

České vysoké učení technické v Praze Fakulta dopravní

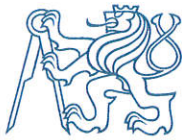
Katedra letecké dopravy
Obor: Technologie údržby letadel
Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích



Využití náporového účinku vzduchu pro pohon kompresoru v turbínovém motoru

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Vypracoval: Filip Čorba
Vedoucí práce: doc. Ing. Daniel Hanus, CSc.
Rok: 2016



K621..... Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Filip Čorba

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

B 3710 – TUL – Technologie údržby letadel

Název tématu (česky): **Využití náporového účinku vzduchu pro pohon kompresoru v turbínovém motoru**

Název tématu (anglicky): Application of Ram Air to Drive Turbine Engine Compressor

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Definice leteckého turbínového motoru a jeho části
- Technologie Prop-Fan
- Úvod do využití náporového účinku vzduchu
- Náporová turbína a její části
- Výhody a nevýhody aplikace náporové turbíny
- Výpočet tepelného oběhu

Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce


Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)


Seznam odborné literatury: Elements of Gas Turbine Propulsion, Jack D. Matingly, McGraw-Hill
Fundamentals of Gas Turbines, William W. Bathie, John Wiley & sons
The Jet Engine, Rolls-Royce plc
Letadlové motory, Jindřich Kocáb, Josef Adamec

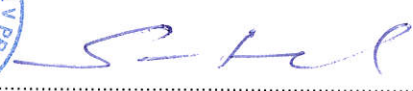
Vedoucí bakalářské práce: **doc. Ing. Daniel Hanus, CSc.**

Datum zadání bakalářské práce: **24. října 2014**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **25. srpna 2016**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia


doc. Ing. Stanislav Szabo, PhD. MBA
vedoucí
Ústavu letecké dopravy


L. S.
prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek, dr. h. c.
děkan fakulty



Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

.....
Filip Čorba
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 30. prosince 2015

Abstrakt: Predmetom tejto práce je riešenie potenciálneho využitia náporového účinku vzduchu pre pohon kompresora v leteckom turbínovom motore. Prvá kapitola uvádza všeobecný popis základných častí leteckého turbínového motora. V nasledujúcej kapitole je stručný popis technológie PropFan. Ďalšie kapitoly sa venujú účinku náporového vzduchu a systému náporovej turbíny. Kapitola, ktorá je venovaná opisu častí systému náporovej turbíny, obsahuje schematické obrázky, ktoré boli nakreslené v programe Autodesk AutoCAD 2015. Posledné kapitoly sa zaoberajú tepelným obehom a konceptom turbínového motora so systémom náporovej turbíny, kde sú spomenuté výhody a nevýhody tohto návrhu. Záver sumarizuje podstatné úvahy tejto práce.

Kľúčové slová: Letecký turbínový motor, PropFan, kompresor, náporová turbína.

Abstract: This bachelor thesis focuses on the analyse of potential application of ram air to drive compressor of turbine aero engine. The first chapter introduces general description of primary parts of turbine aero engine. The brief characterization of PropFan Technology is written in the next chapter. The following chapters describe ram air effect and system of ram air turbine. The chapter which describes the ram air turbine parts contains schematic pictures which were drawn in Autodesk AutoCAD 2015 software. The working cycle and the concept of turbine aero engine with ram air turbine system, accompanied by advantages and disadvantages of this concept, are discussed within two last chapters. The conclusion includes the essential thoughts of this bachelor thesis.

Key words: Turbine aero engine, PropFan, compressor, ram air turbine.

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 bakalárskej práce doc. Ing. Danielovi Hanusovi, CSc. za jeho čas, ochotu a podnetné návrhy pri vedení tejto bakalárskej práce. Na záver by som ešte rád poďakoval všetkým ľuďom, ktorí ma niečo naučili a ukázali mi smer na ceste vzdelávania sa.

Filip Čorba

Obsah

1	Úvod	6
2	Letecký turbínový motor	7
2.1	Funkčné časti leteckého turbínového motora	7
2.1.1	Vstupné ústrojenstvo	7
2.1.2	Kompresor	9
2.1.3	Spaľovacia Komora	11
2.1.4	Plynová Turbína	12
2.1.5	Výstupné ústrojenstvo	13
3	Úvod do technológie PropFan	14
3.1	PropFan GE/SNECMA	14
4	Využitie náporového účinku vzduchu	16
4.1	Úvod	16
4.2	Princíp náporu vzduchu	16
4.2.1	Newtonove zákony	16
4.2.2	Prúdové pole tekutiny	17
4.2.3	Tlak v prúdovom poli tekutiny	17
4.2.4	Zákon zachovania toku hmoty a Bernoulliho rovnica v prúdení tekutiny	18
4.3	Aerodynamické veličiny v systéme náporovej turbíny	19
4.3.1	Zakrivenie prúdu	19
4.3.2	Bernoulliho rovnica	20
4.3.3	Rovnice hybnosti	20
4.3.4	Rozloženie rýchlosti po povrchu profilu	21
4.3.5	Rozloženie tlaku po povrchu profilu	21
4.4	Interakcia medzi prúdovým polom a systémom náporovej turbíny	21
4.4.1	Pracovný režim náporovej turbíny	21
4.5	Fyzikálne veličiny určujúce výkon náporovej turbíny	22
4.6	Straty v systéme náporovej turbíny	23
5	Systém náporovej turbíny v leteckom turbínovom motore	25
5.1	Úvod	25
5.2	Náporová turbína a jej časti	25
5.3	Primárne časti náporovej turbíny	25
5.3.1	Uloženie rotorovej lopatkovej mreže	26
5.3.2	Rotorová lopatková mreža náporovej turbíny	26
5.3.3	Uloženie variabilnej vodiacej lopatkovej mreže	26
5.3.4	Variabilná vodiaca lopatková mreža	27
5.3.5	Uloženie statorovej lopatkovej mreže	28
5.3.6	Statorová lopatková mreža	28
5.3.7	Ložiskové uloženie hriadeľa ventilátora nízkotlakového kompresora	28
5.3.8	Ventilátor nízkotlakového kompresora	28
5.3.9	Ložiskové uloženie zvislého hnacieho hriadeľa	29
5.3.10	Zvislý hnací hriadeľ	30
5.4	Sekundárne časti náporovej turbíny	30

5.4.1	Systém distribúcie náporového vzduchu (SDNV)	31
5.4.2	Systém spájania/odpájania hriadeľov (SSOH)	34
5.4.3	Reduktor/Multiplikátor	36
5.4.4	Systém odpúšťania vzduchu (SOV)	37
5.4.5	Aerodynamické a postranné kryty	38
6	Tepelný obeh LTM so systémom náporovej turbíny	39
6.1	Úvod	39
6.2	Formy energie a ich transformácie	40
6.3	Určenie tepelného obehu	41
7	Koncept turbínového motora s náporovou turbínou	44
7.1	Úvod	44
7.2	Modulová konfigurácia	45
7.3	Výhody aplikovania náporovej turbíny v LTM	48
7.4	Nevýhody aplikovania náporovej turbíny v LTM	50
8	Záver	51
	Literatúra	53

1 Úvod

Človek mal od svojich počiatkov túžbu spoznávať nové a ešte neprebádané veci v jeho okolí. Sny o lietaní boli obsiahnuté už v stredovekých civilizáciách. Pritom ako sa človek usiloval o prekonanie zemskej tiaže, tak čelil neúspechom ale aj úspechom. Prvý let človeka sa uskutočnil lietadlom ľahším ako vzduch dňa 21.11. 1783 [1]. Použitý teplovzdušný balón skonštruovali bratia Joseph a Etien Montgolfierové. Ľudia sa usilovali o vynájdenie pohonu lietadla pre riadený let. Prvý vedecký projekt riaditeľného motorového lietadla ľahšieho ako vzduch predložil Victor Meusnier v roku 1775 [1]. V tomto návrhu bola zdôvodnená nutnosť použitia propulznej sily. Základy teórie letu lietadiel ťažších ako vzduch položil George Cayley (1773-1857), ktorý prvýkrát použil rozklad aerodynamickej sily na vztlakovú a odporovú zložku [1]. Z tohto vyplynula nutnosť použitia propulznej sily pre vyvodenie ťahu za účelom prekonania odporu. Počas tejto dlhej cesty poznávania sa človek naučil rozumieť princípom lietania, ktoré sa v základoch nezmenili. Ale na druhej strane sa zmenilo veľa vecí, týkajúc sa leteckých konštrukcií, systémov lietadla a pohonných jednotiek. Človek sa usiloval o vylepšenie v týchto všetkých smeroch. Nakoniec až v minulom storočí došlo ku zdokonaľovaniu tepelných strojov, no v skutočnosti, sa to deje doteraz. Popravde je všeobecne tvrdené, že tepelné turbínové motory dosiahli svoj limit. V minulých rokoch sa vylepšenia a zmeny v leteckých turbínových motoroch posúvali malými krokmi vpred.

V súčasnosti sa letecké firmy, zameriavajúc sa na vývoj lietadiel a pohonných jednotiek, neustále snažia docieľať čo najvyššiu efektivitu prevádzky lietadla. Dosahuje sa vylepšenia v technológii výroby, materiáloch, konštrukčnom prevedení a v navrhovaní nových systémov alebo zariadení. Je tam viacero faktorov, ktoré majú priamy dopad na efektivitu prevádzky, no najznámejší je: **spotreba paliva**. A tak aj táto práca sa bude zaoberať jednou možnosťou, ktorou by bolo možné dosiahnuť zníženie spotreby paliva. Bude sa jednať o možnosť využitia náporového účinku vzduchu pre pohon kompresora v leteckom turbínovom motore. Pri určitých podmienkach by bolo možné dosiahnuť prostredníctvom systému náporovej turbíny zníženie spotreby pohonných hmôt, pričom by sa mohlo dosiahnuť určitých výhod v rámci prevádzky lietadla.

Na začiatku v prvej kapitole bude čitateľ oboznámený z leteckým turbínovým motorom (LTM). Budú opísané základné časti a systémy LTM, ktorý všeobecne bude tvoriť základ opisovaného konceptu. Ďalej bude opísaná technológia PropFan, ktorá sa znovu dostáva do pozornosti leteckých inžinierov. Taktiež aj tento systém bude súčasťou zamýšľaného konceptu. Jedným z predmetov tejto práce je prvotné priblíženie do náporového účinku vzduchu, ktorý bude mať podstatnú rolu v rámci fungovania navrhovaného konceptu. V tejto kapitole budú vyjadrené fyzikálne vzorce a fyzikálne veličiny určujúce výkon náporovej turbíny. Následne po tomto opise bude predstavený *systém náporovej turbíny*, ktorý je predmetom tejto práce. V kapitole venovanej tomuto systému budú opísané primárne a sekundárne časti a zariadenia tohto systému. Kapitola bude doplnená schematickými obrázkami jednotlivých komponentov celého systému. Tepelný obeh turbínového motora bude opísaný v ďalšej kapitole, kde najprv bude predstavený T-s diagram zo všeobecného pohľadu a následne budú vykreslené tepelné obehy LTM so systémom náporovej turbíny v daných pracovných režimoch. Predposledná kapitola bude obsahovať opis navrhovaného konceptu turbínového motora so systémom náporovej turbíny, kde bude predstavená modulová konfigurácia. Na konci tejto kapitoly budú rozpísané výhody a nevýhody konceptu.

