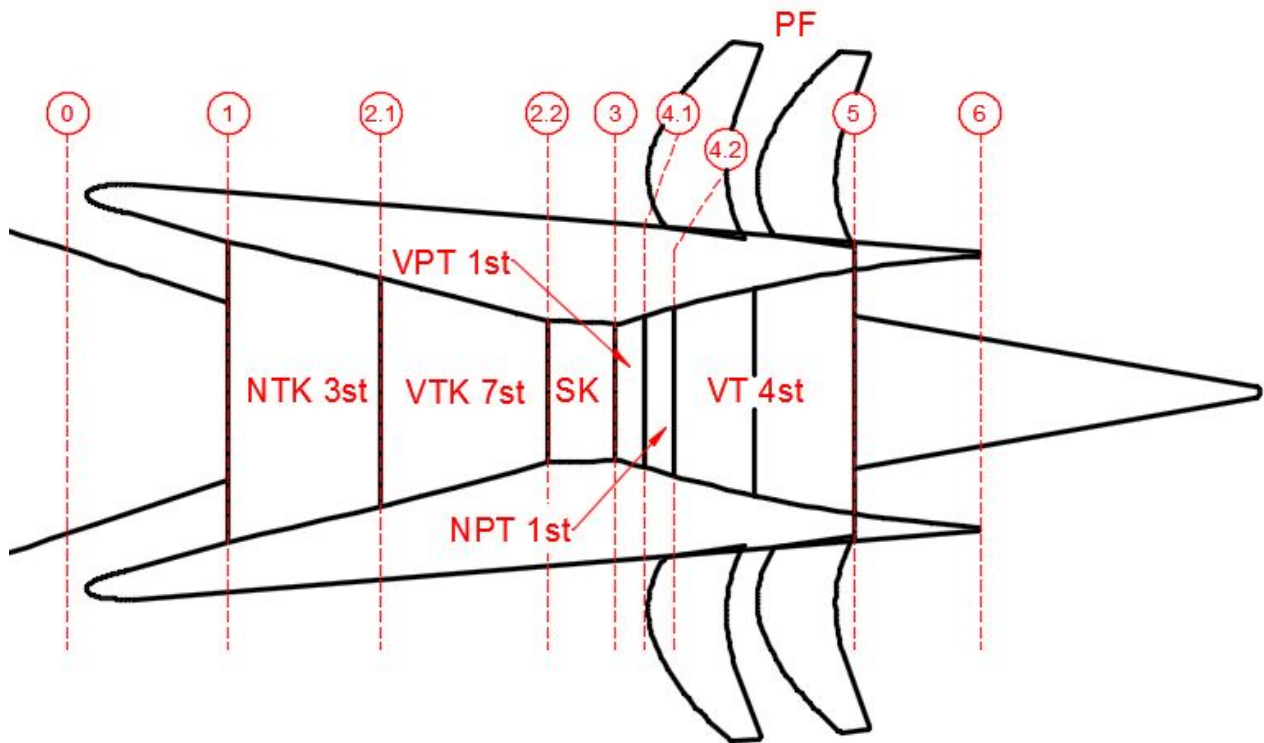
Pracovná látka (plyn) prechádza cez rôzne termodynamické stavy, v ktorých je stav plynu definovaný stavovými veličinami. Medzi stavové veličiny sa radia: teplota, tlak, objem a hustota. Ako plyn prechádza cez rôzne časti plynového generátora, ktoré sú na obrázku vyznačené rovinami, tak tým sa menia aj jeho stavové veličiny.

Význam skratiek v obrázku je takýto:

- NTK 3st - nízkotlakový kompresor 3-stupňový,
- VTK 7st - vysokotlakový kompresor 7-stupňový,
- SK - spaľovacia komora,
- VPT 1st- vysokotlaková plynová turbína 1-stupňová,
- NPT 1st - nízkotlaková plynová turbína 1-stupňová,
- VT 4st - voľná výkonová plynová turbína 4-stupňová,
- PF - vrtuľový ventilátor.

#### **ROVINA 0 - stanovenie parametrov vzduchu okolitej atmosféry:**

*Pozn.: rovina 0 v skutočnosti nepredstavuje rovinu, v ktorej je nerozrušený prúd vzduchu. Táto rovina je dostatočne ďaleko pred letúnom, no na obrázku je zobrazená takto, kvôli lepšej názornosti.*



Obr. 59: Vyznačené roviny v rámci prúdovej cesty plynového generátora.

Dané veličiny		Popis veličín
H [m]	12000	výška letu
v <sub>L</sub> [m/s]	200,642	rýchlosť letu
σ <sub>RV</sub> [-]	1	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v rázových vlnách
<b>σ<sub>D_jadro</sub> [-]</b>	<b>0,9076</b>	<b>súčiniteľ zachovania celkového tlaku vo vstupnom difúzore</b>
π <sub>K</sub> [-]	26	celkový stupeň stlačenia kompresora
η <sub>NTK</sub> [-]	0,886	celková adiabatická účinnosť kompresora (NTK)
η <sub>VTK</sub> [-]	0,865	celková adiabatická účinnosť kompresora (VTK)
σ <sub>SK</sub> [-]	0,94	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v spaľovacej komore
t <sub>3_c</sub> [°C]	1100	teplota pred plynovou turbínou, za spaľovacou komorou
η <sub>m</sub> [-]	0,97	mechanická účinnosť
c <sub>p_K</sub> [J/kg.K]	1004,5	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre kompresor
c <sub>p_T</sub> [J/kg.K]	1158	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre plynovú turbínu
η <sub>VPT</sub> [-]	0,912	celková adiabatická účinnosť turbíny (VPT)
η <sub>NPT</sub> [-]	0,902	celková adiabatická účinnosť turbíny (NPT)
η <sub>VT</sub> [-]	0,908	celková adiabatická účinnosť voľnej turbíny (VT)
κ [-]	1,4	adiabatický exponent
κ' [-]	1,33	adiabatický exponent spalín
R [J/kg.K]	287,4	merná plynová konštanta vzduchu
η <sub>TR</sub> = φ <sub>TR</sub> <sup>2</sup> [-]	0,98	súčiniteľ kontrakcie prúdu v tryske/súčiniteľ zúženia prietokovej plochy trysky
H <sub>u</sub> [J/Kg]	42800000	dolná výhrevnosť paliva

Obr. 60: Zoznam veličín s vysvetlením.

Statický stav vzduchu v nekonečne pred motorom:

$$t_0 = 15 - 0,0065.H,$$

$$t_0 = 15^{\circ}C - 0,0065.12000,$$

$$t_0 = -63 \text{ }^\circ\text{C}.$$

$$T_0 = t_0 + 273,15,$$

$$T_0 = 210,150 \text{ K}.$$

Statický tlak:

$$p_0 = 101325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{5,2553},$$

$$p_0 = 101325 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{5,2553},$$

$$p_0 = 19267,980 \text{ Pa}.$$

Hustota:

$$\rho_0 = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553},$$

$$\rho_0 = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{4,2553},$$

$$\rho_0 = 0,319468 \text{ kg/m}^3.$$

Celkový stav před motorem  $\rightarrow$

Machovo číslo:

$$M = \frac{v_L}{a_H},$$

$$M = \frac{v_L}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_0}},$$

$$M = \frac{200,642}{\sqrt{1,4 \cdot 287,4 \cdot 210,15}},$$

$$M = 0,690 \approx 0,7 [-].$$

Celkový tlak:

$$p_{0,c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

$$p_{0,c} = 19267,980 \cdot \left(1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2\right)^{\frac{0,4}{0,4 - 1}},$$

$$p_{0,c} = 26490,580 \text{ Pa}.$$

Celková teplota:

$$T_{0,c} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \right),$$

$$T_{0,c} = 210,150 \cdot \left( 1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2 \right),$$

$$T_{0,c} = 230,161 \text{ K.}$$

**ROVINA 1 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do kompresora (NTK), za vstupným ústrojenstvom:**

Celková teplota na vstupe do kompresora (NTK):

$$T_{1,c} = T_0 + \frac{v_L^2}{2 \cdot c_{p,K}},$$

$$T_{1,c} = 210,150 + \frac{200,642^2}{2 \cdot 1004,5},$$

$$T_{1,c} = 230,188 \text{ K.}$$

Ideálny celkový tlak na vstupe do kompresora, ktorý by sa objavil v prípade bezstratového prúdenia vo vstupnom ústrojenstve (NTK):

$$p_{1,c,id} = p_0 \cdot \left( \frac{T_{1,c}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

$$p_{1,c,id} = 19267,980 \cdot \left( \frac{230,188}{210,150} \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}},$$

$$p_{1,c,id} = 26501,812 \text{ Pa.}$$

Skutočný celkový tlak na vstupe do kompresora (NTK):

$$p_{1,c} = p_{1,c,id} \cdot \sigma_{RV} \cdot \sigma_{D,jadro},$$

$$p_{1,c} = 26501,812 \cdot 1,0,9076,$$

$$p_{1,c} = 24053,044 \text{ Pa.}$$

Kde  $\sigma_{D,jadro} = \frac{p_{c,average,jadro}}{p_{c,0}}$  je súčiniteľ zachovania celkového tlaku v difúzore plynového generátora. Je daný podielom celkového priemerného tlaku v oblasti vstupu do plynového generátora ku celkovému tlaku nerozrušeného prúdu. V prvom priblížení, v rámci problematiky vplyvu nerovnomernosti poľa celkového tlaku na prácu propulzora/kompresora a následne na spotrebu paliva, je tento parameter zohľadňujúci túto nerovnomernosť akceptovateľný. Priemerná hodnota celkového tlaku bola stanovená na základe získaných dát z programu ANSYS Fluent.

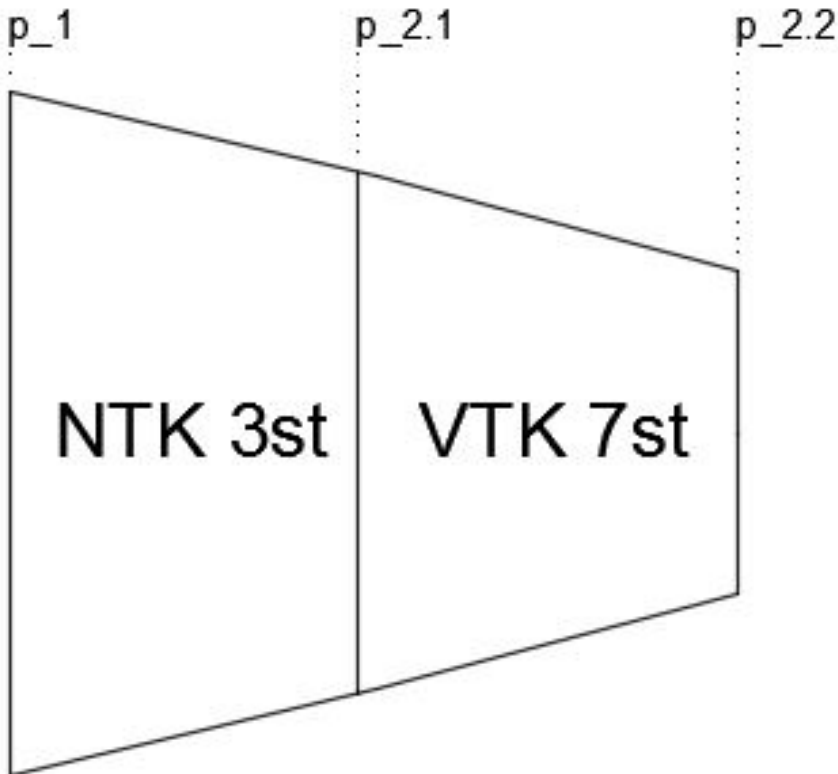
## ROVINA 2.1 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do kompresora (VTK), za NTK:

Celá kompresorová časť plynového generátora pozostáva z dvoch častí. Nízkotlaková časť (NTK) je trojstupňová (vychádza z GE36 usporiadania) a vysokotlaková časť (VTK) je sedemstupňová. Celkové stlačenie kompresora na výstupe je dané súčinom stlačení daných častí:

$$\pi_c = \pi_{NTK} \cdot \pi_{VTK}.$$

Celkové pomer stlačenia PJ GE36 je 26 [26]. Takže je možné písať, pri podmienke, že stlačenie na jeden stupeň je konštantné -  $\pi_{st} = const.$ :

$$\pi_c = \frac{p_{2.1}}{p_1} \cdot \frac{p_{2.2}}{p_{2.1}} = 26 [-],$$



Obr. 61: Schéma kompresora s vyznačenými časťami a tlakovými rovinami.

kde  $\frac{p_{2.1}}{p_1} = \pi_{NTK}$  a  $\frac{p_{2.2}}{p_{2.1}} = \pi_{VTK}$  predstavujú pomery celkového stlačenia jednotlivých častí kompresora.



Je možné stanoviť jednotlivé kompresné pomery NTK a VTK častí:

$$\pi_c = \pi_{NTK} \cdot \pi_{VTK} = 26,$$

$$\pi_c = \pi_{NTK}^3 \cdot \pi_{VTK}^7 = 26,$$

$$\pi_c = \pi_{st}^{10} = 26,$$

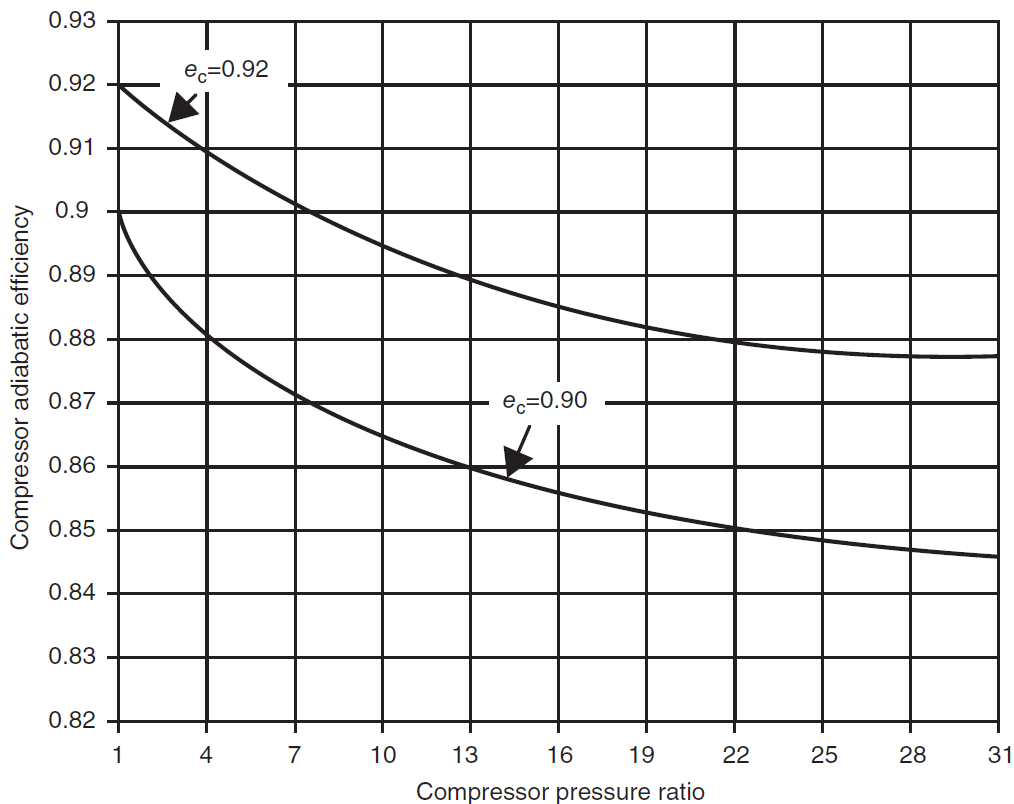
$$\pi_{st} = 26^{1/10}.$$

$\pi_{st}$  predstavuje stlačenie produkované jedným stupňom kompresora. Pre NTK to je potrebné umocniť na tretiu a pre VTK na siedmu:

$$\pi_{NTK} = 26^{3/10} = 2,657 [-].$$

$$\pi_{VTK} = 26^{7/10} = 9,783 [-].$$

Vyššie napísané pomery stlačenia sú potrebné pre odčítanie hodnôt adiabetickej účinnosti kompresora z grafu, vid. obrázok.



Obr. 62: Graf, ktorý bol použitý pre odčítanie hodnôt adiabetickej účinnosti kompresora pre hodnotu polytropickej účinnosti  $e_c = 0,90 [-]$  [9].

Boli odčítané tieto hodnoty:

- $\eta_{NTK} \approx 0,886 [-]$ ,
- $\eta_{VTK} \approx 0,865 [-]$ .

Súčiniteľ celkového stlačenia NTK:

$$\pi_{NTK} = 2,657 [-].$$

Celkový tlak na vstupe do VTK:

$$\begin{aligned} p_{2.1,c} &= p_{1,c} \cdot \pi_{NTK}, \\ p_{2.1,c} &= 24053,044 \cdot 2,657, \\ p_{2.1,c} &= 63923,724 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na vstupe do VTK:

$$\begin{aligned} T_{2.1,c} &= T_{1,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\eta_{NTK}} \pi_{NTK}^{\frac{\kappa}{\eta_{NTK}}} - 1}{\eta_{NTK}} \right), \\ T_{2.1,c} &= 230,188 \cdot \left( 1 + \frac{\frac{1,4 - 1}{0,886} \cdot 2,657^{1,4} - 1}{0,886} \right), \\ T_{2.1,c} &= 313,887 \text{ K.} \end{aligned}$$

## ROVINA 2.2 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do spaľovacej komory, za VTK:

Súčiniteľ celkového stlačenia VTK:

$$\pi_{VTK} = 9,783 [-].$$

Celkový tlak na vstupe do spaľovacej komory:

$$\begin{aligned} p_{2.2,c} &= p_{2.1,c} \cdot \pi_{VTK}, \\ p_{2.2,c} &= 63923,724 \cdot 9,783, \\ p_{2.2,c} &= 625379,169 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na vstupe do spaľovacej komory:

$$\begin{aligned} T_{2.2,c} &= T_{2.1,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\eta_{VTK}} \pi_{VTK}^{\frac{\kappa}{\eta_{VTK}}} - 1}{\eta_{VTK}} \right), \\ T_{2.2,c} &= 313,887 \cdot \left( 1 + \frac{\frac{1,4 - 1}{0,865} \cdot 9,783^{1,4} - 1}{0,865} \right), \\ T_{2.2,c} &= 647,240 \text{ K.} \end{aligned}$$

### ROVINA 3 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do VPT, za spaľovacou komorou:

Horenie paliva ideálne prebieha pri konštantnom tlaku. V skutočnosti vznikajú straty celkového tlaku vplyvom trenia.

Celkový tlak spalín za spaľovacou komorou závisí na celkovom tlaku za VTK a súčiniteľom zachovania celkového tlaku v SK, ktorý kvantifikuje tlakovú stratovosť v SK:

$$\begin{aligned}p_{3,c} &= p_{2,2,c} \cdot \sigma_{SK}, \\p_{3,c} &= 625379,169.0,94, \\p_{3,c} &= 587856,419 \text{ Pa.}\end{aligned}$$

Celková teplota spalín za SK vychádza z predpokladu, že v SK plynového generátora GE36 je  $t_{3,c} \approx 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ :

$$T_{3,c} = t_{3,c} + 273,150 = 1373,150 \text{ K.}$$

### ROVINA 4.1 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do NPT, za VPT:

Úlohou plynovej turbíny je premena tepelnej energie spalín na mechanickú prácu, ktorá sa využíva pre pohon kompresora, čiastočné vyvodenie ťahu a pohon pomocných agregátov. V prvom priblížení sa hmotnostný tok paliva na jeden kilogram vzduchu odhaduje pomocou nasledujúceho vzorca:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{pl} &= \frac{c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2,2,c})}{H_u - c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2,2,c})}, \\ \dot{m}_{pl} &= \frac{1004,5 \cdot (1373,150 - 647,240)}{42800000 - 1004,5 \cdot (983,150 - 647,240)}, \\ \dot{m}_{pl} &= 0,0173 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}.\end{aligned}$$

Celková teplota na vstupe do NPT:

$$\begin{aligned}T_{4,1,c} &= T_{3,c} - \frac{c_{p,K}}{c_{p,T} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2,2,c} - T_{2,1,c}) \cdot \frac{1}{1 + \dot{m}_{pl}}, \\ T_{4,1,c} &= 1373,150 - \frac{1004,5}{1158,0,97} \cdot (647,240 - 313,887) \cdot \frac{1}{1 + 0,0173}, \\ T_{4,1,c} &= 1080,119 \text{ K.}\end{aligned}$$

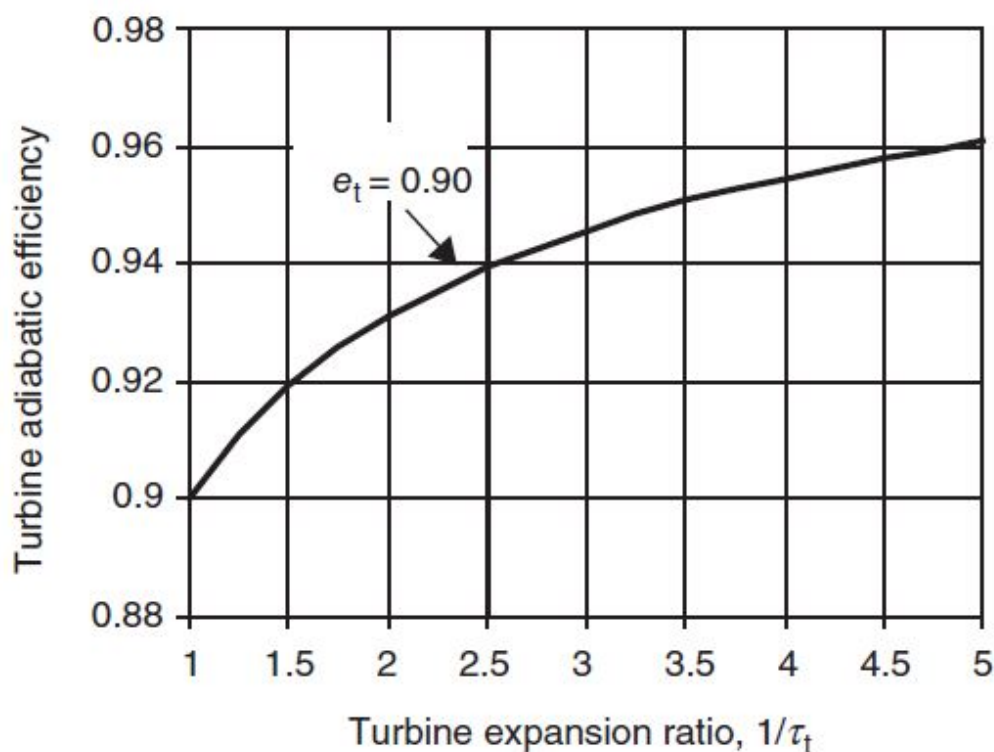
Je potrebné stanovenie expanzného pomeru HPT pre odčítanie adiabatickej celkovej účinnosti HPT:

$$\tau_{VPT} = \frac{T_{4,1,c}}{T_{3,c}},$$

$$\tau_{VPT} = \frac{1080,119}{1373,150},$$

$$\tau_{VPT} = 0,786 [-].$$

Expanzný pomer plynovej turbíny VPT predstavuje prevrátenú hodnotu  $\tau_{VPT} \rightarrow 1/\tau_{VPT} = 1,271 [-]$ .



Obr. 63: Graf, ktorý bol použitý pre odčítanie hodnôt adiabatickej účinnosti turbíny (VPT/NPT/VT) pre hodnotu  $e_t = 0,90 [-]$  [9].

Odčítaná hodnota celkovej adiabatickej účinnosti je:  $\eta_{VPT} = 0,912 [-]$ .