2 Letecký turbínový motor

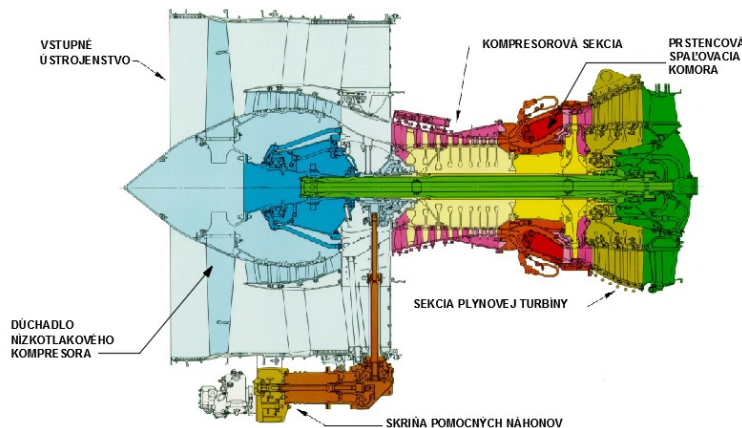
Veľké množstvo odborných kníh leteckého zamerania poskytuje rôzne definície leteckého turbínového motora. Na začiatok by som definoval letecký turbínový motor takto: **Letecký turbínový motor je tepelný lopatkový stroj určený pre transformovanie chemickej energie na tepelnú energiu a tlakovú energiu s následným konvertovaním na užitočnú mechanickú prácu. Táto mechanická práca sa využije pre pohon kompresora a na vyvedenie určitej časti ťahu.**

2.1 Funkčné časti leteckého turbínového motora

Letecký turbínový motor zahŕňa veľké množstvo funkčných prvkov, ktoré vytvárajú celistvý funkčný systém. Je jasné, že ak niektorý z nich nebude pracovať tak, ako sa požaduje, je veľmi pravdepodobné, že to ovplyvní správnu funkčnosť turbínového motora, alebo inak pohonnej jednotky. Potom už to závisí, do akej miery je ovplyvnená funkčnosť pohonnej jednotky. Na obr. 1 je zobrazený dvojprúdový turbínový motor s vysokým obtokovým pomerom CFM56-5B, ktorý má dvojhriadeľové usporiadanie.

Letecký turbínový motor je tvorený piatimi primárnymi funkčnými prvkami:

- vstupné ústrojenstvo,
- kompresor,
- spaľovacia komora,
- plynová turbína,
- výstupné ústrojenstvo.



Obr. 1: Dvojprúdový letecký turbínový motor CFM56-5B

2.1.1 Vstupné ústrojenstvo

Jedná sa o funkčný prvok, ktorý zabezpečuje správnu činnosť pohonnej jednotky. Je vyžadované, aby to bolo dosiahnuté pri akejkoľvek polohe lietadla, fáze letu a akomkoľvek režime motora [1].

Z konštrukčného hľadiska delíme vstupné ústrojenstvo na dva typy:

- vonkajšie - je súčasťou draka lietadla,
- vnútorné - je súčasťou pohonnej jednotky.

Na nasledujúcich dvoch obrázkoch sú zobrazené príklady vstupných ústrojenstiev. Na obr. 2 je vonkajšie vstupné ústrojenstvo pohonnej jednotky Halford H-2 na lietadle de Havilland DH 106 Comet. Na obr. 3 je vnútorné vstupné ústrojenstvo pohonnej jednotky Rolls Royce Trent XWB na lietadle Airbus A350 XWB.



Obr. 2: Vonkajšie vstupné ústrojenstvo



Obr. 3: Vnútorné vstupné ústrojenstvo

Z funkčného hľadiska je vstupné ústrojenstvo nedeliteľnou súčasťou turbínového motora. Jeho primárnou funkciou je privedenie potrebného množstva vzduchu do kompresora [1]. Taktiež sú kladené určité požiadavky, ktoré musí vstupné ústrojenstvo splniť. Tie sú nasledovné:

- minimálna strata celkového tlaku nasávaného vzduchu,
- minimálny čelný odpor,
- spoľahlivá funkcia,
- zabránenie vniknutiu cudzích predmetov do motora.

Ďalšia kategorizácia vstupných ústrojenstiev pohonných jednotiek je podľa toho, či vzduch vstupuje do kompresora v podzvukovej alebo nadzvukovej rýchlosti. Podľa toho sa rozoznávajú podzvukové, nadzvukové, regulovateľné, pevné, s vonkajším a vnútorným stlačením [1].

2.1.2 Kompresor

Ďalším funkčným prvkom je kompresor. **Jedná sa o zariadenie, ktoré zabezpečuje dodávanie stlačeného vzduchu do motora.** Podľa spôsobu stláčania vzduchu sa delia kompresory na:

- radiálny kompresor,
- axiálny kompresor.

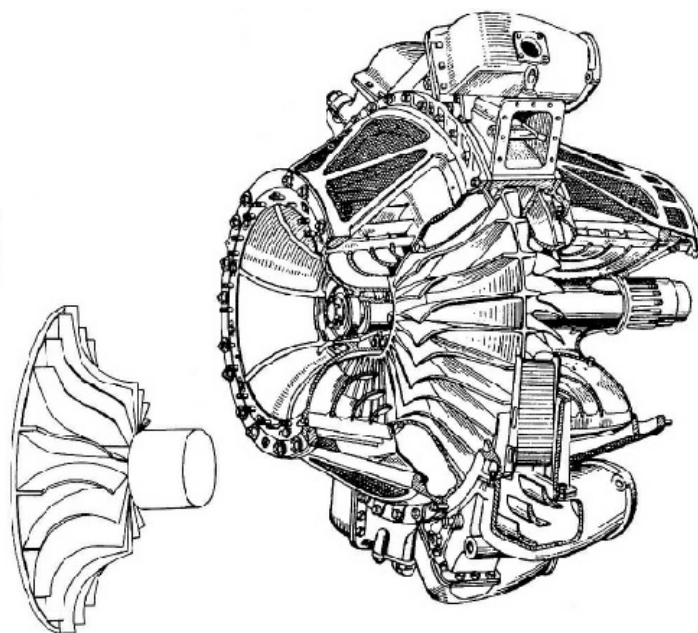
Najdôležitejšie parametre, ktoré charakterizujú obidva typy kompresorov sú:

- celkové stlačenie, to je pomer tlaku na výstupe kompresora ku vstupnému tlaku,
- hltavosť, čo je množstvo vzduchu, ktoré prejde kompresorom za jednu sekundu,
- účinnosť.

V súčasnej dobe sa používajú obidva typy kompresorov. Taktiež sa používajú aj zmiešané kompresory, ktoré sú tvorené niekoľkými stupňami axiálneho kompresora a posledným radiálnym stupňom. V dnešnej dobe sú všetky dvojprúdové letecké turbínové motory vybavené výhradne s axiálnym typom kompresora. Na druhej strane radiálny typ kompresora sa aplikuje do turbovrtuľových alebo turbohriadeľových pohonných jednotiek, pričom je výhodnejší pre menšie pohonné jednotky. Na obr. 4 je zobrazený kotúč jednostranného radiálneho kompresora a obojstranný radiálny kompresor so skriňou kompresora.

Tak ako na vstupné ústrojenstvo sú kladené nároky, taktiež aj kompresor musí spĺňať dané podmienky, ktoré vedú ku správnej a bezpečnej funkčnosti. Tie nároky sú nasledovné:

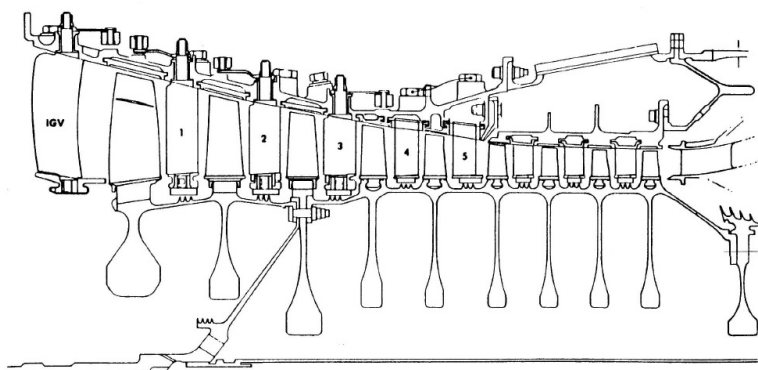
- vysoký stupeň stlačenia,
- vysoká účinnosť,
- široký rozsah pracovných otáčok s vysokou účinnosťou a malou tendenciou ku pumpáži,
- rovnomerná dodávka vzduchu do spaľovacej komory (bez kolísania tlaku),
- minimálne rozmery a hmotnosť,
- jednoduchá konštrukcia a vysoká prevádzková spoľahlivosť.



Obr. 4: Obojstranný radiálny kompresor a kotúč jednostranného radiálneho kompresora

V kladených nárokoch je spomenutá pumpáž, alebo inak pumpovanie. Pumpáž je definovaná ako nestabilná práca kompresora, ku ktorej dochádza v nevypočítaných režimoch motora [1]. V určitých prípadoch sa môže stať, že sa zväčší uhol nábehu nábehového prúdu a tým dôjde ku odtrhnutiu prúdu. Nadmerné odtrhnutie prúdu nesie so sebou značné straty v prúde.

Axiálny kompresor je dnes najrozšírenejším druhom, ktorý je používaný v leteckých turbínových motoroch. Pozostáva zo stupňov, ktoré sú tvorené rotorovou lopatkou a statorovou lopatkou. Rotor je pohyblivý komponent, ktorý privádza energiu pre stlačenie vzduchu. Stator je nepohyblivý komponent, v ktorom sa znižuje rýchlosť tečúceho vzduchu pri súčasnom náraste tlaku a teploty [1]. Axiálny kompresor sa predovšetkým vyznačuje väčšou hltavosťou ako radiálny kompresor. Na obr. 5 je zobrazená schéma osového kompresora.



Obr. 5: Schéma osového kompresora

2.1.3 Spaľovacia Komora

Ďalšou nevyhnutnou konštrukčnou a funkčnou časťou leteckého turbínového motora je spaľovacia komora. **Práve v spaľovacej komore je do obehu dodávaná energia - teplo v podobe kvapalného paliva [1].** Z konštrukčného hľadiska je spaľovacia komora značne zložitý celok, a preto sú na ňu kladené nasledovné požiadavky:

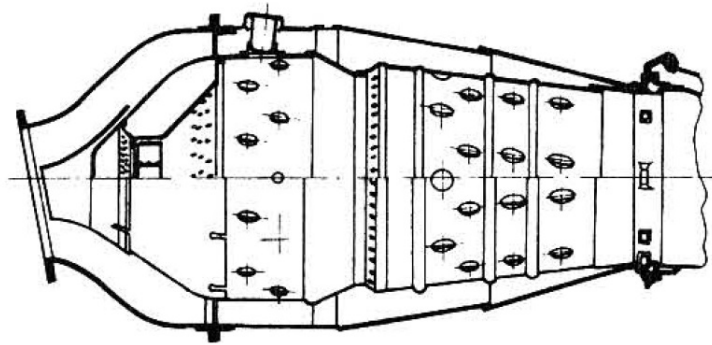
- stabilita horenia, ktorá zabezpečuje správnu funkčnosť celého motora,
- vysoká účinnosť spaľovania,
- minimálne rozmery a hmotnosť,
- rovnomernosť teplotného poľa na vstupe do plynovej turbíny, ako v obvodovom smere tak aj po výške lopatky (palivo nesmie dohorievať mimo spaľovaciu komoru a zasahovať do plynovej turbíny),
- spoľahlivé spúšťanie (zapaľovanie) na zemi aj vo vzduchu,
- minimálne hydraulické straty,
- primeraná životnosť.

Z konštrukčného hľadiska delíme spaľovacie komory na:

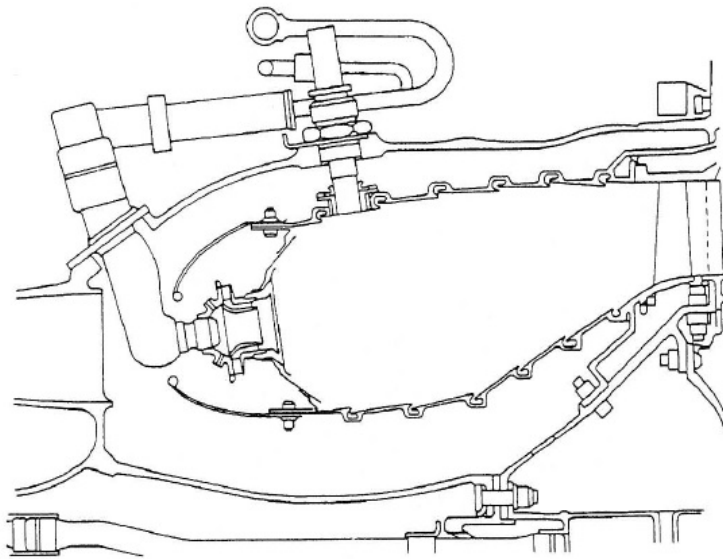
- trubkové,
- prstencové,
- zmiešané (prstencovo-trubkové).