Celkový tlak spalín na vstupe do NPT, za VPT:

$$p_{4,1,c} = p_{3,c} \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{T_{4,1,c}}{T_{3,c}} \cdot \frac{1}{\eta_{VPT}} \right) \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}},$$

$$p_{4.1,c} = 587856,419 \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1080,119}{1373,150} \cdot \frac{1}{0,912} \right) \right]^{\frac{1,33}{1,33-1}},$$

$$p_{4.1,c} = 200769,818 \text{ Pa.}$$

Ideálna celková teplota spalín (izoentropická) - na túto teplotu by expandoval plyn, ak by nevznikali straty v plynovej turbíne:

$$T_{4.1,c,id} = T_{3,c} - \frac{T_{3,c} - T_{4.1,c}}{\eta_{VPT}},$$

$$T_{4.1,c,id} = 1373,150 - \frac{1373,150 - 1080,119}{0,912},$$

$$T_{4.1,c,id} = 1051,845 \text{ K.}$$

#### ROVINA 4.2 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do voľnej plynovej turbíny (VT), za NPT:

Úlohou voľnej plynovej turbíny je premena tepelnej energie spalín na mechanickú prácu vrtuľového ventilátora/propulzora. V prvom priblížení sa hmotnostný tok paliva na jeden kilogram vzduchu odhaduje pomocou nasledujúceho vzorca:

$$\dot{m}_{pl} = \frac{c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2.2,c})}{H_u - c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2.2,c})},$$

$$\dot{m}_{pl} = \frac{1004,5 \cdot (1373,150 - 647,240)}{42800000 - 1004,5 \cdot (1373,150 - 647,240)},$$

$$\dot{m}_{pl} = 0,0173 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}.$$

Celková teplota na vstupe do VT:

$$T_{4.2,c} = T_{4.1,c} - \frac{c_{p,K}}{c_{p,T} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2.1,c} - T_{1,c}) \cdot \frac{1}{1 + \dot{m}_{pl}},$$

$$T_{4.2,c} = 1080,119 - \frac{1004,5}{1158} \cdot 0,97 \cdot (313,887 - 230,188) \cdot \frac{1}{1 + 0,0173},$$

$$T_{4.2,c} = 1006,545 \text{ K.}$$

Je potrebné stanovenie expanzného pomeru HPT pre odčítanie adiabatickej celkovej účinnosti HPT:

$$\tau_{NPT} = \frac{T_{4.2,c}}{T_{4.1,c}},$$

$$\tau_{NPT} = \frac{1006,545}{1080,119},$$

$$\tau_{NPT} = 0,931 [-].$$

Expanzný pomer plynovej turbíny VPT predstavuje prevrátenú hodnotu  $\tau_{NPT} \rightarrow 1/\tau_{NPT} = 1,073 [-]$ .

Odčítaná hodnota celkovej adiabatickej účinnosti je:  $\eta_{NPT} = 0,902 [-]$ .

Celkový tlak spalín na vstupe do VT, za NPT:

$$p_{4.2,c} = p_{4.1,c} \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{T_{4.2,c}}{T_{4.1,c}} \cdot \frac{1}{\eta_{NPT}} \right) \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}},$$

$$p_{4.2,c} = 200769,818 \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1006,545}{1080,119} \cdot \frac{1}{0,902} \right) \right]^{\frac{1,33}{1,33 - 1}},$$

$$p_{4.2,c} = 146305,248 \text{ Pa.}$$

Ideálna celková teplota spalín (izoentropická) - na túto teplotu by expandoval plyn, ak by nevznikali straty v plynovej turbíne:

$$T_{4.2,c,id} = T_{4.1,c} - \frac{T_{4.1,c} - T_{4.2,c}}{\eta_{NPT}},$$

$$T_{4.2,c,id} = 1080,119 - \frac{1080,119 - 1006,545}{0,902},$$

$$T_{4.2,c,id} = 998,552 \text{ K.}$$

### ROVINA 5 - stanovenie parametrov spalín na za plynovými turbínami, pred výstupným ústrojenstvom (VU):

Úlohou výstupného ústrojenstva je zabezpečiť premenu tlakovej a tepelnej energie hnacích plynov na kinetickú energiu s čo najvyššou možnou účinnosťou.

Je volený tlak  $p_{5,c} = 28000 \text{ Pa}$ .

Celková teplota pred VU:

$$T_{5,c} = T_{4.2,c,id} - \eta_{VT} \cdot (T_{4.2,c,id} - T_{5,c,id}),$$

$$T_{5,c} = 998,552 - 0,908 \cdot (998,552 - 667,817),$$

$$T_{5,c} = 698,245 \text{ K.}$$

Ideálna celková teplota, ktorá predstavuje bezstratovosť:

$$T_{5,c,id} = T_{4.2,c} \cdot \left( \frac{p_{5,c}}{p_{4.2,c}} \right)^{\frac{\kappa' - 1}{\kappa'}},$$

$$T_{5,c,id} = 1006,545 \cdot \left( \frac{28000}{146305,248} \right)^{\frac{0,33}{1,33}},$$

$$T_{5,c,id} = 667,817 \text{ K.}$$

## ROVINA 6 - stanovenie parametrov spalín za výstupným ústrojenstvom (VU):

Rýchlosť plynov za VU (je uvažovaná zužujúca sa tryska):

$$v_6 = \sqrt{2 \cdot c_{p,T} \cdot T_{5,c} \cdot \eta_{tr} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{p_{5,c}} \right)^{\frac{\kappa' - 1}{\kappa'}} \right]},$$

$$v_6 = \sqrt{2.1158.698,245.0,98 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{19267,980}{28000} \right)^{\frac{1,33 - 1}{1,33}} \right]},$$

$$v_6 = 374,647 \text{ m/s.}$$

## 5.5 Tepelný obeh vrtuľového ventilátora - propulzora

Ako už bolo viackrát zmienené, tak vrtuľový ventilátor, ako propulzor, vyvíja značnú časť potrebného ťahu. Pracovná látka v rámci prúdovej cesty propulzora nebude prechádzať cez také množstvo stavových rovín ako v prípade plynového generátora. V prvom priblížení sú do úvahy vzaté nasledujúce zjednodušenia:

- parameter zohľadňujúci nerovnomernosť poľa celkovej tlaku je *súčiniteľ zachovania celkového tlaku v difúzore*  $\sigma_{D,PF}$ ,
- zanedbávajú sa dva rotory - ako keby jeden stupeň (rotor+stator),
- zanedbáva sa vírenie prúdu za propulzorom,
- berie sa súčiniteľ celkového stlačenia propulzora:  $\pi_{PF,c} \approx 1,1 [-]$ .

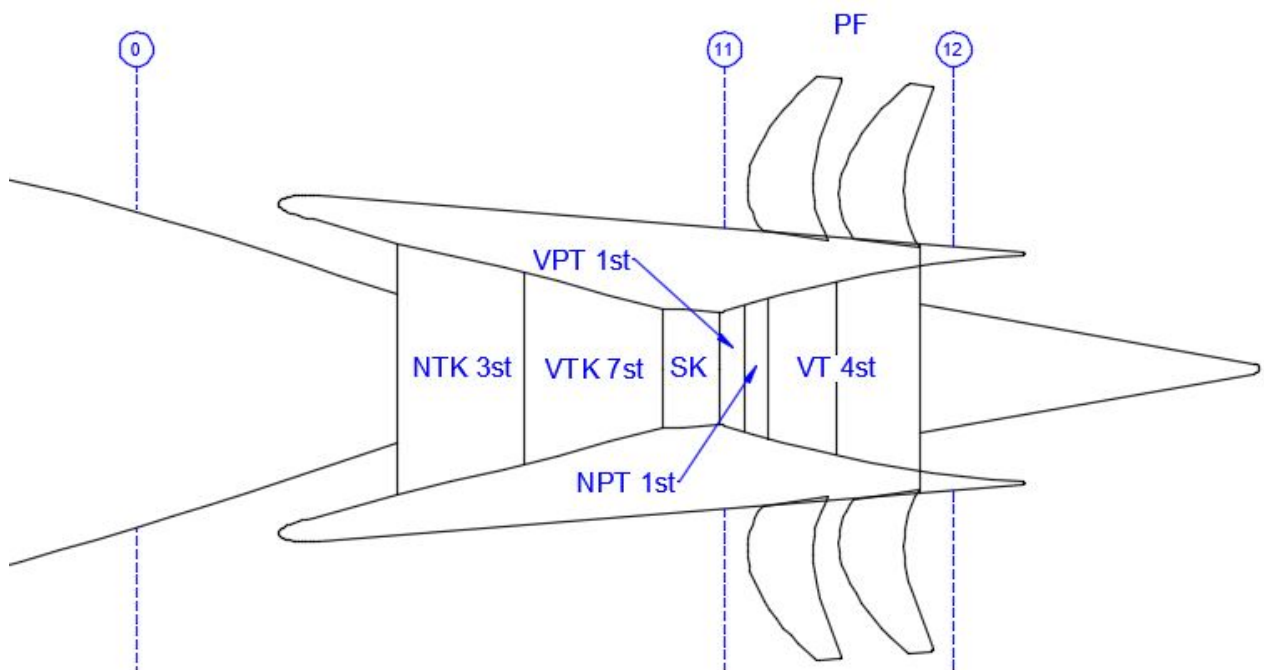
Súčiniteľ celkového stlačenia propulzora  $\pi_{PF,c} \approx 1,1$  predstavuje hornú hranicu stlačiteľnosti vrtuľových ventilátorov [6].

*Pozn.: v spojitosti s prvým priblížením v problematike týkajúcej sa vplyvu nerovnomernosti poľa celkového tlaku na spotrebu paliva PJ, je akceptovateľné zohľadniť tento vplyv parametrom  $\sigma_{D,PF}$ .*



Dané veličiny		Popis veličín
H [m]	12000	výška letu
v <sub>L</sub> [m/s]	200,642	rýchlosť letu
$\sigma_{RV}$ [-]	1	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v rázových vlnách
$\sigma_{D\_PF}$ [-]	0,9908	súčiniteľ zachovania celkového tlaku vo vstupnom difúzore
$\pi_K$ [-]	26	celkový stupeň stlačenia kompresora
$\eta_{NTK}$ [-]	0,886	celková adiabatická účinnosť kompresora (NTK)
$\eta_{VTK}$ [-]	0,865	celková adiabatická účinnosť kompresora (VTK)
$\eta_{PF}$ [-]	0,897	celková adiabatická účinnosť propulzora (PF/VENTILATOR)
$\sigma_{SK}$ [-]	0,94	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v spaľovacej komore
t <sub>3_c</sub> [°C]	1100	teplota pred plynovou turbínou
$\eta_m$ [-]	0,97	mechanická účinnosť
c <sub>p_K</sub> [J/kg.K]	1004,5	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre kompresor
c <sub>p_T</sub> [J/kg.K]	1158	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre plynovú turbínu
$\eta_{VPT}$ [-]	0,908	celková adiabatická účinnosť turbíny (VPT)
$\eta_{NPT}$ [-]	0,916	celková adiabatická účinnosť turbíny (NPT)
$\eta_{VT}$ [-]	0,950	celková adiabatická účinnosť voľnej turbíny (VT)
$\kappa$ [-]	1,4	adiabatický exponent
$\kappa'$ [-]	1,33	adiabatický exponent spalín
R [J/kg.K]	287,4	merná plynová konštanta vzduchu
$\eta_{TR} = \phi_{TR}^2$ [-]	0,98	súčiniteľ kontrakcie prúdu v tryske/súčiniteľ zúženia prietokovej plochy trysky
H <sub>u</sub> [J/kg]	42800000	dolná výhrevnosť paliva

Obr. 64: Zoznam veličín s vysvetlením.



Obr. 65: Schéma pohonnej jednotky s vyznačenými rovinami v rámci prúdovej cesty propulzora.

**ROVINA 0 - stanovenie parametrov vzduchu dostatočne ďaleko pred propulzorom:**

Statický stav vzduchu v nekonečně před propulzorem:

$$\begin{aligned}t_0 &= 15 - 0,0065 \cdot H, \\t_0 &= 15^\circ C - 0,0065 \cdot 12000, \\t_0 &= -63 \text{ }^\circ C.\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}T_0 &= t_0 + 273,15, \\T_0 &= 210,150 \text{ K}.\end{aligned}$$

Statický tlak:

$$\begin{aligned}p_0 &= 101325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{5,2553}, \\p_0 &= 101325 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{5,2553}, \\p_0 &= 19267,980 \text{ Pa}.\end{aligned}$$

Hustota:

$$\begin{aligned}\rho_0 &= 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553}, \\ \rho_0 &= 1,225 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{4,2553}, \\ \rho_0 &= 0,319468 \text{ kg/m}^3.\end{aligned}$$

Celkový stav  $\rightarrow$

Machovo číslo:

$$\begin{aligned}M &= \frac{v_L}{a_H}, \\M &= \frac{v_L}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_0}}, \\M &= \frac{200,642}{\sqrt{1,4287 \cdot 4 \cdot 210,15}}, \\M &= 0,690 \approx 0,7 [-].\end{aligned}$$

Celkový tlak:

$$p_{0,c} = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$
$$p_{0,c} = 19267,980 \cdot \left( 1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2 \right)^{\frac{0,4}{0,4 - 1}},$$
$$p_{0,c} = 26490,580 \text{ Pa.}$$

Celková teplota:

$$T_{0,c} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \right),$$
$$T_{0,c} = 210,150 \cdot \left( 1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2 \right),$$
$$T_{0,c} = 230,161 \text{ K.}$$

**ROVINA 11 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do vrtuľového ventilátora - propulzora (PF)**

Celková teplota na vstupe do PF:

$$T_{11,c} = T_0 + \frac{v_L^2}{2 \cdot c_{p,K}},$$
$$T_{11,c} = 210,150 + \frac{200,642^2}{2 \cdot 1004,5},$$
$$T_{11,c} = 230,188 \text{ K.}$$

Ideálny celkový tlak na vstupe do PF:

$$p_{11,c,id} = p_0 \cdot \left( \frac{T_{11,c}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$
$$p_{11,c,id} = 19267,980 \cdot \left( \frac{230,188}{210,150} \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}},$$
$$p_{11,c,id} = 26501,812 \text{ Pa.}$$

Skutočný celkový tlak na vstupe do PF:

$$\begin{aligned} p_{11,c} &= p_{11,c,id} \cdot \sigma_{RV} \cdot \sigma_{D,PF}, \\ p_{11,c} &= 26501,812.1.0,9908, \\ p_{11,c} &= 26257,995 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Kde  $\sigma_{D,PF} = \frac{p_{c,average,PF}}{p_{c,0}}$  je súčiniteľ zachovania celkového tlaku v difúzore propulzora. Je daný podielom celkového priemerného tlaku v oblasti vstupu do vrtulového ventilátora ku celkovému tlaku nerozrušeného prúdu.

### ROVINA 12 - stanovenie parametrov za propulzorom:

Súčiniteľ celkového stlačenia propulzora:

$$\pi_{PF,c} = 1,1 [-].$$

Týmto súčiniteľom je prenasobený celkový tlak na vstupe do propulzora, čo dáva celkový tlak na výstupe z PF:

$$\begin{aligned} p_{12,c} &= p_{11,c} \cdot \pi_{PF,c}, \\ p_{12,c} &= 26257,995.1,1, \\ p_{12,c} &= 28883,795 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na výstupe z PF:

$$\begin{aligned} T_{12,c} &= T_{11,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\pi_{PF,c}^{\frac{\kappa}{\eta_{PF}}} - 1}}{\eta_{PF}} \right), \\ T_{12,c} &= 230,188 \cdot \left( 1 + \frac{1,1 \cdot \frac{1,4 - 1}{0,950} - 1}{0,950} \right), \\ T_{12,c} &= 248,992 \text{ K.} \end{aligned}$$

Stanovenie statickej teploty za propulzorom:

$$\begin{aligned} T_{12,s} &= T_{12,c} \cdot \left( \frac{p_{12,c}}{p_0} \right)^{\frac{-0,4}{1,4}}, \\ T_{12,s} &= 248,992 \cdot \left( \frac{28883,795}{19268} \right)^{\frac{-0,4}{1,4}}, \\ T_{12,s} &= 221,795 \text{ K.} \end{aligned}$$

Merná práca propulzora:

$$w_{T,propfan} = c_{p,k} \cdot (T_{12,c} - T_{12,s}),$$

$$w_{T,propfan} = 1004,5 \cdot (248,992 - 221,795),$$

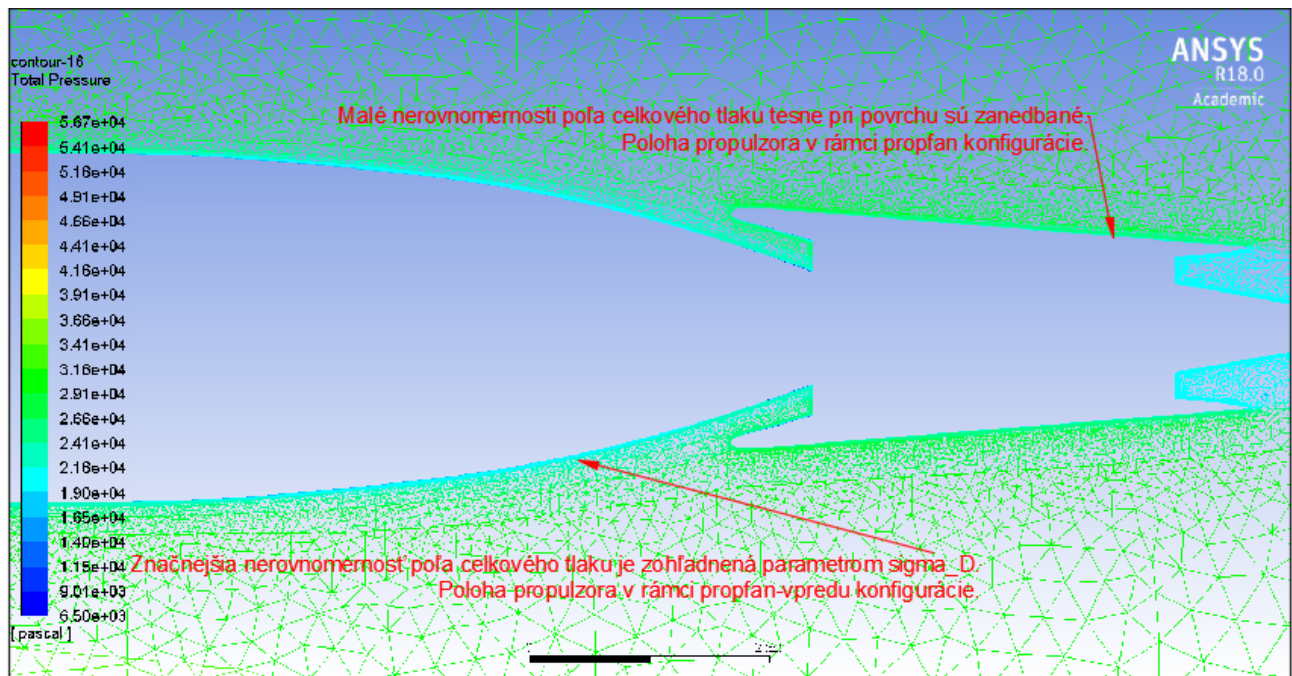
$$w_{T,propfan} = 27319,491 \text{ J/kg}.$$

Určenie výtokovej rýchlosti za propulzorom:

$$v_{12} = \sqrt{2 \cdot c_{p,k} \cdot (T_{12,c} - T_{12,s})},$$

$$v_{12} = \sqrt{2 \cdot 1004,5 \cdot (248,992 - 221,795)},$$

$$v_{12} = 233,749 \text{ m/s}.$$



Obr. 66: Oblať umiestnenia propulzora (propfan) vykazuje veľmi nízku stratovosť celkového tlaku, týmto sa  $\sigma_{D,PF} \rightarrow 1$ .

### 5.5.1 Stanovenie spotreby paliva

Potrebný ťah, ktorý sa v cestovnom režime rovná odporu letúna, bol stanovený na základe získaných dát zo simulácie prúdenia okolo 2D trupu. Pohonná jednotka generuje ťah prostredníctvom *plynového generátora* - jadro (teplý prúd) a *propulzora* - obtokový kanál (studený prúd). V rámci väčšiny dvojprúdových turbínových motorov platí fakt, že obtok generuje približne 80 percent ťahu a jadro 20 percent. V opisovanom prípade vychádza prerozdelenie ťahu z pomeru plôch. Tento prístup vedie ku presnejšiemu stanoveniu jednotlivých ťahov.

Prietoková plocha propulzora - obtokového kanála je podstatne väčšia v porovnaní s plochou plynového generátora - jadro. Propulzor urýchľuje väčšie množstvo vzduchu pri nižšej rýchlosti a plynový generátor urýchľuje menšie množstvo vzduchu pri vyššej rýchlosti.

Plochy sú určené z nákresu navrhovaného konceptu, nakoľko bolo cieľené dosiahnuť rozmerové proporcie. Veľkosti plôch sú nasledovné:

- celková plocha  $S_c = 7,651 \text{ m}^2$ ,
- plocha plynového generátora - je brané medzikružie v rovine 5  $S_{jadro} = 0,666 \text{ m}^2$ ,
- plocha propulzora - je braná plocha medzikružia, pričom sa berie stredová rovina, približne medzi rotormi propulzora  $S_{propulzor} = 6,985 \text{ m}^2$ .

Potrebný ťah je  $T_p = 25004,646 \text{ N}$ . Jednotlivé podiely na ťahu sú nasledovné:

$$T_{p,jadro} = T_p \cdot \frac{S_{jadro}}{S_c},$$

$$T_{p,jadro} = 25004,646 \cdot \frac{0,666}{7,651},$$

$$T_{p,jadro} = 2176,889 \text{ N}.$$

$$T_{p,propulzor} = T_p \cdot \frac{S_{propulzor}}{S_c},$$

$$T_{p,propulzor} = 25004,646 \cdot \frac{6,985}{7,651},$$

$$T_{p,propulzor} = 22827,752 \text{ N}.$$

Určenie mernej práce turbíny je nasledovné:

$$w_{T,jadro} = c_{p,T} \cdot (T_{4.2,c,id} - T_{5,c}),$$

$$w_{T,jadro} = 1158 \cdot (998,552 - 698,245),$$

$$w_{T,jadro} = 347755,378 \text{ J/kg}.$$

Určenie ťahu pre jadro (pre 1 kg vzduchu):

$$T_{jadro} = (1 + m_{pl}) \cdot (v_6 - v_L),$$

$$T_{jadro} = (1 + 0,0173) \cdot (374,647 - 200,642),$$

$$T_{jadro} = 177,021 \text{ N}.$$

Obtokový pomer (By-Pass Ratio (BPR)):

$$BPR = \frac{w_{T,jadro}}{w_{T,propfan}},$$
$$BPR = \frac{347755,378}{27319,491},$$
$$BPR = 12,729 [-].$$

Určenie ťahu pre obtok (pre 1 kg vzduchu):

$$T_{obtok} = BPR \cdot (v_{12} - v_L),$$
$$T_{obtok} = 12,729 \cdot (233,749 - 200,642),$$
$$T_{obtok} = 421,436 \text{ N}.$$

Celkový ťah:

$$T_c = T_{jadro} + T_{obtok},$$
$$T_c = 177,021 + 421,436,$$
$$T_c = 598,457 \text{ N}.$$

Hmotnostný tok jadrom:

$$\dot{m}_{jadro} = \frac{T_p}{T_c},$$
$$\dot{m}_{jadro} = \frac{25004,646}{598,457},$$
$$\dot{m}_{jadro} = 41,781 \text{ kg/s}.$$

Hmotnostný tok obtokom:

$$\dot{m}_{obtok} = \dot{m}_{jadro} \cdot BPR,$$
$$\dot{m}_{obtok} = 41,781 \cdot 12,729,$$
$$\dot{m}_{obtok} = 531,849 \text{ kg/s}.$$

Určenie celkového množstva paliva:

$$\dot{m}_{pl,c} = \dot{m}_{pl} \cdot \dot{m}_{jadro},$$
$$\dot{m}_{pl,c} = 0,0173 \cdot 41,781,$$
$$\dot{m}_{pl,c} = 0,724 \text{ kg/s}.$$



Určenie mernej spotreby paliva:

$$c_m = \frac{\dot{m}_{pl,c}}{T_p},$$
$$c_m = \frac{0,724}{25004,646},$$
$$c_m = 2,896 \cdot 10^{-5} \text{ kg/N/s.}$$

## 6 Výpočet spotreby paliva turbofanu (propfan-vpredu) v cestovnom režime

### 6.1 Úvod

Predmetom skúmania je zistenie možnej nižšej spotreby pohonných hmôt (PH) v rámci konfigurácie propfan ako pohonný systém s nasávaním MV. V tejto konfigurácii by sa mohlo doceliť toho, že propulzor propfanu by pracoval na vstupe s rovnomernejším prúdovým poľom čím by bol potenciál dosiahnutia nižšej spotreby paliva. Účinkom toho by sa efektívnejšie eliminoval úplav (tlakový odpor) za letiacim letúnom  $\rightarrow$  nízka spotreba PJ. Pre lepšie overenie tohto predpokladu je žiadúce porovnanie k niečomu, a tým je konfigurácia propfan-vpredu, alebo inak turbofan. Svojím spôsobom tento druhý koncept predstavuje klasický dvojprúdový letecký turbínový motor integrovaný do trupu letúna.