Individuálne trubkové komory sa skladajú z plášťa a vlastného plamena. Tento typ spaľovacej komory bol ako prvý používaný v prvých leteckých turbínových motoroch. Sú usporiadané symetricky po obvode. V prípade tohto typu spaľovacej komory musí byť vzduch z výstupu kompresora rozvádzaný do jednotlivých komôr a spaliny musia byť usmernené do vstupného medzikružia rozvádzacieho ústrojenstva plynovej turbíny. Nevýhodou tohto typu je obtiažnosť dosiahnutia rovnomerného teplotného poľa a taktiež predĺženie dĺžky motora. Výhodou je jednoduchšia demontáž poškodeného plamena a nižšie vývojové náklady. Na obr. 6 je rez trubkovej spaľovacej komory.

Prstencová komora je výhodnejšia z toho hľadiska, že využíva celý priestor okolo rotora. Komora je tvorená vonkajšou a vnútornou stenou plamena. Vzduch z výstupu kompresora prúdi priamo do spaľovacej komory a jej výstup je priamo napojený na rozvádzacie ústrojenstvo plynovej turbíny. Dnešné letecké turbínové motory používajú tento typ spaľovacej komory, pri ktorej došlo ku zjednodušeniu spaľovania paliva pri spúšťaní motora. Na obr. 7 je rez prstencovej spaľovacej komory.



Obr. 6: Schematický rez trubkovej spaľovacej komory



Obr. 7: Schematický rez prstencovej spaľovacej komory

2.1.4 Plynová Turbína

Najpodstatnejšiu časť leteckého turbínového motora tvorí plynová turbína. **Je to tepelný stroj, v ktorom dochádza ku transformácii (premene) tepelnej energie na mechanickú prácu [1].** V prípade prúdového motora je určená pre pohon kompresora a pomocných agregátov. Pri turbovrtuľovom alebo turbohriadeľovom motore taktiež slúži pre pohon vrtule alebo rotora vrtuľníka.

Plynová turbína sa skladá z rozvádzacej lopatkovej mreže, kde sa mení tepelná energia na kinetickú energiu a rotorovej lopatkovej mreže, kde sa mení kinetická energia plynov na mechanickú prácu [1].

Plynové turbíny sú delené z viacerých hľadísk. V rámci tejto práce sú opísané dve podstatné delenia: z hľadiska smeru toku plynov a podľa miesta expanzie plynov. Podľa smeru toku plynov skrz turbínu sú delené na:

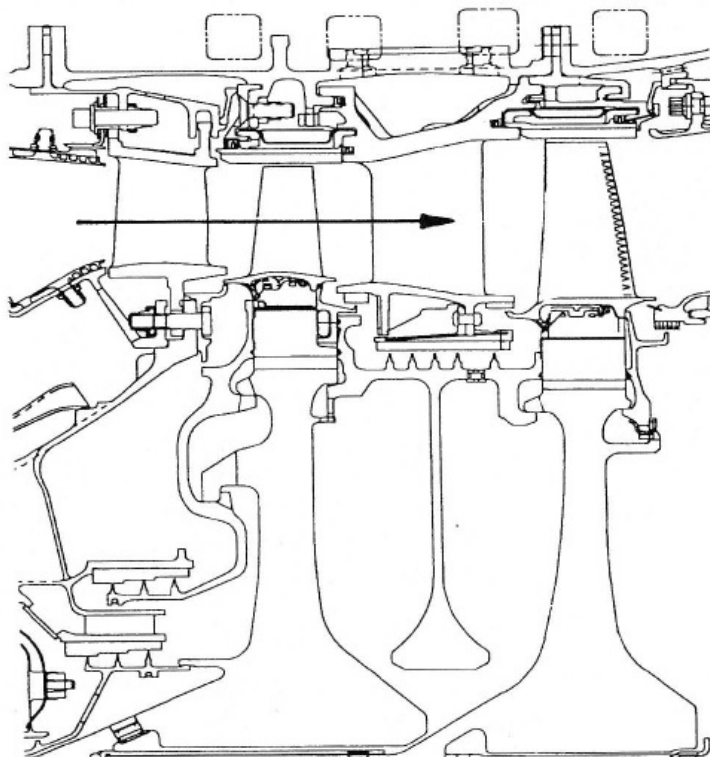
- osové (axiálne),

- dostredivé (radiálne).

Podľa miesta expanzie plynov sú delené na:

- akčné (rovnotlakové) - expanzia nastáva iba v rozvádzacej lopatkovej mreži (stator),
- reakčné (pretlakové) - expanzia nastáva v rozvádzacej aj rotorovej lopatkovej mreži.

Na obr. 8 je zobrazený rez osovou turbínou. Tento druh plynovej turbíny je najviac používaným druhom v leteckých turbínových motoroch.



Obr. 8: Rez osovou plynovou turbínou

2.1.5 Výstupné ústrojenstvo

Vo výstupnom ústrojenstve získavame ťah - ťahovú silu, ktorá poháňa letún vpred [1]. Výstupné ústrojenstvo pozostáva z daných častí:

- výstupný difúzor,
- predlžovacia trúba,
- výstupná tryska.

Funkcia výstupnej trysky je jednoznačná pre všetky turbínové motory: zaistiť výtok spalín z posledného stupňa turbíny a prípadne obtokového prúdu vzduchu z dúchadla dvojprúdového motora do atmosféry [2]. Je vyžadované, aby výtok spalín bol v smere, ktorý umožní dosiahnutie maximálneho ťahu. Pri pretekaní spalín tryskou dochádza ku urýchleniu prúdu, a tak sa zvýši prietoková hybnosť čo vyvolá zvýšenie ťahu. Výstupné trysky motorov dopravných lietadiel bývajú vybavené navyše tlmičmi hluku a obracačmi ťahu [1]. Výstupné ústrojenstvo bežného dvojprúdového turbínového motora musí zabezpečiť stabilný výtok spalín a chladného prúdu z obtokového kanála za účelom dosiahnutia maximálneho ťahu s čo najmenšími stratami.

3 Úvod do technológie 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 [4]. V týchto rokoch bola táto technológia intenzívne skúmaná a testovaná.

3.1 PropFan GE/SNECMA

Prvý letecký turbínový motor s technológiou PropFan bol GE/SNECMA UDF (Un-ducted Fan), ktorý bol vybavený kontra-rotujúcimi lopatkami s meniteľným uhlom nábehu. Hodnota obtokového pomeru sa blížila ku číslu 35 bez použitia redukčného ústrojenstva [4]. Tento motor preukázal zníženie spotreby pohonných hmôt o 30 percent. Na obr. 9 je zobrazený motor GE/SNECMA UDF na dopravnom lietadle MD-80.

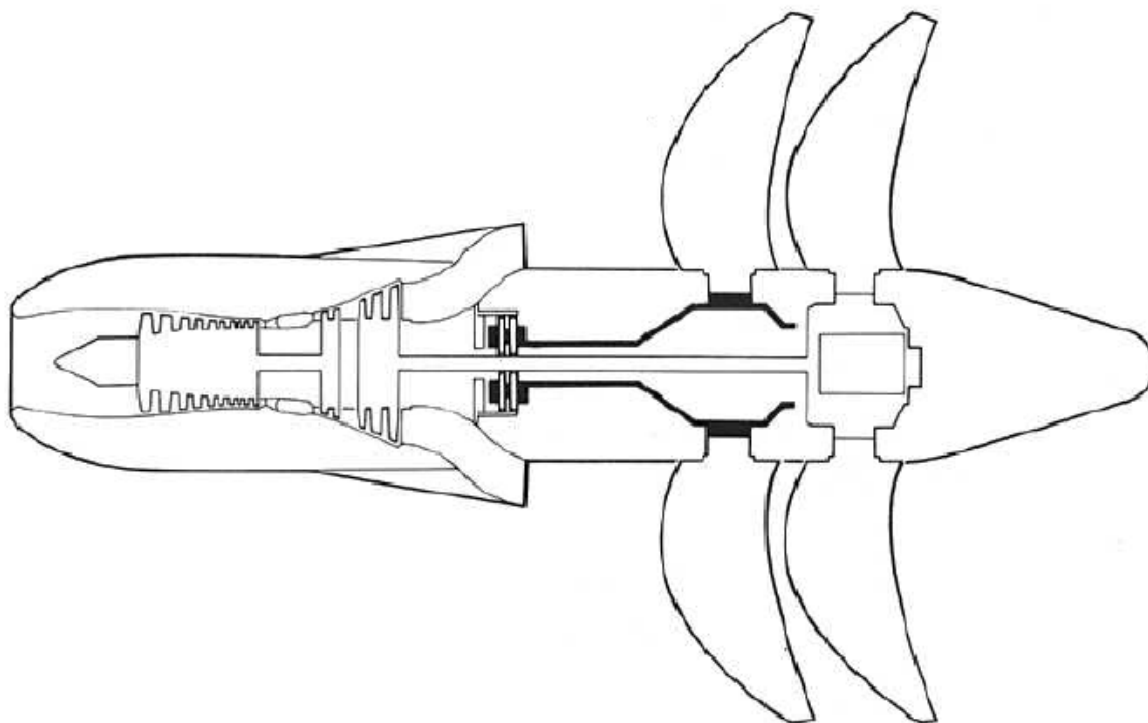


Obr. 9: GE Unducted Fan

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 0,95, je najnižšia spotreba pohonných hmôt dosiahnutá kontra-rotujúcim motorom s obtokovým pomerom viac než 25 [4].

Viditeľným rozdielom medzi LTM s technológiou PropFan a klasickým dvojprúdovým 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 prop fanov 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/SNECMA UDF, 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. 10 je nákres prierezu propfanom.



Obr. 10: Prierez vrtuľovým ventilátorom (PropFan)

4 Využitie náporového účinku vzduchu

4.1 Úvod

Princíp náporu vzduchu má široké uplatnenie v technickom svete. Zrejme najznámejšou aplikáciou tohoto princípu je veterná turbína v energetickom priemysle. Pohybujúci sa vzduch obsahuje určité množstvo kinetickej energie, ktorá predstavuje energetický zdroj v rámci získavania energie prostredníctvom veternej turbíny. A tak aj lietadlo letiace skrz vzduch je obtekané vzduchom, pričom priestor okolo neho je taktiež vyplnený značným množstvom kinetickej energie. A preto táto práca sa zameriava na možné transformovanie tejto energie na mechanickú prácu pre pohon kompresora.

4.2 Princíp náporu vzduchu

Tento princíp vychádza z Newtonových pohybových zákonov. Základným pojmom Newtonovej dynamiky je *sila* [9]. V princípe náporu vzduchu vystupujú všetky tri zákony.

4.2.1 Newtonove zákony

Prvý Newtonov zákon je Zákon zotrvačnosti: **Teleso zotrúva v pokoji alebo v pohybe rovnomernom priamočiarom, pokiaľ nie je nútené tento stav zmeniť pôsobením iného telesa** [9]. Je možné si predstaviť ako jedno teleso lopatku náporovej turbíny a ako druhé teleso vzduch. Ak pohybujúci sa vzduch nebude pôsobiť na lopatky náporovej turbíny, tak nebude vyvolaná rotácia náporovej turbíny, teda zotrúva v pokoji.

Druhý Newtonov zákon sa nazýva Zákon sily: **Zrýchlenie pohybu telesa je priamo úmerné pôsobiacej sile a nepriamo úmerné jeho hmotnosti** [9]. Je písaná vektorová rovnica v tvare:

$$\vec{F} = m\vec{a}, \quad (1)$$

kde F je pôsobiaca sila na teleso, m je hmotnosť telesa a a je zrýchlenie telesa. Rotačné zrýchlenie lopatky bude priamo úmerné pôsobiacej sile (tečúci vzduch) a nepriamo úmerné hmotnosti lopatky. Sila je vektorová veličina, záleží na jej veľkosti a smere [9].