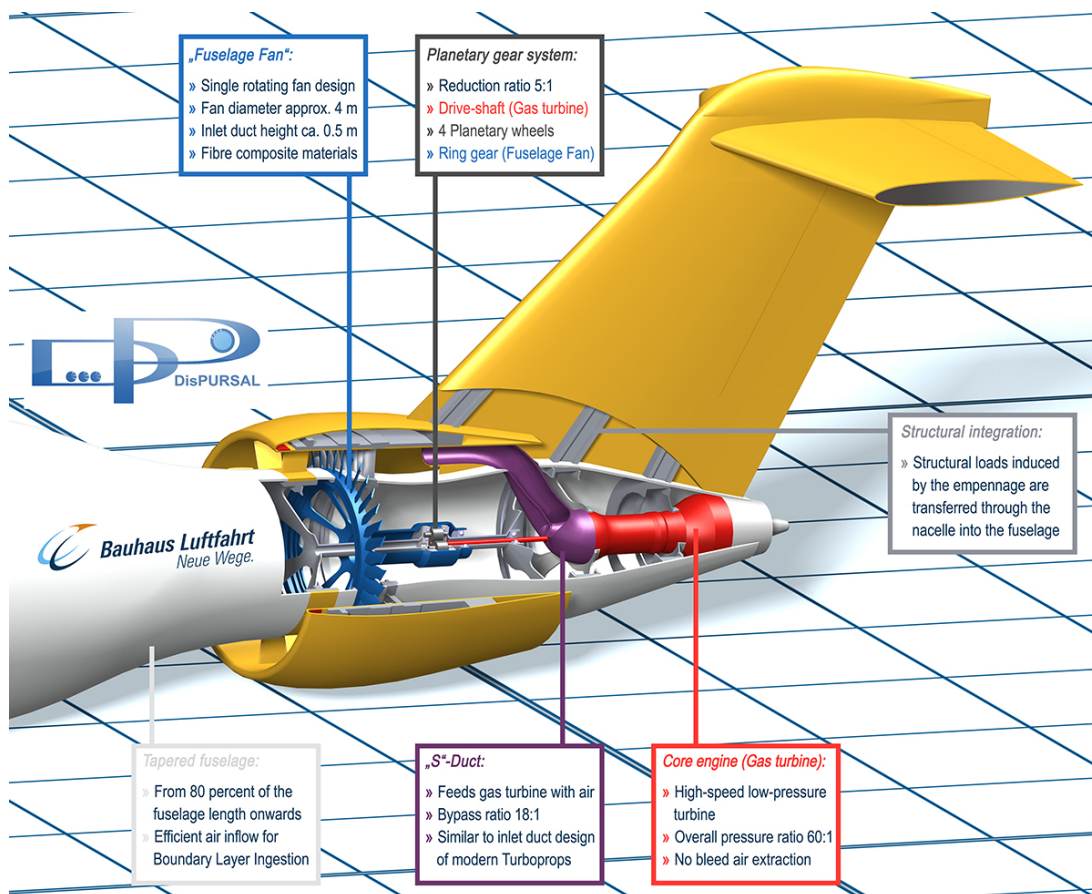
### 6.2 Tepelný obeh plynového generátora a ventilátora (propulzora)

V koncepte je opisovaný plynový generátor, ktorý vychádza z pohonnej jednotky - GE36 (UDF - UnDucted Fan), t.j. konštrukčné usporiadanie a parametre napr. ako počet stupňov, celkové stlačenie, teplota na vstupe do plynovej turbíny, vychádzajú z tejto PJ. Ďalšie veci sú obdobné ako v kapitole 5.

Pracovná látka (plyn) prechádza cez rôzne termodynamické stavy, v ktorých je stav plynu definovaný stavovými veličinami. Medzi stavové veličiny sa radia: teplota, tlak, objem a hustota. Ako plyn prechádza cez rôzne časti plynového generátora, ktoré sú na obrázku vyznačené rovinami, tak tým sa menia aj jeho stavové veličiny.

Význam skratiek v obrázku je takýto:

- NTK 3st - nízkotlakový kompresor 3-stupňový,
- VTK 7st - vysokotlakový kompresor 7-stupňový,
- SK - spaľovacia komora,
- VPT 1st- vysokotlaková plynová turbína 1-stupňová,
- NPT 1st - nízkotlaková plynová turbína 1-stupňová,
- VT 4st - voľná výkonová plynová turbína 4-stupňová.



Obr. 67: Koncept od nemeckej firmy Bauhaus Luftfahrt - od tohto konceptu sa odvíja konfigurácia turbofan (propfan-vpredu) [20].

Veličiny, ktoré sú použité vo výpočte:

### ROVINA 0 - stanovenie parametrov vzduchu okolitej atmosféry:

Statický stav vzduchu v nekonečne pred motorom:

$$t_0 = 15 - 0,0065 \cdot H,$$

$$t_0 = 15^\circ\text{C} - 0,0065 \cdot 12000,$$

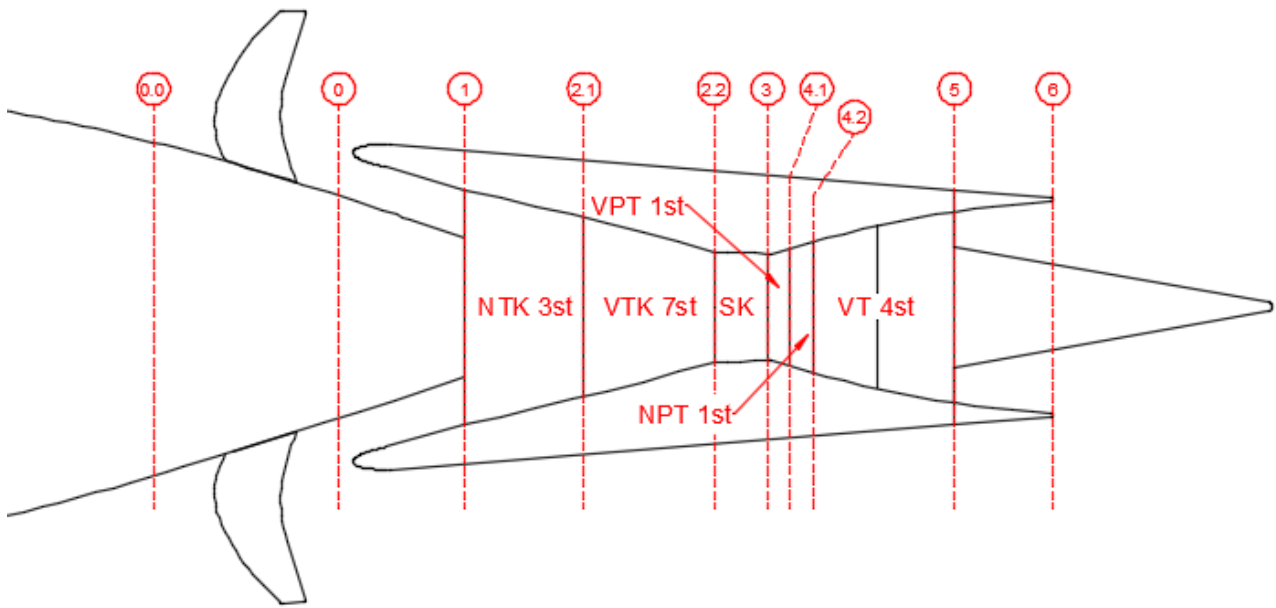
$$t_0 = -63^\circ\text{C}.$$

$$T_0 = t_0 + 273,15,$$

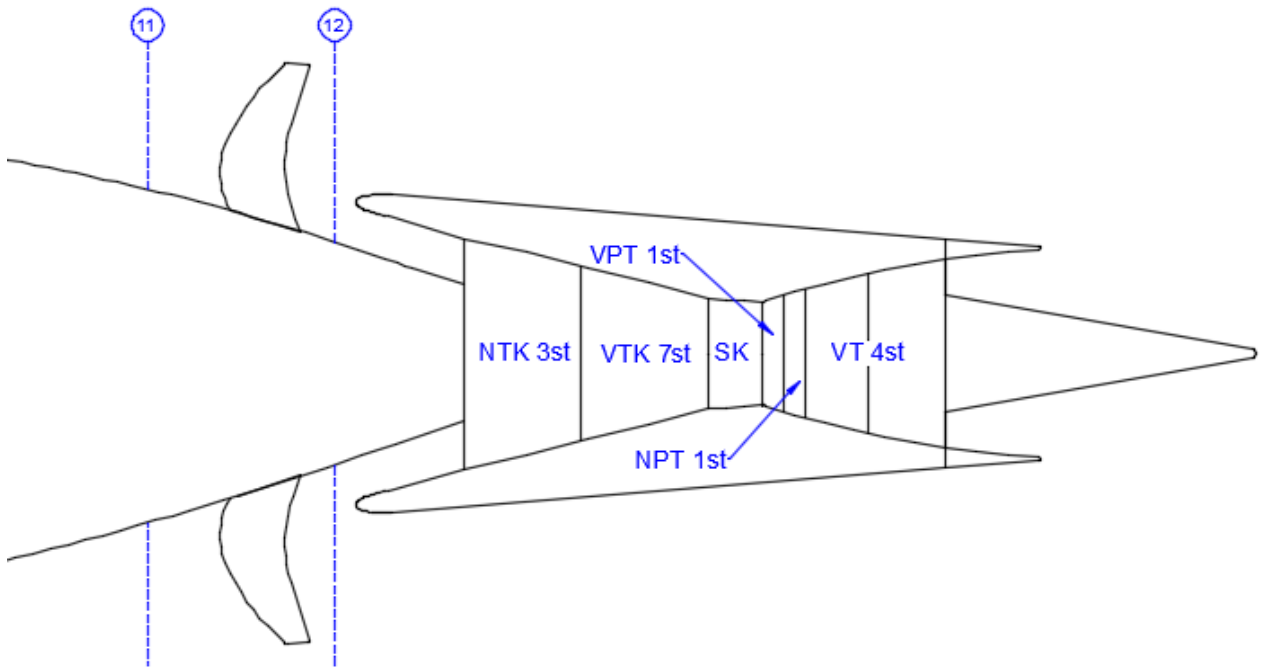
$$T_0 = 210,150\text{ K}.$$

Statický tlak:

$$p_0 = 101325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{5,2553},$$



Obr. 68: Vyznačené roviny v rámci prúdovej cesty plynového generátora.



Obr. 69: Vyznačené roviny v rámci prúdovej cesty ventilátora - propulzora.

$$p_0 = 101325 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{5,2553},$$

$$p_0 = 19267,980 \text{ Pa.}$$

Hustota:

Dané veličiny		Popis veličín
H [m]	12000	výška letu
v <sub>L</sub> [m/s]	200,642	rýchlosť letu
σ <sub>RV</sub> [-]	1	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v rázových vlnách
<b>σ<sub>D</sub> [-]</b>	<b>0,9076</b>	<b>súčiniteľ zachovania celkového tlaku vo vstupnom difúzore</b>
π <sub>K</sub> [-]	26	celkový stupeň stlačenia kompresora
η <sub>NTK</sub> [-]	0,886	celková adiabatická účinnosť kompresora (NTK)
η <sub>VTK</sub> [-]	0,865	celková adiabatická účinnosť kompresora (VTK)
η <sub>FAN</sub> [-]	0,950	celková adiabatická účinnosť propulzora (PF/VENTILATOR)
σ <sub>SK</sub> [-]	0,94	súčiniteľ zachovania celkového tlaku v spaľovacej komore
t <sub>3_c</sub> [°C]	1100	teplota pred plynovou turbínou
η <sub>m</sub> [-]	0,97	mechanická účinnosť
c <sub>p_K</sub> [J/kg.K]	1004,5	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre kompresor
c <sub>p_T</sub> [J/kg.K]	1158	merná tepelná kapacita za stáleho tlaku pre plynovú turbínu
η <sub>VPT</sub> [-]	0,912	celková adiabatická účinnosť turbíny (VPT)
η <sub>NPT</sub> [-]	0,902	celková adiabatická účinnosť turbíny (NPT)
η <sub>VT</sub> [-]	0,950	celková adiabatická účinnosť voľnej turbíny (VT)
κ [-]	1,4	adiabatický exponent
κ' [-]	1,33	adiabatický exponent spalín
R [J/kg.K]	287,4	merná plynová konštanta vzduchu
η <sub>TR</sub> = φ <sub>TR</sub> <sup>2</sup> [-]	0,98	súčiniteľ kontrakcie prúdu v tryske/súčiniteľ zúženia prietokovej plochy trysky
H <sub>u</sub> [J/kg]	42800000	dolná výhrevnosť paliva

Obr. 70: Zoznam veličín s vysvetlením.

$$\rho_0 = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553},$$

$$\rho_0 = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{12000}{44308}\right)^{4,2553},$$

$$\rho_0 = 0,319468 \text{ kg/m}^3.$$

Celkový stav pred motorom →

Machovo číslo:

$$M = \frac{v_L}{a_H},$$

$$M = \frac{v_L}{\sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_0}},$$

$$M = \frac{200,642}{\sqrt{1,4 \cdot 287,4 \cdot 210,15}},$$

$$M = 0,690 \approx 0,7 [-].$$

Celkový tlak:

$$p_{0,c} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

$$p_{0,c} = 19267,98 \cdot \left(1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2\right)^{\frac{0,4}{0,4 - 1}},$$

$$p_{0,c} = 26490,58 \text{ Pa.}$$

Celkový teplota:

$$T_{0,c} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \right),$$

$$T_{0,c} = 210,150 \cdot \left( 1 + \frac{0,4 - 1}{2} \cdot 0,7^2 \right),$$

$$T_{0,c} = 230,161 \text{ K.}$$

### ROVINA 11 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do ventilátora - propulzora

Celková teplota na vstupe do ventilátora:

$$T_{11,c} = T_0 + \frac{v_L^2}{2 \cdot c_{p,K}},$$

$$T_{11,c} = 210,150 + \frac{200,642^2}{2 \cdot 1004,5},$$

$$T_{11,c} = 230,188 \text{ K.}$$

Ideálny celkový tlak na vstupe do ventilátora:

$$p_{11,c,id} = p_0 \cdot \left( \frac{T_{11,c}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

$$p_{11,c,id} = 19267,980 \cdot \left( \frac{230,188}{210,150} \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}},$$

$$p_{11,c,id} = 26501,812 \text{ Pa.}$$

Skutočný celkový tlak na vstupe do ventilátora:

$$p_{11,c} = p_{11,c,id} \cdot \sigma_{RV} \cdot \sigma_D,$$

$$p_{11,c} = 26501,812 \cdot 1,0 \cdot 0,9076,$$

$$p_{11,c} = 24053,044 \text{ Pa.}$$

### ROVINA 12 = ROVINA 0 - stanovenie parametrov vzduchu na výstupe z ventilátora - propulzora:

Súčiniteľ celkového stlačenia propulzora:

$$\pi_{PF,c} = 1,1 [-].$$

*Pozn.: súčiniteľ stlačenia ventilátora je v skutočnosti vyšší, no pre lepšie zohľadnenie vplyvu nerovnomernosti poľa celkového tlaku je aj tento parameter rovnaký ako pre propulzor v konfigurácii propfan.*

Týmto súčiniteľom je prenasobený celkový tlak na vstupe do propulzora, čo dáva celkový tlak na výstupe z PF:

$$\begin{aligned} p_{12,c} &= p_{11,c} \cdot \pi_{PF,c}, \\ p_{12,c} &= 24053,044.1, 1, \\ p_{12,c} &= 26458,349 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na výstupe z ventilátora:

$$\begin{aligned} T_{12,c} &= T_{11,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\pi_{PF,c}^{\frac{\kappa}{\eta_{PF}}}} - 1}{\eta_{PF}} \right), \\ T_{12,c} &= 230,188 \cdot \left( 1 + \frac{1,4 - 1}{0,950} \right), \\ T_{12,c} &= 248,992 \text{ K.} \end{aligned}$$

Stanovenie statickej teploty za propulzorom:

$$\begin{aligned} T_{12,s} &= T_{12,c} \cdot \left( \frac{p_{12,c}}{p_0} \right)^{\frac{-0,4}{1,4}}, \\ T_{12,s} &= 248,992 \cdot \left( \frac{26458,349}{19268} \right)^{\frac{-0,4}{1,4}}, \\ T_{12,s} &= 227,423 \text{ K.} \end{aligned}$$

Určenie výtokovej rýchlosti za propulzorom:

$$\begin{aligned} v_{12} &= \sqrt{2 \cdot c_{p,k} \cdot (T_{12,c} - T_{12,s})}, \\ v_{12} &= \sqrt{2 \cdot 1004,5 \cdot (249,992 - 227,423)}, \\ v_{12} &= 208,162 \text{ m/s.} \end{aligned}$$

Merná práca propulzora:

$$\begin{aligned}w_{T,turbofan} &= c_{p,k} \cdot (T_{12,c} - T_{12,s}), \\w_{T,turbofan} &= 1004,5 \cdot (248,992 - 227,423), \\w_{T,turbofan} &= 21665,808 \text{ J/kg}.\end{aligned}$$

**ROVINA 1 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do kompresora (NTK), za ventilátorom:**

Celková teplota na vstupe do kompresora (NTK) už nie je funkciou letu, ale funkciou rýchlosti za propulzorom:

$$\begin{aligned}T_{1,c} &= T_0 + \frac{v_{12}^2}{2 \cdot c_{p,K}}, \\T_{1,c} &= 210,150 + \frac{208,162^2}{2 \cdot 1004,5}, \\T_{1,c} &= 231,718 \text{ K}.\end{aligned}$$

Ideálny celkový tlak na vstupe do kompresora, ktorý by sa objavil v prípade bezstratového prúdenia vo vstupnom ústrojenstve (NTK):

$$\begin{aligned}p_{1,c,id} &= p_0 \cdot \left( \frac{T_{1,c}}{T_0} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}, \\p_{1,c,id} &= 19267,980 \cdot \left( \frac{231,718}{210,150} \right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}}, \\p_{1,c,id} &= 27123,607 \text{ Pa}.\end{aligned}$$

Skutočný celkový tlak na vstupe do kompresora (NTK):

$$\begin{aligned}p_{1,c} &= p_{1,c,id} \cdot \sigma_{RV} \cdot \sigma_D, \\p_{1,c} &= 27123,607 \cdot 1,0 \cdot 9076, \\p_{1,c} &= 24617,386 \text{ Pa}.\end{aligned}$$

*Pozn.: pre zjednodušenie sa berie súčiniteľ zachovania celkového tlaku rovnaký, ako na vstupe do propulzora. V skutočnosti by mohlo byť pole celkového tlaku na vstupe do kompresora NTK viac rovnomernejšie nakoľko propulzor dodá kinetickú energiu tečúcemu vzduchu.*

**ROVINA 2.1 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do kompresora (VTK), za NTK:**



Celá kompresorová časť plynového generátora pozostáva z dvoch častí. Nízkotlaková časť (NTK) je trojstupňová (vychádza z GE36 usporiadania) a vysokotlaková časť (VTK) je sedemstupňová. Postup pre stanovenie súčiniteľa stlačenia pre NTK a VTK je obdobný ako v podkapitole 5.4 - ROVINA 2.1.

Boli odčítané tieto hodnoty:

- $\eta_{NTK} \approx 0,886 [-]$ ,
- $\eta_{VTK} \approx 0,865 [-]$ .

Súčiniteľ celkového stlačenia NTK:

$$\pi_{NTK} = 2,657 [-].$$

Celkový tlak na vstupe do VTK:

$$\begin{aligned} p_{2.1,c} &= p_{1,c} \cdot \pi_{NTK}, \\ p_{2.1,c} &= 24617,386 \cdot 2,657, \\ p_{2.1,c} &= 65423,525 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na vstupe do VTK:

$$\begin{aligned} T_{2.1,c} &= T_{1,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\pi_{NTK}^{\frac{\kappa}{\eta_{NTK}}} - 1}}{\eta_{NTK}} \right), \\ T_{2.1,c} &= 231,718 \cdot \left( 1 + \frac{\frac{1,4 - 1}{2,657^{1,4} - 1}}{0,886} \right), \\ T_{2.1,c} &= 315,973 \text{ K.} \end{aligned}$$

**ROVINA 2.2 - stanovenie parametrov vzduchu na vstupe do spaľovacej komory, za VTK:**

Súčiniteľ celkového stlačenia VTK:

$$\pi_{VTK} = 9,783 [-].$$

Celkový tlak na vstupe do spaľovacej komory:

$$\begin{aligned} p_{2.2,c} &= p_{2.1,c} \cdot \pi_{VTK}, \\ p_{2.2,c} &= 65423,525 \cdot 9,783, \\ p_{2.2,c} &= 640052,040 \text{ Pa.} \end{aligned}$$

Celková teplota na vstupe do spaľovacej komory:

$$T_{2.2,c} = T_{2.1,c} \cdot \left( 1 + \frac{\frac{\kappa - 1}{\eta_{VTK}} \left( \pi_{VTK}^{\frac{\kappa}{\eta_{VTK}}} - 1 \right)}{\eta_{VTK}} \right),$$

$$T_{2.2,c} = 315,973 \cdot \left( 1 + \frac{\frac{1,4 - 1}{0,865} \left( 9,783^{1,4} - 1 \right)}{0,865} \right),$$

$$T_{2.2,c} = 651,543 \text{ K.}$$

### ROVINA 3 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do VPT, za spaľovacou komorou:

Horenie paliva ideálne prebieha pri konštantnom tlaku. V skutočnosti vznikajú straty celkového tlaku vplyvom trenia.

Celkový tlak spalín za spaľovacou komorou závisí na celkovom tlaku za VTK a súčiniteľom zachovania celkového tlaku v SK, ktorý kvantifikuje tlakovú stratovosť v SK:

$$p_{3,c} = p_{2.2,c} \cdot \sigma_{SK},$$

$$p_{3,c} = 640052,040,0,94,$$

$$p_{3,c} = 601648,917 \text{ Pa.}$$

Celková teplota spalín za SK vychádza z predpokladu:  $t_3 \approx 1100 \text{ }^\circ\text{C}$ :

$$T_{3,c} = t_{3,c} + 273,150 = 1373,150 \text{ K.}$$

### ROVINA 4.1 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do NPT, za VPT:

Úlohou plynovej turbíny je premena tepelnej energie spalín na mechanickú prácu, ktorá sa využíva pre pohon kompresora, čiastočné vyvodenie ťahu a pohon pomocných agregátov. V prvom priblížení sa hmotnostný tok paliva na jeden kilogram vzduchu odhaduje pomocou nasledujúceho vzorca:

$$\dot{m}_{pl} = \frac{c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2.2,c})}{H_u - c_p \cdot (T_{3,c} - T_{2.2,c})},$$

$$\dot{m}_{pl} = \frac{1004,5 \cdot (1373,150 - 651,543)}{42800000 - 1004,5 \cdot (1373,150 - 651,543)},$$

$$\dot{m}_{pl} = 0,0172 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}.$$