Tretí Newtonov zákon je Zákon akcie a reakcie: **Každej akcii príslúši rovnako veľká a opačná reakcia** [9]. Tento zákon pojednáva o interakcii medzi telesami. Kde pod pojmom interakcia sa rozumie vzájomné pôsobenie. V prípade princípu náporu vzduchu je akciou prúdenie vzduchu v medzilopatkových kanáloch a reakciou je rotácia náporovej turbíny. Píše sa vzťah:

$$\vec{F}_{12} = -\vec{F}_{21}. \quad (2)$$

Fyzikálna veličina energia sa vyskytuje aj v silovom pôsobení. Aby sa dala energia náporu vzduchu zúžitkovať pre dané účely, je potrebná zahrnúť systém, ktorý by prevádzal jeden druh energie na iný. Jeden zo systémov je aj lopatkový stroj, ktorého úlohou je: **extrahovať kinetickú energiu tečúceho média na užitočnú mechanickú prácu.**

4.2.2 Prúdové pole tekutiny

Pojem pole má svoje opodstatnenie vo fyzike. Predstavuje popri látke druhú základnú existenciu hmoty [3]. Látka je forma hmoty skladajúca sa z molekúl/atómov (diskrétne útvary) [3]. *Pole* je forma hmoty, vyplňujúca priestor, sprostredkujúci silové pôsobenie medzi materiálnymi objektmi [3]. Prúdové pole tekutiny je vektorovým poľom, to znamená, že každému bodu tohto poľa prislúcha vektor. Viaceré fyzikálne veličiny charakterizujú správanie prúdového poľa tekutiny. Prúdenie tekutiny je vskutku komplexný problém na riešenie. Prúdové pole tekutiny predstavuje svojím spôsobom rýchlostné pole. Rýchlosť je primárnou fyzikálnou veličinou, a teda aj vlastnosťou, prúdového poľa tekutiny, pričom táto veličina primárne určuje tlak prúdového poľa. Nakoľko prúdové pole je definované rýchlosťou prúdiacich častíc, je možné písať, že rýchlosť je funkciou polohy pohybujúcej sa častice:

$$v = v(x, y, z). \quad (3)$$

Ak sa jedná o nestacionárne prúdenie, kde sa rýchlosť mení aj s časom t , tak je definovaná funkcia následovne:

$$v = v(x, y, z, t), \quad (4)$$

kde x, y, z sú karteziánske súradnice polohy častice poľa a t je čas.

Vo všeobecnosti, rýchlosť je vektorovou funkciou polohy a času, a tak má tri zložky u, v a w , každá z nich ako skalárne pole [5]:

$$V(x, y, z, t) = \mathbf{i}u(x, y, z, t) + \mathbf{j}v(x, y, z, t) + \mathbf{k}w(x, y, z, t). \quad (5)$$

Charakter rýchlosti prúdenia tekutiny sa môže meniť v závislosti na meniacej sa geometrii prietokového kanála. Zmena rýchlostného poľa môže byť popísaná vektorom akcelerácie, ktorý taktiež vystupuje v Newtonovom zákone pre tekutiny. Výsledná akcelerácia je nelineárna a celkom komplikovaná, môže byť písaný vzorec [5]:

$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{\partial V}{\partial t} + u \frac{\partial V}{\partial x} + v \frac{\partial V}{\partial y} + w \frac{\partial V}{\partial z}, \quad (6)$$

kde zložky u, v, w predstavujú rýchlosti zo vzorca (5). Ďalšie tri zložky sú nelineárne a značne komplikujú analýzu pohybu tekutiny, obzvlášť viskózne tekutiny [5]. (Pozn.: vo vzorcoch (5) a (6) je veľkým písmenom V označený rýchlostný vektor prúdiacej tekutiny.)

4.2.3 Tlak v prúdovom poli tekutiny

Veľkosť sily na jednotku plochy v statickej tekutine sa nazýva *tlak* [6]. V tejto definícii je tlak definovaný v statickej tekutine, ktorá netečie (nevykonáva pohyb). Taktiež tlak môže byť zadaný aj v tečúcej tekutine. Všeobecný matematický vzťah pre tlak môže byť definovaný v limitnom tvare:

$$\lim_{\Delta A \rightarrow 0} P(F, A) = \frac{\Delta F}{\Delta A}, \quad (7)$$

kde ΔF je elementárna sila pôsobiaca je elementárnu plochu ΔA .

Popri statickému tlaku je definovaný aj dynamický tlak, ktorý je funkciou hustoty tekutiny a kvadrátu rýchlosti prúdenie tekutiny. Je možné písať matematický vzťah v integrálnom tvare:

$$P_d = \frac{\rho v^2}{2}. \quad (8)$$

Absolútny tlak je daný súčtom statického tlaku a dynamického tlaku. Tlak, ako ďalšia vlastnosť prúdového poľa, značne ovplyvňuje správanie sa tečúceho média. Rozdiely alebo gradienty v tlaku často indukujú pohyb tekutiny, hlavne v kanáloch [5]. Taktiež ako rýchlosť bola za- definovaná ako funkcia súradníc a poprípade času, tak aj tlak je možné definovať takýmto spôsobom, je možné písať funkciu (pozn.: pre zjednodušenie je čas t vynechaný):

$$p = p(x, y, z). \quad (9)$$

Zmena tlakového poľa v rámci prúdenia tekutiny sa popisuje pomocou operátora gradient, ktorý vyjadruje najväčšiu zmenu správania sa daného fyzikálneho poľa. Je písaný vzťah:

$$\text{grad}(p) = \left(\frac{\partial p}{\partial x}, \frac{\partial p}{\partial y}, \frac{\partial p}{\partial z} \right), \quad (10)$$

pričom jednotlivé parciálne derivácie sú zložkami vektora gradientu.

4.2.4 Zákon zachovania toku hmoty a Bernoulliho rovnica v prúdení tekutiny

V rámci prúdenia tekutiny v prietokovom kanály náporovej turbíny platí zákon zachovania toku hmoty. Popisuje fakt, že hmota v kontrolovanom objeme tekutiny nikde nevzniká a ani nezániká. Kontrolovaný objem, v prípade systému náporovej turbíny, si je možné predstaviť ako prietokový kanál so vstupom a výstupom, pričom medzi týmito hranicami nie je dodávaná/odoberaná energia v podobe prúdiaceho vzduchu. V tomto prípade sú akékoľvek netesnosti v prietokovom kanály zanedbané. **Celková hmota a energia sa vždy zachováva.** Zákon zachovania toku hmoty je popísaný *rovnícou continuity*. Táto rovnosť stanovuje, že dané množstvo hmoty vstupujúce do kontrolného objemu a následne z neho vystupujúce, sa zachováva [5]. Je písaná rovnosť:

$$\sum_i (\rho_i v_i A_i)_{vstup} = \sum_i (\rho_i v_i A_i)_{vystup}, \quad (11)$$

kde ρ je hustota hmoty, v je rýchlosť tečenia hmoty a A je prierez, cez ktorý preteká hmota.

Súčin veličín ρ , v , A je rovný fyzikálnej veličine, ktorá sa nazýva *hmotnostný tok*. Je označovaný \dot{m} a vyjadruje množstvo hmoty za jednotku času, a preto má rozmer $kg.s^{-1}$. Píše sa vzťah:

$$\dot{m} = \rho v A, \quad (12)$$

kde tieto veličiny už boli definované.

Suma hmotnostných tokov na vstupe do kontrolovaného objemu a na výstupe z neho sa rovná nule, a teda je možné písať rovnosť:

$$\sum_i \dot{m}_i = 0. \quad (13)$$

Hmotnostný tok je primárnou fyzikálnou veličinou v analýze prúdenia tekutiny v kontrolovanom objeme. Majme určitú plošnú oblasť v prietokovom kanály, cez ktorý preteká tekutina rýchlosťou v . A tak hmotnostný tok je získaný integráciou po celom plošnom elemente dA :

$$\dot{m}(v, A) = \oint_A v(x, t) dA. \quad (14)$$

V tomto vzťahu je predpoklad, že vektor rýchlosti a vektor normály plochy sú navzájom rovnobežné (pozn.: nemusí to takto byť vždy). Taktiež hustota tečúcej tekutiny je považovaná za konštantnú.

Bernoulliho rovnica vyplýva z vety o zmene hybnosti alebo zo zákona o zachovaní energie za predpokladu, že medzi zvolenými prierezmi, nie je tekutine dodávaná alebo odoberaná energia [8]. Dodávanie alebo odoberanie energie je vykonávané v podobe tečúcej tekutiny, ktorá môže vtekať alebo odtekať do kontrolovaného objemu. V prípade stacionárneho prúdenia ideálnej tekutiny, t.j. tekutiny kde medzimolekulárne trenie je nulové, je súčet kinetickej, polohovej a tlakovej energie konštantný. Bernoulliho rovnica pre nestlačiteľnú tekutinu je písaná v tvare:

$$gh_1 + \frac{p_1}{\rho} + \frac{v_1^2}{2} = gh_2 + \frac{p_2}{\rho} + \frac{v_2^2}{2} = K., \quad (15)$$

kde ρ je hustota tekutiny, h je polohová výška, p je statický tlak a v je rýchlosť prúdenia tekutiny. K predstavuje konštantu. Táto rovnosť platí len pre ideálne tekutiny, ktoré nedominujú vlastnosťami ako vnútorné trenie tekutiny (viskozita) alebo stlačiteľnosť tekutiny. V rámci fungovania systému náporovej turbíny a určenie jej výkonu je potrebné počítať s reálnou tekutinou, kde by platila Bernoulliho rovnica rozšírená o členy, ktoré by vyjadrovali straty v prúdení tekutiny kanálom.

4.3 Aerodynamické veličiny v systéme náporovej turbíny

V tejto podkapitole budú stručne opísané niektoré dôležité aerodynamické veličiny v systéme náporovej turbíny, ktoré by mohli byť smerodajné vo vyšetrení výkonu náporovej turbíny. V lopatkovej mreži s danou geometriou dochádza ku zmene smeru prúdu, k jeho zakriveniu a tým k prenosu energie medzi tekutinou a lopatkou [7].

4.3.1 Zakrivenie prúdu

Táto aerodynamická veličina súvisí s rovnicou kontinuity. Popisuje rozdiel medzi smerom vstupnej a výstupnej rýchlosti. Je písaný vzťah:

$$\varepsilon = \alpha_2 - \alpha_1, \quad (16)$$

kde α_2 je uhol vektora rýchlosti na výstupe z lopatkovej mreže a α_1 je uhol na vstupe.

Veľkosť uhla zakrivenia prúdu v mreži je **mierou veľkosti zmeny hybnosti** pri prietoku tekutiny mrežou a taktiež rozdielu tlakov pred a za mrežou [7].

4.3.2 Bernoulliho rovnica

Bernoulliho rovnica pre ideálnu tekutinu už bola vyššie spomenutá. Pre neväzké prúdenie, teda prúdenie bez strát, platí rovnosť:

$$p_{c1} = p_{c2}, \quad (17)$$

pričom tlak p_{c1} je celkový tlak na vstupe do mreže a p_{c2} je celkový tlak za mrežou. Pre pripomenutie z tejto rovnosti vyplýva Bernoulliho rovnosť pre ideálne prúdenie:

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2, \quad (18)$$

kde jednotlivé veličiny už boli definované.

V dôsledku väzkosti dochádza pri prietoku mrežou medzi vstupom (rovina 1) a výstupom (rovina 2) ku stratám (trenie, miešanie), ktoré sa mení v teplo [7]. Strata celkového tlaku p_z sa stanoví ako rozdiel celkového tlaku pred a za mrežou [7]:

$$p_{c1} = p_{c2} - p_z. \quad (19)$$

Pred mrežou je celkový tlak vyrovnaný, ale celkový tlak za mrežou je vplyvom strát nižší, než pred mrežou, a je určený ako stredná hodnota z úplavu pozdĺž jednej rozteči [7].

4.3.3 Rovnice hybnosti

Zo zmeny hybnosti tekutiny v kontrolnom objeme za jednotku času sa určí súčet síl pôsobiacich na tekutiny v tomto objeme [7]. Zložky výslednej sily pôsobiace na jednotku dĺžky lopatky sú definované nasledujúcimi vzťahmi (pozn.: jedná sa o dvojrozmerné prúdenie tekutiny):

$$X = \oint_l p(x, t) dy, \quad (20)$$

$$Y = \oint_l p(x, t) dx, \quad (21)$$

kde veličina p je statický tlak na profile lopatky. Ten je integrovaný pozdĺž súradníc x a y .