Celková teplota na vstupe do NPT:

$$T_{4.1,c} = T_{3,c} - \frac{c_{p,K}}{c_{p,T} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2.2,c} - T_{2.1,c}) \cdot \frac{1}{1 + \dot{m}_{pl}},$$

$$T_{4.1,c} = 1373,150 - \frac{1004,5}{1158} \cdot 0,97 \cdot (651,543 - 315,973) \cdot \frac{1}{1 + 0,0172},$$

$$T_{4.1,c} = 1078,141 \text{ K.}$$

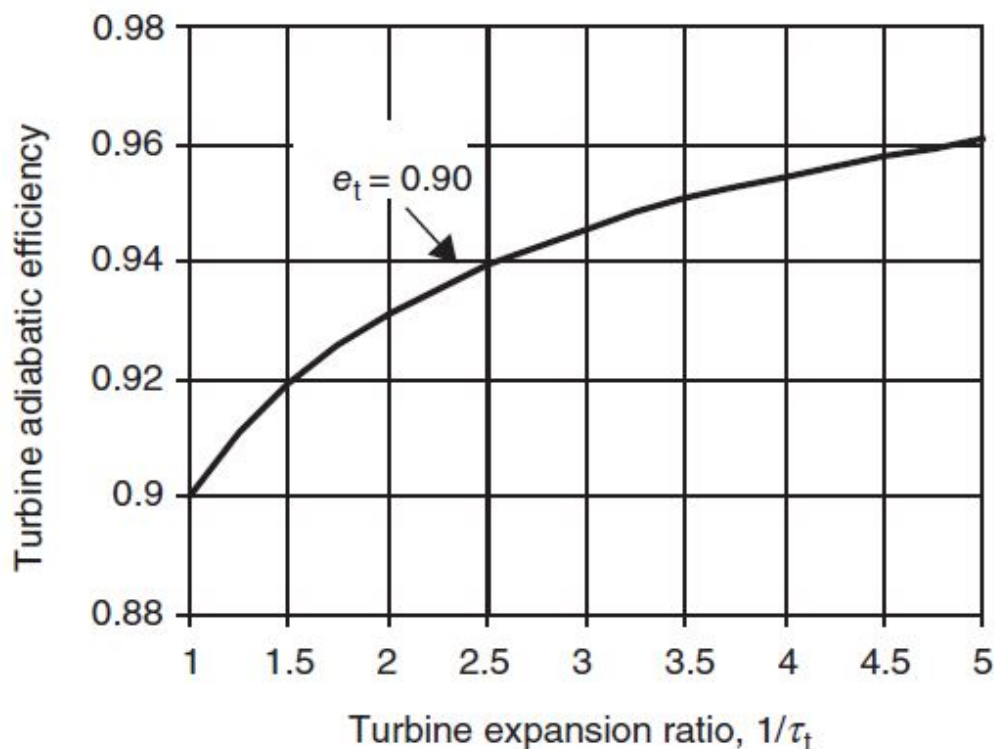
Je potrebné stanovenie expanzného pomeru HPT pre odčítanie adiabatickej celkovej účinnosti HPT:

$$\tau_{VPT} = \frac{T_{4.1,c}}{T_{3,c}},$$

$$\tau_{VPT} = \frac{1078,141}{1373,150},$$

$$\tau_{VPT} = 0,785 [-].$$

Expanzný pomer plynovej turbíny VPT predstavuje prevrátenú hodnotu  $\tau_{VPT} \rightarrow 1/\tau_{VPT} = 1,273 [-]$ .



Obr. 71: Graf, ktorý bol použitý pre odčítanie hodnôt adiabatickej účinnosti turbíny (VPT/NPT/VT) pre hodnotu polytropickej účinnosti  $e_t = 0,90 [-]$  [9].

Odčítaná hodnota celkovej adiabatickej účinnosti je:  $\eta_{VPT} = 0,912 [-]$ .

Celkový tlak spalín na vstupe do NPT, za VPT:

$$p_{4.1,c} = p_{3,c} \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{T_{4.1,c}}{T_{3,c}} \cdot \frac{1}{\eta_{VPT}} \right) \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}},$$

$$p_{4.1,c} = 601648,917 \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1078,141}{1373,150} \cdot \frac{1}{0,912} \right) \right]^{\frac{1,33}{1,33 - 1}},$$

$$p_{4.1,c} = 203777,731 \text{ Pa.}$$

Ideálna celková teplota spalín (izoentropická) - na túto teplotu by expandoval plyn, ak by nevznikali straty v plynovej turbíne:

$$T_{4.1,c,id} = T_{3,c} - \frac{T_{3,c} - T_{4.1,c}}{\eta_{VPT}},$$

$$T_{4.1,c,id} = 1373,150 - \frac{1373,150 - 1078,141}{0,912},$$

$$T_{4.1,c,id} = 1049,675 \text{ K.}$$

**ROVINA 4.2 - stanovenie parametrov spalín na vstupe do voľnej plynovej turbíny (VT), za NPT:**

Úlohou voľnej plynovej turbíny je premena tepelnej energie spalín na mechanickú prácu ventilátora - propulzora.

Celková teplota na vstupe do VT:

$$T_{4.2,c} = T_{4.1,c} - \frac{c_{p,K}}{c_{p,T} \cdot \eta_m} \cdot (T_{2.1,c} - T_{1,c}) \cdot \frac{1}{1 + \dot{m}_{pl}},$$

$$T_{4.2,c} = 1078,141 - \frac{1004,5}{1158} \cdot 0,97 \cdot (315,973 - 231,718) \cdot \frac{1}{1 + 0,0172},$$

$$T_{4.2,c} = 1004,070 \text{ K.}$$

Je potrebné stanovenie expanzného pomeru HPT pre odčítanie adiabatickej celkovej účinnosti HPT:

$$\tau_{NPT} = \frac{T_{4.2,c}}{T_{4.1,c}},$$

$$\tau_{NPT} = \frac{1004,070}{1078,141},$$

$$\tau_{NPT} = 0,931 [-].$$

Expanzný pomer plynovej turbíny VPT predstavuje prevrátenú hodnotu  $\tau_{NPT} \rightarrow 1/\tau_{NPT} = 1,073 [-]$ .

Odčítaná hodnota celkovej adiabatickej účinnosti je:  $\eta_{NPT} = 0,902 [-]$ .

Celkový tlak spalín na vstupe do VT, za NPT:

$$p_{4.2,c} = p_{4.1,c} \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{T_{4.2,c}}{T_{4.1,c}} \cdot \frac{1}{\eta_{NPT}} \right) \right]^{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1}},$$

$$p_{4.2,c} = 203777,731 \cdot \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1004,070}{1078,141} \cdot \frac{1}{0,902} \right) \right]^{\frac{1,33}{1,33 - 1}},$$

$$p_{4.2,c} = 148077,240 \text{ Pa.}$$

Ideálna celková teplota spalín (izoentropická) - na túto teplotu by expandoval plyn, ak by nevznikali straty v plynovej turbíne:

$$T_{4.2,c,id} = T_{4.1,c} - \frac{T_{4.1,c} - T_{4.2,c}}{\eta_{NPT}},$$

$$T_{4.2,c,id} = 1078,141 - \frac{1078,141 - 1004,070}{0,902},$$

$$T_{4.2,c,id} = 996,022 \text{ K.}$$

**ROVINA 5 - stanovenie parametrov spalín na za plynovými turbínami, pred výstupným ústrojenstvom (VU):**

Úlohou výstupného ústrojenstva je zabezpečiť premenu tlakovej a tepelnej energie hnacích plynov na kinetickú energiu s čo najvyššou možnou účinnosťou.

Je volený tlak  $p_{5,c} = 29000 \text{ Pa}$ .

Celková teplota pred VU:

$$T_{5,c} = T_{4.2,c,id} - \eta_{VT} \cdot (T_{4.2,c,id} - T_{5,c,id}),$$

$$T_{5,c} = 996,022 - 0,950 \cdot (996,022 - 669,996),$$

$$T_{5,c} = 686,297 \text{ K.}$$

Ideálna celková teplota, ktorá predstavuje bezstratovosť:

$$T_{5,c,id} = T_{4.2,c} \cdot \left( \frac{p_{5,c}}{p_{4.2,c}} \right)^{\frac{\kappa' - 1}{\kappa'}},$$

$$T_{5,c,id} = 1004,070 \cdot \left( \frac{29000}{148077,240} \right)^{\frac{0,33}{1,33}},$$

$$T_{5,c,id} = 669,996 \text{ K.}$$

## ROVINA 6 - stanovenie parametrov spalín za výstupným ústrojenstvom (VU):

Rýchlosť plynov za VU (je uvažovaná zužujúca sa tryska):

$$v_6 = \sqrt{2 \cdot c_{p,T} \cdot T_{5,c} \cdot \eta_{tr} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{p_{5,c}} \right)^{\frac{\kappa' - 1}{\kappa'}} \right]},$$
$$v_6 = \sqrt{2.1158.698,245.0,98 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{19267,980}{28000} \right)^{\frac{1,33 - 1}{1,33}} \right]},$$
$$v_6 = 374,647 \text{ m/s.}$$

### 6.2.1 Stanovenie spotreby paliva

Potrebný ťah, ktorý sa v cestovnom režime rovná odporu letúna, bol stanovený na základe získaných dát zo simulácie prúdenia okolo 2D trupu. Pohonná jednotka generuje ťah prostredníctvom *plynového generátora* - jadro (teplý prúd) a *propulzora* - obtokový kanál (studený prúd). V rámci väčšiny dvojprúdových turbínových motorov platí fakt, že obtok generuje približne 80 percent ťahu a jadro 20 percent. V opisovanom prípade vychádza prerozdelenie ťahu z pomeru plôch. Tento prístup vedie ku presnejšiemu stanoveniu jednotlivých ťahov.

Prietoková plocha propulzora - obtokového kanála je podstatne väčšia v porovnaní s plochou plynového generátora - jadro. Propulzor urýchľuje väčšie množstvo vzduchu pri nižšej rýchlosti a plynový generátor urýchľuje menšie množstvo vzduchu pri vyššej rýchlosti.

Plochy sú určené z nákresu navrhovaného konceptu, nakoľko bolo cieľené dosiahnuť rozmerové proporcie. Veľkosti plôch sú nasledovné:

- celková plocha  $S_c = 7,651 \text{ m}^2$ ,
- plocha plynového generátora - je brané medzikružie v rovine 5  $S_{jadro} = 0,666 \text{ m}^2$ ,
- plocha propulzora - je braná plocha medzikružia, pričom sa berie stredová rovina, približne medzi rotormi propulzora  $S_{propulzor} = 6,985 \text{ m}^2$ .

Potrebný ťah je  $T_p = 25004,646 \text{ N}$ . Jednotlivé podiely na ťahu sú nasledovné:

$$T_{p,jadro} = T_p \cdot \frac{S_{jadro}}{S_c},$$
$$T_{p,jadro} = 25004,646 \cdot \frac{0,666}{7,651},$$
$$T_{p,jadro} = 2176,889 \text{ N.}$$
$$T_{p,propulzor} = T_p \cdot \frac{S_{propulzor}}{S_c},$$

$$T_{p,propulzor} = 25004,646 \cdot \frac{6,985}{7,651},$$

$$T_{p,propulzor} = 22827,752 \text{ N.}$$

Určenie mernej práce turbíny je nasledovné:

$$w_{T,jadro} = c_{p,T} \cdot (T_{4.2,c,id} - T_{5,c}),$$

$$w_{T,jadro} = 1158 \cdot (996,022 - 686,297),$$

$$w_{T,jadro} = 358661,472 \text{ J/kg.}$$

Určenie ťahu pre jadro (pre 1 kg vzduchu):

$$T_{jadro} = (1 + m_{pl}) \cdot (v_6 - v_L),$$

$$T_{jadro} = (1 + 0,0172) \cdot (387,642 - 200,642),$$

$$T_{jadro} = 190,222 \text{ N.}$$

Obtokový pomer (By-Pass Ratio (BPR)):

$$BPR = \frac{w_{T,jadro}}{w_{T,propfan}},$$

$$BPR = \frac{358661,472}{21665,808},$$

$$BPR = 16,554 [-].$$

Určenie ťahu pre obtok (pre 1 kg vzduchu):

$$T_{obtok} = BPR \cdot (v_{12} - v_L),$$

$$T_{obtok} = 16,554 \cdot (208,162 - 200,642),$$

$$T_{obtok} = 124,496 \text{ N.}$$

Celkový ťah:

$$T_c = T_{jadro} + T_{obtok},$$

$$T_c = 190,222 + 124,496,$$

$$T_c = 314,718 \text{ N.}$$

Hmotnostný tok jadrom:

$$\dot{m}_{jadro} = \frac{T_p}{T_c},$$

$$\dot{m}_{jadro} = \frac{25004,646}{314,718},$$

$$\dot{m}_{jadro} = 79,451 \text{ kg/s.}$$



Hmotnostný tok obtokom:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{obtok} &= \dot{m}_{jadro} \cdot BPR, \\ \dot{m}_{obtok} &= 79,451.16,554, \\ \dot{m}_{obtok} &= 1315,250 \text{ kg/s}.\end{aligned}$$

Určenie celkového množstva paliva:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{pl,c} &= \dot{m}_{pl} \cdot \dot{m}_{jadro}, \\ \dot{m}_{pl,c} &= 0,0172.79,451, \\ \dot{m}_{pl,c} &= 1,368 \text{ kg/s}.\end{aligned}$$

Určenie mernej spotreby paliva:

$$\begin{aligned}c_m &= \frac{\dot{m}_{pl,c}}{T_p}, \\ c_m &= \frac{1,368}{25004,646}, \\ c_m &= 5,473 \cdot 10^{-5} \text{ kg/N/s}.\end{aligned}$$

## 7 Záver - porovnanie/vyhodnotenie

Diplomová práca sa v prvom priblížení zaoberá problematikou integrovania vrtuľového ventilátora do trupu letúna za účelom nasávania medznej vrstvy s prínosom nízkej spotreby paliva. Prvé priblížení predstavuje riešenie problému spôsobom, ktorý zahŕňa množstvo zjednodušení a zanedbaní určitých veličín majúcich vplyv na dané procesy prebiehajúce v technickom systéme ako je *integrovateľný propfan v trupe letúna*, ktorý je v podstate distribučný pohonný systém s nasávaním medznej vrstvy. Boli porovnané dva koncepty s úmyslom overenia možných výhod konfigurácie propfan voči konfigurácii propfan-vpredu (turbofan).

### 7.1 Propfan konfigurácia

V prvom priblížení bolo zistené, že nerovnomerné pole celkového tlaku zohľadnené parametrom  $\sigma_D$  - súčiniteľ zachovania celkového tlaku vo vstupnom difúzore má negatívny dopad na výstupnú rýchlosť hnacích plynov z plynového generátora, nakoľko zníženie celkového tlaku sa premietne vo všetkých rovinách prúdovej cesty skrz jadro. To vo výsledku znižuje výkon v generovaní ťahu plynovým generátorom pre danú spotrebu paliva. Na druhej strane vrtuľový ventilátor (propulzor) pracuje s rovnomernejším poľom celkového tlaku na vstupe, takže je schopný generovať väčší ťah pre danú spotrebu paliva, nakoľko tlakový spád skrz propulzor je vyšší než v prípade propfan-vpredu (turbofan) konfigurácie. Vo finále vychádza merná spotreba paliva pre túto konfiguráciu:

$$c_m = 2,896 \cdot 10^{-5} \text{ kg/N/s}.$$

V tomto prípade by kompresor plynového generátora pracoval na vstupe so značne nerovnomerným poľom celkového tlaku, čo by vo výsledku znižovalo jeho výkon. V skutočnosti je vysoká pravdepodobnosť aplikovania systému aktívneho riadenia medznej vrstvy tesne na vstupe do kompresora (NTK).

## 7.2 Propfan-vpredu (turbofan) konfigurácia

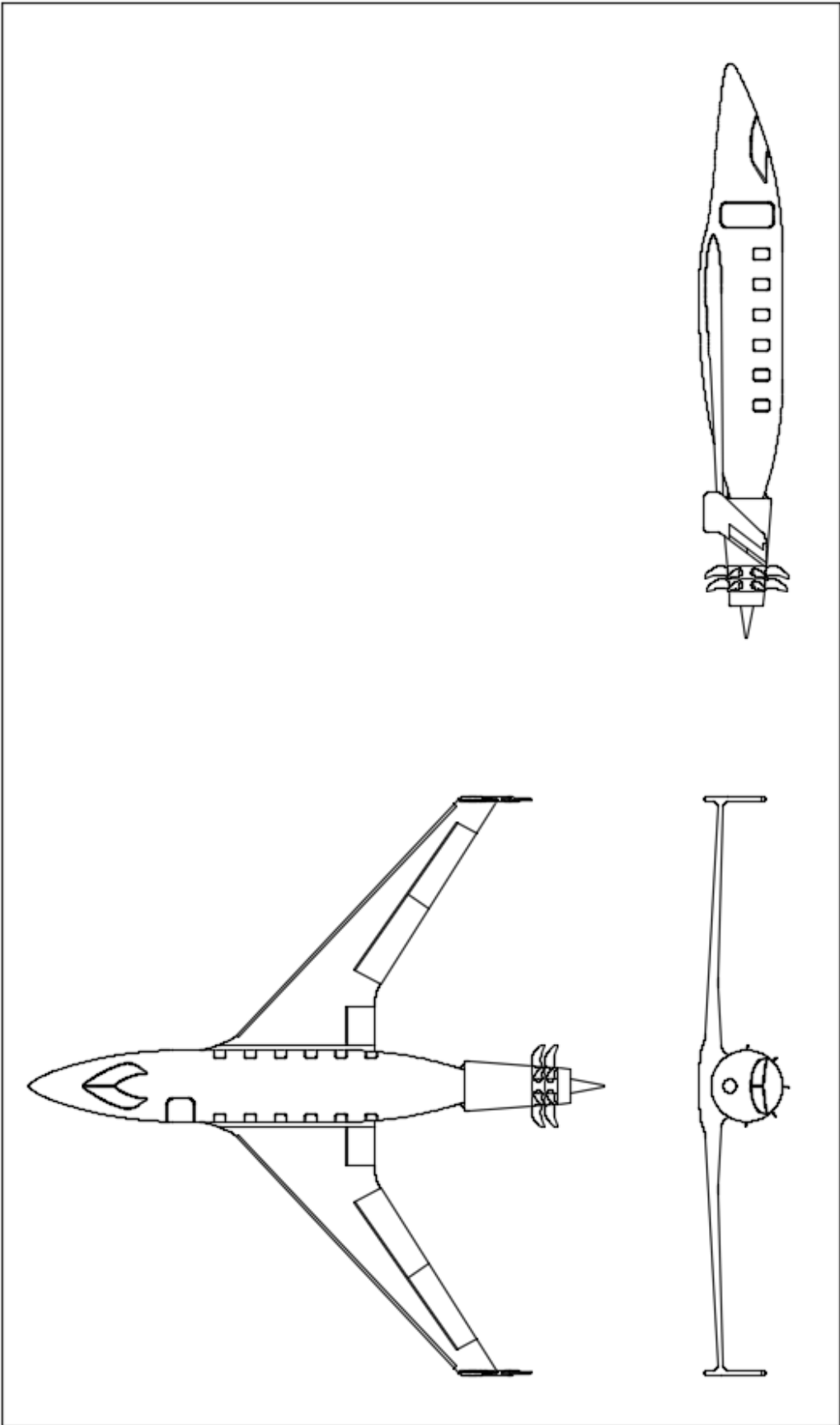
V prvom priblížení bolo zistené, že plynový generátor na svojom výstupe produkuje vyššiu rýchlosť hnacích plynov než v prvom prípade. Je to spôsobené stlačením ventilátora (propulzora) pred vstupom do plynového generátora. Je možné konštatovať, že toto usporiadanie má výhodu v tom, že dodaním kinetickej energie propulzorom je eliminovaná nerovnomernosť poľa celkového tlaku na vstupe do kompresora (NTK) plynového generátora. No to so sebou nesie fakt, že propulzor pracuje s nižším celkovým tlakom na vstupe, čo vo výsledku zníži aj celkový stav tlaku za propulzorom  $\rightarrow$  zníženie rýchlosti na výstupe a zníženie výkonnosti v generovaní ťahu pre danú spotrebu paliva. Vo finále vychádza merná spotreba paliva pre túto konfiguráciu:

$$c_m = 5,473 \cdot 10^{-5} \text{ kg/N/s.}$$

Porovnaním vyššie napísaných merných spotrieb paliva je konštatované, že propfan konfigurácia má nižšiu mernú spotrebu paliva než konfigurácia propfan-vpredu (turbofan) pre dané zjednodušenia a podmienky, ktoré boli na začiatku stanovené.

## 7.3 Zhodnotenie

Výpočet v rámci prvého priblížení nesie so sebou určité nepresnosti, ktoré by museli byť eliminované v ďalších štádiách riešenia opisovanej problematiky. Propfan konfigurácia by mohla byť schopná priniesť určité prínosy v spojitosti s ekonomickosťou prevádzky letúna. Popravde je tam ešte veľa vecí, ktoré by museli byť riešené a optimalizované s tým účelom, aby bola dosiahnutá čo najvyššia efektívnosť.



# Literatúra

- [1] V. Madani\*\* D. Crichton\*\* E. M. Greitzer\* T. P. Hynes\*\* C. A. Hall\* A. P. Plas\*, M. A. Sargeant\*\*. Performance of a boundary layer ingesting (bli) propulsion system. 2007.
- [2] Mechanical Mechatronic Engg. 2005 University of Sydney Aerospace. Laminar and turbulent boundary layers. [<http://www-mdp.eng.cam.ac.uk>].
- [3] Karel Blahouš. Blended wing body - letectví+kosmonautika. 2007.
- [4] Bombardier. Bombardier 350 challenger. [<https://www.bjtonline.com/business-jet-news/bombardiers-challenger-350>].
- [5] Bombardier. Bombardier learjet 45. [<https://www.aircharter.co.uk/aircraft-guide/private/bombardier-canada/bombardierlearjet4545xr>].
- [6] General Electric Company and Federal Aviation Administration. Open rotor engine aerodynamic technology final report. 2013.
- [7] Doc. Ing. Jiří Nožička CSc. Doc. Ing. Jan Citavý, DrSc. *Lopatkové Mříže*. České vysoké učení technické v Praze, 2003.
- [8] Mark Drela. Development of the d8 transport configuration. 2011.
- [9] Prof. Saeed Farokhi. *Aircraft Propulsion Second Edition*. Wiley, 2014.
- [10] Robert Ferguson. Boeing's x-48b blended wing body technology demonstrator shows off its unique lines at sunset on rogers dry lake adjacent to nasa dfrc. [<https://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-48B/HTML/ED06-0201-1.html>].
- [11] Yvonne Gibbs. Past projects: X-48b blended wing body. [<https://www.nasa.gov/centers/dryden/research/X-48B/index.html>].
- [12] Bill Gunston. *The Development of Jet and Turbine Aero Engines, 4th Edition*. Haynes Publishing, Spakford, 2006.
- [13] Neal A. Harrison. Active flow control of a boundary layer ingesting serpentine diffuser. 2005.
- [14] Ivchenko-Progress. Ivchenko-progress d-27. [<http://ivchenko-progress.com>].
- [15] Silvia Seng Charles Frankenberger Charles R. Ruggeri Duane M. Revilock1 Kelly S. Carney J. Michael Pereira, William Emmerling. Analysis and testing of a composite fuselage shield for open rotor engine blade-out protection. 2018.
- [16] Prof. Jan Jerie. *Teorie motoru*. ČVUT, 1996.
- [17] Josef Adamec Jindřich Kocáb. *Letadlové motory*. KANT cz, 2000.
- [18] Hyun Dae Kim. Distributed propulsion vehicles. 2010.
- [19] Hyun Dae Kim. Distributed propulsion vehicles. 2018.

- [20] Bauhaus Luftfahrt. Propulsive fuselage. [<https://www.bauhaus-luftfahrt.net/en/topthema/propulsive-fuselage/>].
- [21] NACA. Naca airfoil 64a-010. [<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca64a010-il>].
- [22] NASA. Aurora flight sciences: D-8 double bubble. [<http://www.aurora.aero/d8/>].
- [23] NASA. Blended wing body - potential new aircraft design. [<https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/FS-2003-11-81-LaRC.html>].
- [24] NASA. Helios solar wing. [<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>].
- [25] NASA. Boeing phantom works: X-48b blended wing body. [<https://www.nasa.gov/centers/dryden/research/X-48B/index.html>], 11.2.2010.
- [26] NASA. Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept. 1987.
- [27] Joseph A. Schetz Ohad Gur, William H. Manson. Full-configuration drag estimation. 2010.
- [28] Shishir A. Pandya. The d8 aircraft: An aerodynamics study of boundary layer and wake ingestion benefit. 2015.
- [29] Chair Bernard Grossman Rakesh K. Kapania William H. Mason Pradeep Raj Philippe-André Tétrault, Joseph A. Schetz. Numerical prediction of the interference drag of a streamlined strut intersecting a surface in transonic flow. 2000.
- [30] Pilatus. Pilatus pc24. [<https://www.vzlu.cz/en/pilatus-aircraft-ltd-unveiled-the-new-pc-24-jet-c369.html>].
- [31] Pratt and Whitney. Pratt and whitney/allison 578-dx. [<http://www.enginehistory.org/Calendar/201512AEHS1920.jpg>].
- [32] CSc Prof. Ing. Václav Brož. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. ČVUT, 1990.
- [33] Ivchenko Progress. D-27 propfan. [<http://ivchenko-progress.com/?portfolio=d-27lang=en>].
- [34] Tím Rolls-Royce. *The Jet Engine*. Wiley, 2005.
- [35] Aurora Flight Sciences and Boeing Company. D8. [<http://www.aurora.aero/d8/>].
- [36] Aurora Flight Sciences and Boeing Company. Nasa armstrong fact sheet: Helios prototype. [<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>].
- [37] Egbert Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, 1976.
- [38] Wikipedia. Burnelli rb-1. [<https://en.wikipedia.org/wiki/BurnelliRB-1>].