Po daných výpočtoch týchto silových zložiek je možné určiť výslednú silu R pôsobiacu na profil lopatky:

$$R = \sqrt{X^2 + Y^2}. \quad (22)$$

4.3.4 Rozloženie rýchlosti po povrchu profilu

Táto veličina je smerodajná pri určovaní výkonu na lopatkách náporovej turbíny. Rozloženie rýchlosti popisuje priebeh rýchlosti $v(x)$ pozdĺž povrchu profilu v mreži. Zvyčajne sa vyjadruje bez rozmeru a vzťahuje sa k vstupnej alebo výstupnej rýchlosti:

$$\frac{v}{v_1} = f\left(\frac{x}{c}\right), \quad (23)$$

kde v je vyšetřovaný priebeh rýchlosti, v_1 je rýchlosť na vstupe do mreže a c je hĺbka (tetiva) profilu.

4.3.5 Rozloženie tlaku po povrchu profilu

Medzi tlakom a rýchlosťou platí Bernoulliho rovnica [7]. Zvykne sa používať rozloženie tlaku ako alternatíva ku rozloženiu rýchlosti. Znázorňuje sa podobným spôsobom, ako bolo zvykom pri krídlových profiloch, vo forme tlakového súčiniteľa [7]:

$$C_p = \frac{p - p_1}{p_{c1} - p_1}, \quad (24)$$

kde p_{c1} je celkový tlak na vstupe do mreže, p_1 je statický tlak na vstupe do mreže a p je statický tlak. Zložky X a Y výslednej aerodynamickej sily na lopatku (profil) v mreži je taktiež možné určiť integráciou tlakového súčiniteľa po povrchu profilu [7].

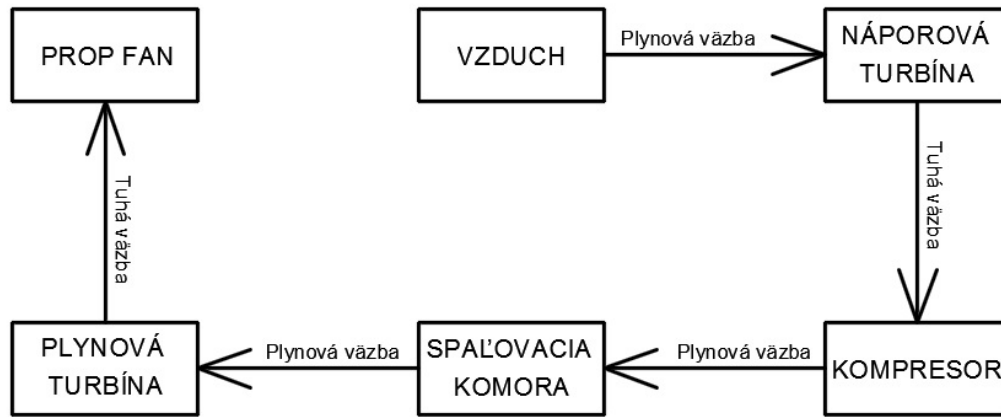
4.4 Interakcia medzi prúdovým poľom a systémom náporovej turbíny

Interakciou sa rozumie vzájomné pôsobenie medzi dvoma systémami, ktoré budú predstavované prúdovým poľom a náporovou turbínou. Analyzovať túto interakciu bude kľúčové v rámci určenia fyzikálnych veličín, na ktorých bude závisieť výkon náporovej turbíny. Analýza by zahŕňala určenie extrakcie energie z náporového vzduchu do systému náporovej turbíny. Toto vyťaženie kinetickej energie z tečúceho vzduchu, alebo inak transformovanie tejto energie na mechanickú prácu turbíny, bude zahŕňať určité straty v rôznych podobách.

4.4.1 Pracovný režim náporovej turbíny

Systém náporovej turbíny by pracoval len v daných režimoch letu, a to hlavne počas ustáleného letu (cestovný režim). Je potrebné špecifikovať prepojenie systému náporovej turbíny s časťami pohonnej jednotky a s okolím, teda vzduchom. V schéme sa vyskytujú väzby medzi časťami motora a vzduchom. Medzi náporovou turbínou a kompresorom je tuhá väzba, ktorá predstavuje spojenie prostredníctvom hriadeľa. Plynové väzby predstavujú prepojenie prostredníctvom vzduchu alebo expandujúcej zmesi. Medzi propfanom a vzduchom si je možné predstaviť plynovú väzbu, tzv. *spätnú väzbu*. **Mechanická práca vrtulového ventilátora indukuje pohyb vzduchu, z ktorého je spätne vyťažená energia, pre pohon kompresora, pomocou náporovej turbíny.** Pracovný režim náporovej turbíny je schematicky zobrazený na obr. 11.

PRACOVNÝ REŽIM NÁPOROVEJ TURBÍNY



Obr. 11: Prepojenie systému náporovej turbíny so vzduchom a prepojenie častí motora

Tento obrázok taktiež popisuje súčinnosť systému náporovej turbíny s ostatnými časťami pohonnej jednotky. V pracovnom režime náporového systému je náporová turbína prepojená s kompresorom, zatiaľ čo spojenie medzi plynovou turbínou a kompresorom je prerušené. Celkovú mechanickú prácu plynovej turbíny je možné zúžitkovať pre pohon vrtuľového ventilátora.

4.5 Fyzikálne veličiny určujúce výkon náporovej turbíny

V predchádzajúcich riadkoch boli zadané veličiny, ktoré hrajú primárnu rolu v rámci fungovania náporového systému. Primárnou veličinou, z ktorej sa bude vychádzať v rámci určovania výkonu náporovej turbíny je **rýchlosť prúdového poľa**. Rýchlostné pole indukujú tlakové pole. Tlak vynásobený jednotkou plochy vyvodí silový účinok. Je možné písať vzťah v diferenciálnom tvare:

$$p = \frac{dF}{dA} \Rightarrow dF = pdA, \quad (25)$$

kde p predstavuje statický tlak, dF nekonečne malú silu a dA nekonečne malú plochu. Z tohto zápisu je možné tvrdiť, že tlak je funkciou sily a plochy:

$$p = p(F, A). \quad (26)$$

Celková sila F pôsobiaca na daný element plochy je určená integráciou po celej ploche:

$$F = \int dF = p \int dA \Rightarrow F = pA. \quad (27)$$

Tento silový účinok vyvolá na lopatke turbíny moment sily, ktorý je premenný v závislosti na premennej x . Elementárny moment sily je možné zapísať v tvare:

$$dM(x) = Fdx, \quad (28)$$

a následne z toho určiť celkový moment sily na celej dĺžke lopatky:

$$M(x) = \int dM(x) = \int pAdx = pA \int dx = pAx \Rightarrow M(x) = pAx. \quad (29)$$

Týmto predchádzajúcim výpočtom bol určený moment sily pôsobiaci na jednu lopatku náporovej turbíny. Celkový moment sily M_A vyvolávajúci rotáciu náporovej turbíny je určený sumou všetkých jednotlivých momentov síl:

$$M_A = \sum_i M_i(x). \quad (30)$$

Všeobecne výkon rotačného pohybu je možné určiť vzťahom: $P = M\omega$, kde ω je uhlová rýchlosť rotácie. Jedna lopatka v systéme náporovej turbíny generuje určitý výkon:

$$P_i = M_i\omega, \quad (31)$$

pričom celkový výkon na náporovej turbíne sa získa sumou daných výkonov na jednotlivých lopatkách:

$$P_A = \sum_i P_i = \omega \sum_i M_i(x) = \omega M_A. \quad (32)$$

Vyššie uvedený výpočet je len počiatočné priblíženie k tomu, čo bude určovať výkon, alebo inak, mechanickú prácu na náporovej turbíne.

4.6 Straty v systéme náporovej turbíny

Straty v transformovaní energie sa vždy objavia, pričom nie je možné získať energiu s nulovými stratami. V rámci prúdenia vzduchu v prietokovom kanály náporovej turbíny budú vznikať tieto hlavné odpory:

- trecí odpor,
- tlakový odpor.

Ďalšie straty budú vznikať na prenosovej ceste medzi rotorom systému náporovej turbíny a hriadeľom nízkotlakového kompresora. Tieto straty sú nasledovné:

- trenie vo vzduchovom filme vzduchového ložiska rotora,
- valivé trenie vo valivých ložiskách,
- straty pri prenose krútiaceho momentu ozubenými kolesami.

Trecí odpor bude vznikáť na stenách prietokového kanála, na stenách medzilopatkových kanálov vodiacej statorovej/variabilnej lopatkovej mreže a rotorovej lopatkovej mreže. Väzka tekutina na obtekanom povrchu prilnieva, je brzdená až na nulovú rýchlosť na stene a tým vzniká tesne u steny **medzná vrstva**, v ktorej vzniká šmykové napätie (a tým straty) [7]. Medzná vrstva je tenká šmyková vrstva v tesnej blízkosti obtekanej steny, kde dochádza ku stratám vplyvom väzkosti [7]. Z hľadiska geometrie prietokového kanála náporovej turbíny a prietokových medzi-lopatkových kanálov lopatiek (vodiaca a rotorová mreža), bude pravdepodobne trecí odpor prevyšovať nad tlakovým odporom. Bude to spôsobené zbiehavosťou spomínaných kanálov, pričom prúdenie vzduchu zvýši svoju E_k na úkor straty tlaku. Tlakový odpor nebude v tomto prípade nulový, no bude mať minimálnu hodnotu.

Tlakový odpor je spôsobený odtrhnutím prúdu, a to sa s najväčšou pravdepodobnosťou objaví v odtokových oblastiach lopatiek a výstupnom kanále. Za obtekaným telesom vzniká úplav tým, že medzné vrstvy z obidvoch obtekaných strán sa najneskôr na odtokovej hrane odtrhnú od telesa [7]. S rastúcou vzdialenosťou za odtokovou hranou dochádza k intenzívnemu mieseniu obidvoch odtrhnutých medzných vrstiev (z obidvoch strán telesa) a tým k postupnému vyrovnávaniu rozdielnych rýchlostí [7]. Tlakový odpor bude prevyšovať nad trecím odporom v odtokovom kanály systému náporovej turbíny, pričom výstup bude rozbiehavý, a tak sa zvýši tlak. Ako už bolo spomenuté tak v zbiehavých medzilopatkových kanáloch nebude odtrhnutie medznej vrstvy také intenzívne. Kinetická energia prúdiaceho vzduchu tesne pred rotorovou lopatkovou mrežou by sa dala vyjadriť týmto vzťahom:

$$E(v^2, m) = E_{(vzduch)} - \delta_{(TR.O)} - \delta_{(TL.O)}, \quad (33)$$

kde $\delta_{(TR.O)}$ je veličina vyjadrujúca energetické straty v podobe trenia a $\delta_{(TL.O)}$ je veličina, ktorá popisuje energetické straty spôsobené odtrhnutím medznej vrstvy. Energetické straty v podobe trenia tekutiny voči povrchu kanála budú prezentované disipáciou kinetickej energie tečúcej tekutiny na tepelnú energiu. Odtrhnutie medznej vrstvy, ktorá prilnieva ku povrchu lopatiek, bude sprevádzané tlakovým odporom (úplav). Vznikne akési miesenie vzduchu za odtokovou hranou, pričom bude generované teplo, ktoré predstavuje stratovosť. V prípade zbiehavosti medzilopatkových kanálov rotora bude v oblasti odtokovej hrany dominantný trecí odpor. Určenie týchto strát by si vyžadovalo podrobnú analýzu správania sa tekutiny v medzi-lopatkových kanáloch.

Trenie vo vzduchovej vrstve, vytvorenej medzi rotorovým diskom a stenou nosnej konštrukcie, bude spôsobené viskozitou vzduchu. Tento vzduch by mal byť privádzaný do tejto oblasti pod vysokým tlakom, pričom množstvo vzduchu by malo byť po celom obvode rovnomerne rozložené, aby sa dosiahlo stabilnej rotácie rotora. Vzduchový film zabráni styku spodnej časti disku rotora a steny nosnej konštrukcie. Toto vzduchové uloženie bude energeticky náročné, pričom bude potrebné zabezpečiť dodávku vysokého tlaku.

Valivé trenie sa objaví vo valivých ložiskách zvislého hriadeľa, v ložisku tanierového ozubeneho kolesa (nasadené na hriadelí ventilátora) a v ložiskách prevodového ústrojenstva. V rámci valivých ložísk sú straty trením nízke [13]. Zásobovanie týchto ložísk mazivom bude vykonané hlavne z dôvodu odvodu tepla.

Straty pri prenose krútiaceho momentu ozubenými kolesami sú spôsobené odvaľovaním ozubených kolies po vnútorných stranách zubov, kde sa objaví valivé trenie. Pri správnom odvaľovaní by nemalo dôjsť ku sklzu v stykovom mieste medzi dvoma zubmi. To by mohlo viesť ku značnému treniu, čo by znamenalo vyššie teploty a skoršie opotrebenie zubov. Valivé trenie predstavuje nízke straty. Aby bolo dosiahnutej vysokej účinnosti pri prenose krútiaceho momentu, tak je potrebné dostatočné mazanie a chladenie prevodového systému.

5 Systém náporovej turbíny v leteckom turbínovom motore

5.1 Úvod

V leteckom priemysle bolo vždy úsilie o efektivitu vo všetkých smeroch, no obzvlášť ohľadom prúdových motoroch. Leteckí inžinieri vynaložili nesmierne úsilie do vývoja leteckých turbínových motorov (LTM), aby sa dosiahlo najvyššej efektivity. Počas vyvíjania sa objavili aj prelomové obdobia, ktoré posunuli LTM o veľký krok vpred. No za posledných niekoľko rokov sa vývoj posúva len o malé kroky vpred.

5.2 Náporová turbína a jej časti

Náporová turbína, pre použitie v LTM, je definovaná takto: **Náporová turbína je technické zariadenie slúžiace na extrahovanie kinetickej energie náporového vzduchu s následnou transformáciou na mechanickú prácu, pričom táto mechanická práca by bola zúžitkovaná pre pohon kompresora.** Náporová turbína by bola súčasťou konštrukcie LTM, pričom by zabezpečovala prikon pre kompresor v daných režimoch letu. Týmto by expanzia hnacích plynov bola využitá len pre pohon vrtuľového ventilátora (PropFan). Úmysel aplikácie náporovej turbíny v LTM spočíva v tom, aby sa ušetrili pohonné hmoty.

5.3 Primárne časti náporovej turbíny

Základným prvkom konštrukcie náporovej turbíny by bola nosná skriňa. Nosná skriňa by zahŕňala nasledujúce časti:

- uloženie rotorovej lopatkovej mreže,
- uloženie variabilnej vodiacej lopatkovej mreže,
- uloženie statorovej lopatkovej mreže,
- ložiskové uloženie hriadele ventilátora nízkotlakového kompresora,
- ložiskové uloženie zvislého hnacieho hriadeľa.

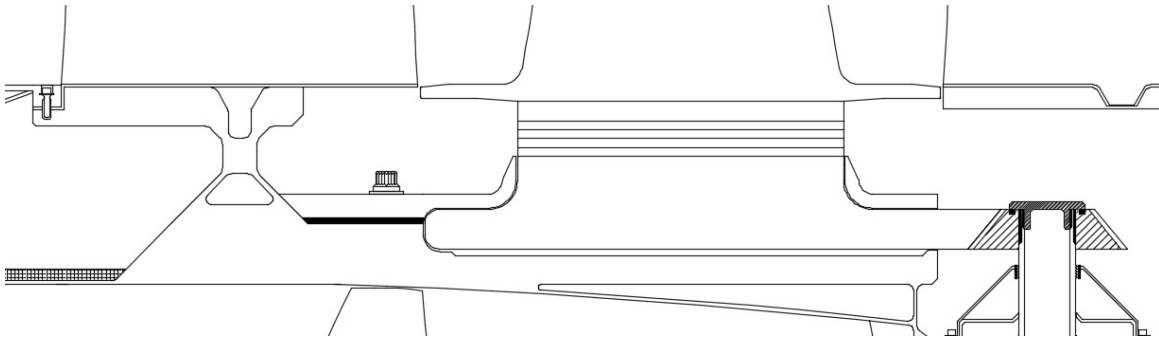
Systém náporovej turbíny by zahŕňal (okrem nosnej skrine) tieto primárne časti:

- rotorovú lopatkovú mrežu,
- variabilnú vodiacu lopatkovú mrežu,

- statorovú lopatkovú mrežu,
- zvislý hnací hriadeľ.

5.3.1 Uloženie rotorovej lopatkovej mreže

Rotorová lopatková mreža by bola uložená vo vodiacom kanály vzduchového ložiska s príslušnými podpornými obručami, ktoré by boli pripevnené o nosnú skriňu. Vzduchové ložisko by bolo zásobované vysokotlakovým vzduchom z vyšších stupňov kompresora alebo z iného zdroja vysokotlakového vzduchu. Dodávaný vzduch do vodiaceho kanála by vytvoril vzduchový film medzi povrchom vodiaceho kanála a vnútorným povrchom turbínového disku. Týmto by sa zamedzilo styku dvoch povrchov, pričom by sa eliminovali straty spôsobené trením. V rámci správnej funkčnosti tohto uloženia by bolo nutné zaistiť, aby vzduchový film mal približne konštantnú hrúbku po celom obvode. Týmto by sa dosiahlo stabilnej rotácie rotora náporovej turbíny. Na obr. 12 je vidieť schematický náčrt možného výzoru uloženia rotorového ústrojenstva náporovej turbíny.



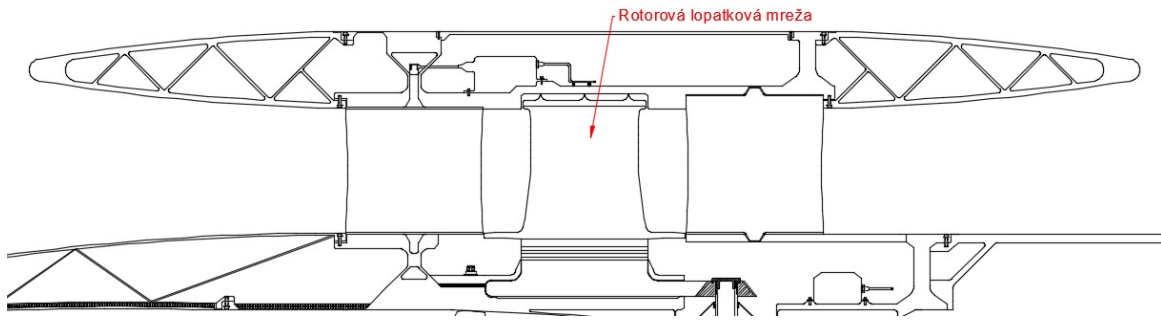
Obr. 12: Uloženie rotorovej časti náporovej turbíny

5.3.2 Rotorová lopatková mreža náporovej turbíny

Táto súčasť by predstavovala srdce systému. V rotorovej lopatkovej mreži by dochádzalo ku premene kinetickej energie tečúceho vzduchu na užitočnú mechanickú prácu náporovej turbíny. Mechanická práca v podobe krútiaceho momentu by bola prenášaná cez prevodové ústrojenstvo na hriadeľ vysokotlakového kompresora a hriadeľ ventilátora. Bola by tvorená daným počtom turbínových rotorových lopatiek, ktoré by boli zafixované v turbínovom disku pomocou stromčekového alebo rybinového zámku. Celá sústava by bola uložená vo vodiacom kanály vzduchového ložiska. Jednotlivé lopatky by boli tvorené spodnou bandážou, listom lopatky a hornou bandážou, kde by navyše bolo tesniace ostrie, ktoré by zamedzilo pretekaniu vzduchu ponad lopatkový list. Týmto by sa zabránilo únikom vzduchu mimo prúdovú cestu, a tak by sa zvýšila účinnosť. Na obr. 13 je zobrazený rez náporovou turbínou, kde je možné vidieť rotačnú časť systému náporovej turbíny.

5.3.3 Uloženie variabilnej vodiacej lopatkovej mreže

Toto uloženie by pozostávalo z čapovej dutiny a jazdnej plochy. V čapovej dutine by bolo klzné ložisko, v ktorom by sa otáčal čap lopatky. V podstate by sa jednalo o obojstranne votknutý nosník. Vodiaca lopatka by bola uložená v hornej a dolnej čapovej dutine, ktorá by

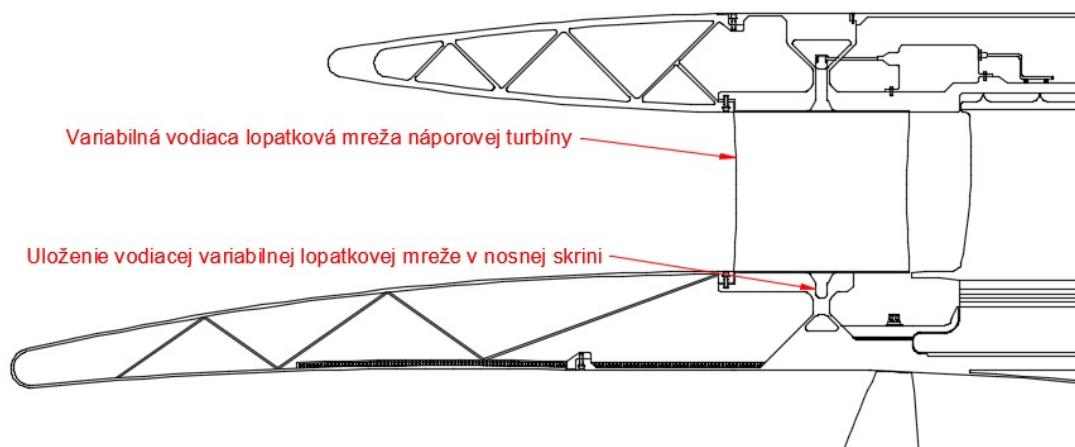


Obr. 13: Rotorová lopatková mreža extrahuje kinetickú energiu tečúceho média

bola súčasťou nosnej konštrukcie. Jazdná plocha by bola súčasťou steny prietokového kanála systému náporovej turbíny. Je úlohou by bolo vedenie lopatky pri rotačnom pohybe. Vôľa medzi bandážami lopatky a jazdnou plochou by musela byť minimálna z dôvodu zvýšenia účinnosti tečenia vzduchu skrz túto lopatkovú mrežu.

5.3.4 Variabilná vodiaca lopatková mreža

Ďalšou dôležitou súčasťou systému náporovej turbíny by bola variabilná vodiaca lopatková mreža. Jej úlohou by bolo usmerniť tok nábehového prúdu na správny uhol nábehu pre rotorovú lopatkovú mrežu. Variabilnosť sústavy by umožňovala nastavenie požadovaného uhlu nábehu, pričom by došlo k zmene uhlu prúdenia na odtokovej hrane vodiacej lopatky. Týmto by prúd vzduchu nabiehal na rotorovú lopatku pod takým uhlom, pri ktorom by boli straty spôsobené odtrhnutím prúdu na minimálnej úrovni. Následne by sa zvýšila účinnosť transformácie kinetickej energie tečúceho média na mechanickú prácu náporovej turbíny. Na obr. 14 sú zobrazené obidva komponenty systému náporovej turbíny, t.j. uloženie a samotná vodiaca lopatková mreža s možnosťou nastavenia požadovaného uhlu nábehu.



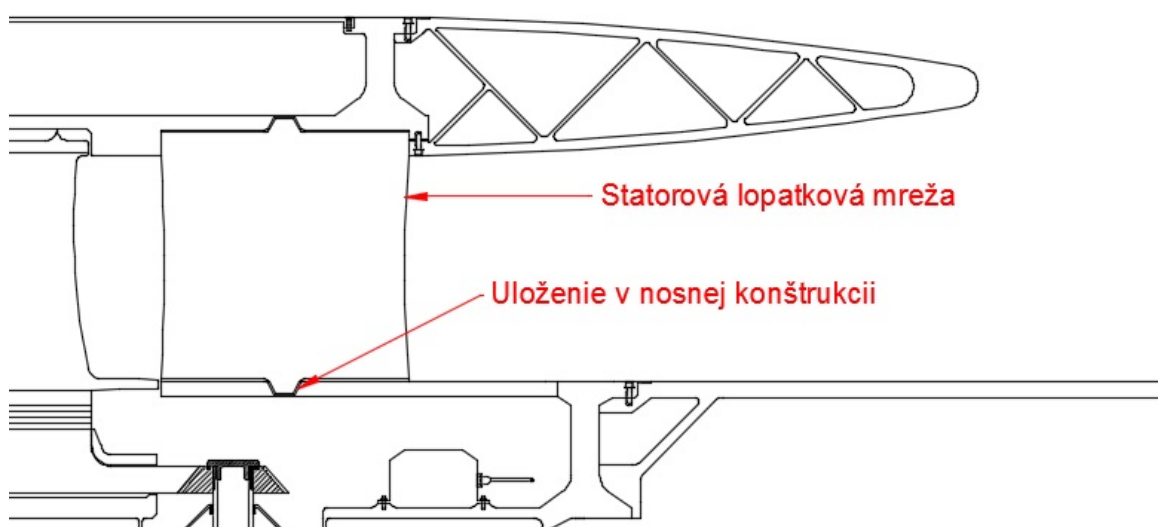
Obr. 14: Uloženie a variabilná vodiaca lopatková mreža

5.3.5 Uloženie statorovej lopatkovej mreže

Uloženie tejto lopatkovej mreže by predstavovalo upevnenie týchto lopatiek do nosnej koštruktie prostredníctvom rozoberateľného spojenia, ktoré by malo svoje výhody z aspektu montáže alebo demontáže.

5.3.6 Statorová lopatková mreža

Výstupnú časť prietokového kanála by predstavovala statorová lopatková mreža. Jej úlohou by bolo odstrániť turbulentné prúdenie vzduchu a stabilizovať prúdenie vzduchu z rotorovej lopatkovej mreže. Prostredníctvom toho by sa eliminovali straty spôsobené tlakovým odporom (úplav) za odtokovou hranou rotorovej lopatky. Celkovo by statorová lopatková mreža znižovala intenzitu úplavu za prietokovým kanálom. Na obr. 15 je výstupná časť prietokového kanála náporovej turbíny so statorovou lopatkovou mrežou a uložením v nosnej koštruktii.



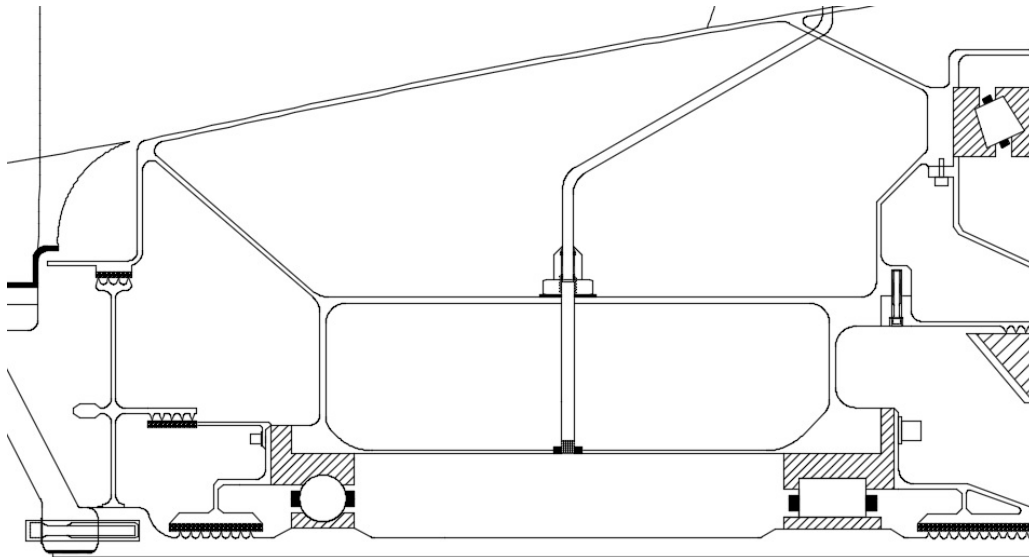
Obr. 15: Statorová lopatková mreža eliminuje straty v prúde vzduchu za rotorovou časťou

5.3.7 Ložiskové uloženie hriadeľa ventilátora nízkotlakového kompresora

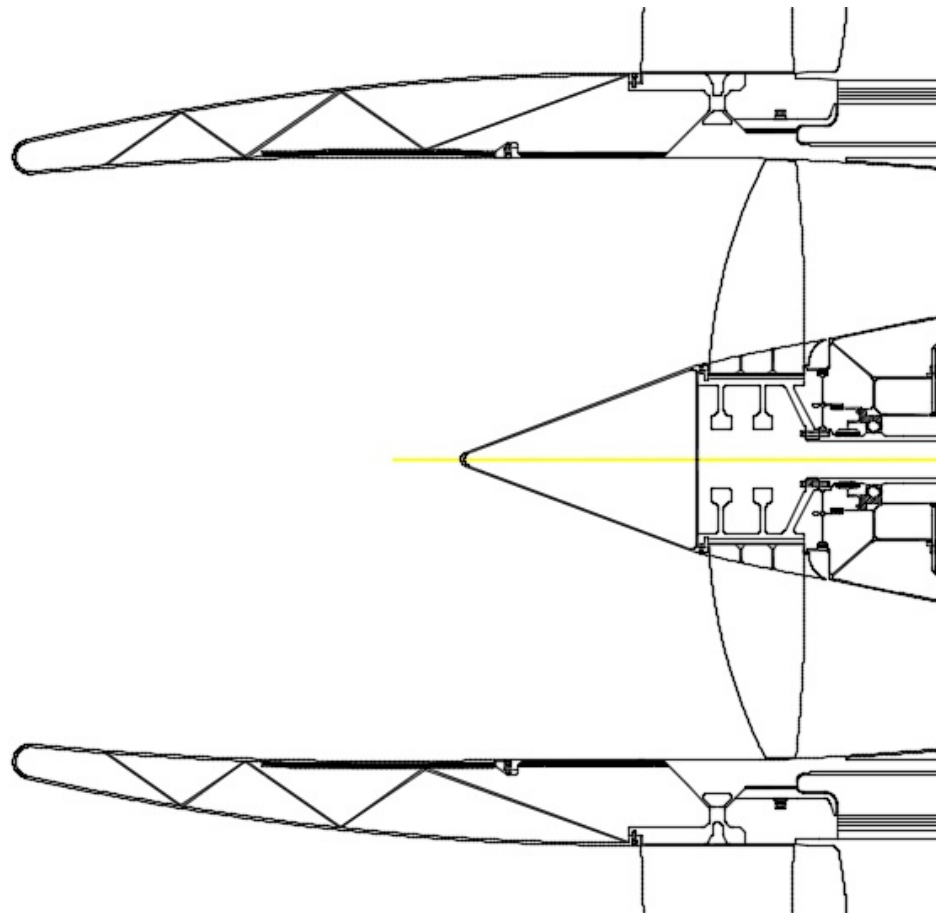
Časť nosnej koštruktie by slúžila pre uloženie nízkotlakového kompresora. Nízkotlakový kompresor, teda ventilátor (dúchadlo), by bol uložený v dvoch valivých ložiskách. Tie by sa nachádzali v ložiskovej komore, ktorá by predstavovala časť nosnej koštruktie kompresora. Ložiskové uloženie by zahŕňalo jedno valivé guľôčkové ložisko a jedno valivé valčekové ložisko. Na obr. 16 je zobrazená schéma prednej ložiskovej komory.

5.3.8 Ventilátor nízkotlakového kompresora

Jednalo by sa o dúchadlo, ktoré by zabezpečovalo počiatočné stlačenie vzduchu pred vstupom do vysokotlakového kompresora. Časť množstva vzduchu by bola vypúšťaná skrz vypúšťacie ventily. Ventilátor by pozostával z daného počtu lopatiek, náboja, v ktorom by boli lopatky fixované a kužeľa, ktorý by tvoril kryt náboja. Na obr. 17 je vyobrazený schematický náčrt ventilátora.



Obr. 16: Dve valivé ložiská v prednej ložiskovej komore ventilátora



Obr. 17: Ventilátor nízkotlakového kompresora aj so vstupným hrdlom

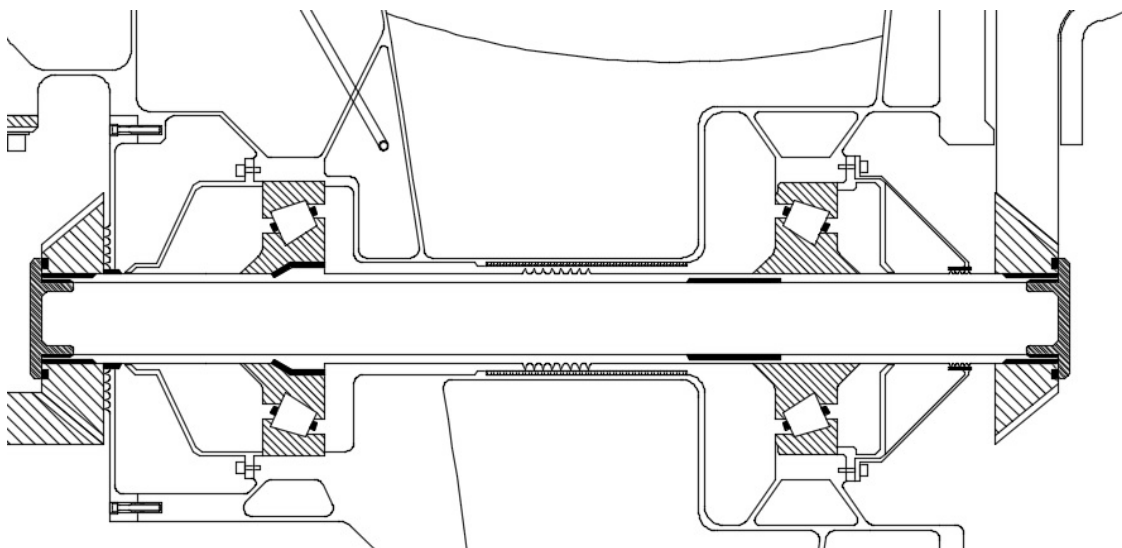
5.3.9 Ložiskové uloženie zvislého hnacieho hriadeľa

Pozostávalo by z dvoch kuželikových ložísk. Zabezpečovali by prenos dynamických zaťažení do okolitej tuhej nosnej konštrukcie. Jedna ložisková komora by sa nachádzala v časti konštrukcie

náporovej turbíny a druhá ložisková komora by bola umiestnená v konštrukcii nízkotlakového kompresora. Dutina, cez ktorú by bol hriadeľ vedený, by prechádzala skrz prietokový kanál nízkotlakového kompresora. Bola by pevnou súčasťou nosnej konštrukcie. Aerodynamický kryt okolo dutiny by umožňoval tečúcej tekutine plynulé obtekanie s minimálnym turbulentným vírením.

5.3.10 Zvislý hnací hriadeľ

Jeho úlohou by bolo prenášať krútiaci moment náporovej turbíny na hriadeľ nízkotlakového kompresora a na prevodové ústrojenstvo. Pozostával by z dvoch častí konštantného prierezu, ktoré by boli spojené prostredníctvom drážkového spojenia. Na oboch koncoch by sa nachádzali tanierové ozubené kolesá so šikmým ozubením. Horné ozubené koleso by bolo v zábere s ozubením na jednom z ramien disku náporovej turbíny. Dolné ozubené koleso by bolo v zábere s prstencovým tanierovým ozubeným kolesom, ktoré by bolo nasadené na drážkach hriadeľa nízkotlakového kompresora. Na obr. 18 je zobrazený zvislý hriadeľ aj s príslušným uložením.



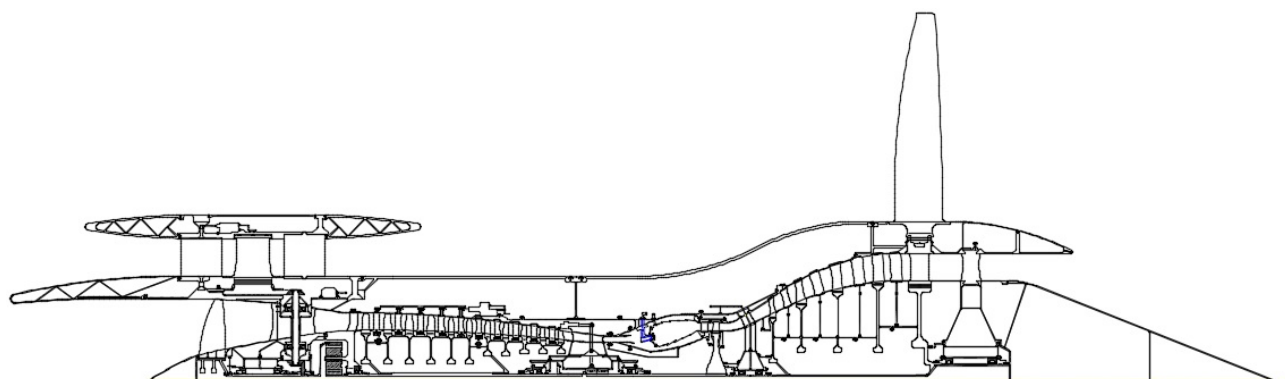
Obr. 18: Zvislý hnací hriadeľ s uložením v nosnej konštrukcii

Vyššie opísané časti systému náporovej turbíny sú len predstavou v rámci aplikácie náporovej turbíny v LTM. Všeobecne nie je vylúčená zmena v návrhu jednotlivých častí. Na obr. 19 je možné vidieť celkovú schému konceptu v jednej polrovine.

5.4 Sekundárne časti náporovej turbíny

Systém náporovej turbíny by zahŕňal podsystemy, ktoré by predstavovali sekundárne časti. Podsystemy náporovej turbíny by vykonávali dodatočné funkcie v rámci efektívnej funkčnosti náporovej turbíny. V systéme náporovej turbíny by boli zakomponované tieto podsystemy:

- Systém distribúcie náporového vzduchu (SDNV),
- Systém spájania/odpájania hriadeľov (SSOH),
- Reduktor/Multiplikátor,



Obr. 19: Jeden z možných vzhládov konceptu LTM s náporovou turbínou

- Systém odpúšťania vzduchu (SOV).

Medzi sekundárne časti sú radené taktiež následovné komponenty:

- Aerodynamické kryty (čelné),
- Postranné kryty.

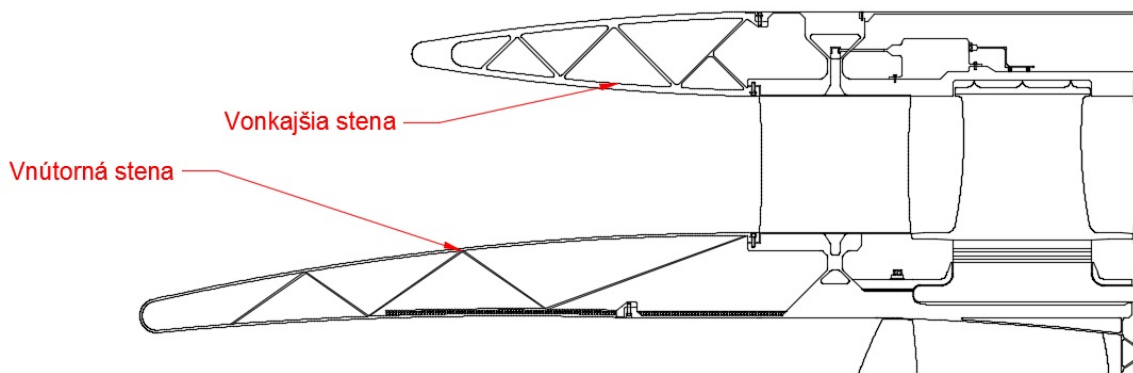
5.4.1 Systém distribúcie náporového vzduchu (SDNV)

V rámci efektívneho fungovania náporovej turbíny by tento systém hral kľúčovú rolu. Zabezpečoval by prívod náporového vzduchu na rotorovú lopatkovú mrežu, pričom by stabilizoval prúdové pole vzduchu pri relatívne rovnomernom rozložení. To by znamenalo, že za určitých podmienok by náporový vzduch nabiehal na rotorovú lopatkovú mrežu na správnom uhle nábehu. Tým by mohlo byť dosiahnuté to, že by z náporového vzduchu bolo vyťaženej čo najviac kinetickej energie.

SDNV by pozostával s týchto častí:

- Vstupný prietokový kanál (VPK),
- Variabilná Vodiaca Lopatková Mreža (VVLM),
- Mechanizmus Nastavovania Uhla Nábehu (MNUN),
- Snímače Smeru Prúdenia Náporového Vzduchu (SSPNV),
- Elektronická Riadiaca Jednotka (ERJ).

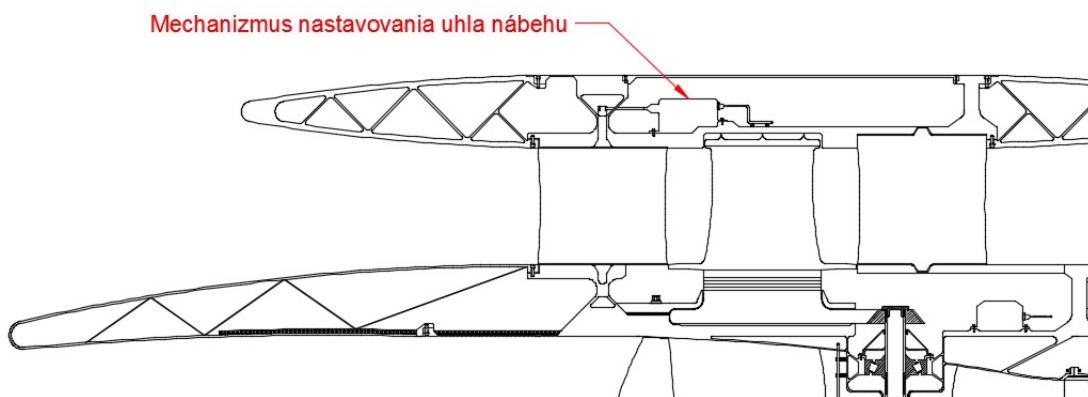
Vstupný prietokový kanál - jeho úlohou by bolo privádzať náporový vzduch na VVLM. Bol by tvorený vonkajšou stenou a vnútornou stenou, pričom vnútorná stena by tvorila prívodné hrdlo kompresora. Z hľadiska efektívnosti by mal byť navrhnutý tak, aby vzduch bol privádzaný, do systému náporovej turbíny, čo s najmenšími stratami. Na obr. 20 je zobrazená schéma vstupného kanála.



Obr. 20: Schéma vstupného prietokového kanála

Variabilná Vodiaca Lopatková Mreža - by bola umiestnená pred rotorovou lopatkovou mrežou, pričom jej úlohou by bolo správne nasmerovať prúd náporového vzduchu na rotorovú lopatkovú mrežu. Pre podrobnejší popis viď. 5.3.4.

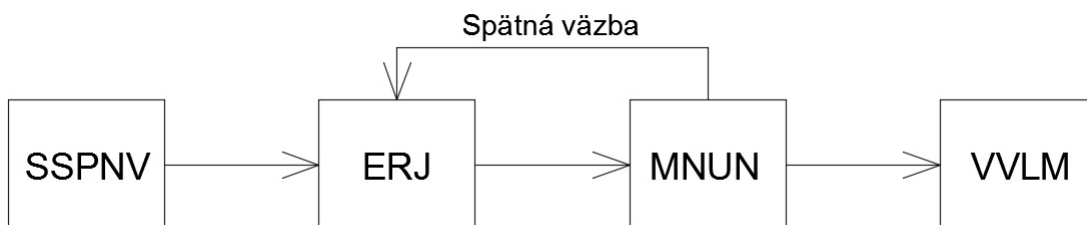
Mechanizmus Nastavovania Uhla Nábehu - by umožňoval zmenu uhla nábehu lopatiek variabilnej vodiacej lopatkovej mreže. Mechanizmus by obsahoval hydraulický obvod, kde v jednej vetve obvodu by bol umiestnený hydraulický piest. Ten by vykonával posuvný pohyb, pričom pohyb by bol prenášaný na páky, ktoré by sa napájali na horné uloženia, konkrétne na čapy, jednotlivých variabilných vodiacich lopatiek. Na týchto pákach by bol vyvedený otáčavý moment, ktorý by otáčal s vodiacimi lopatkami okolo ich ôs v uložení. MNUN by bol umiestnený na vonkajšej stene nosnej konštrukcie systému náporovej turbíny. Na obr. 21 je možné vidieť schematický náčrt MNUN v rámci systému náporovej turbíny.



Obr. 21: Umiestnenie MNUN na nosnej konštrukcii náporovej turbíny

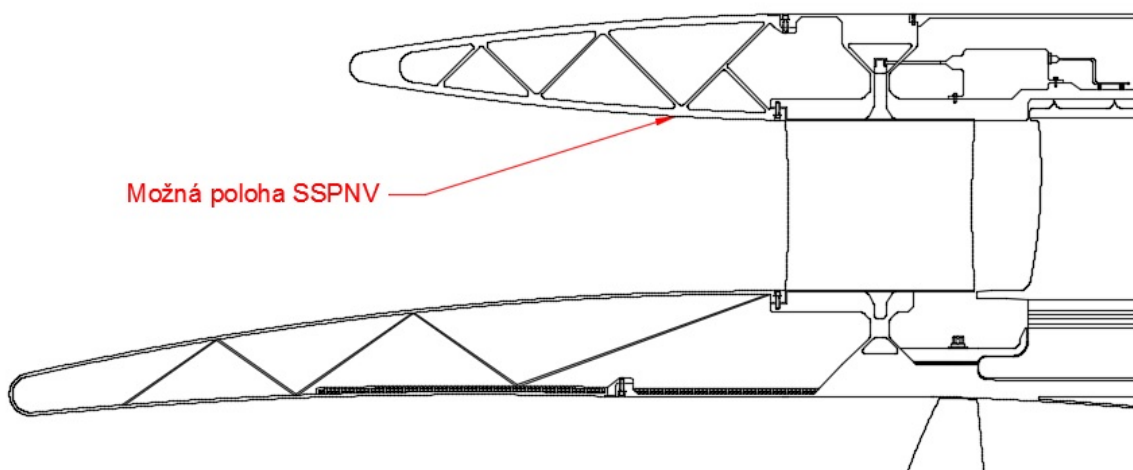
Stručný popis fungovania: Na hydraulický piest by pôsobil tlak hydraulickej kvapaliny, čo by vyvolalo posun piesta vo valci. Tlak hydraulickej kvapaliny by bol regulovaný elektronickým ventilom. Tento ventil by bol súčasťou elektronického obvodu, ktorý by získaval povely z Elektronickej Riadiacej Jednotky systému náporovej turbíny. Riadiace povely, pre elektronický ventil, by vychádzali z tlakového rozloženia prúdového poľa v oblasti Snímačov Smeru

Prúdenia Náporového Vzduchu, pričom tento analógový signál by bol prevedený na digitálny signál. Digitálny signál by bol prijatý ERJ, kde by na základe prepísaného algoritmu bolo vypočítané potrebné regulovanie hydraulického kvapaliny v hydraulickom obvode MNUN. Tým by bol vyvedený posuvný pohyb piesta s následným pootočením variabilných vodiacich lopatiek. Prostredníctvom spätnej väzby MNUN vysiela informáciu (signál) ERJ o aktuálnom otočení variabilných vodiacich lopatiek. Na obr. 22 je zobrazená schéma prepojenia prvkov SDNV.



Obr. 22: Schéma prepojenia prvkov SDNV

Snímače Smeru Prúdenia Náporového Vzduchu - by svojím spôsobom predstavovali snímače tlaku. V blízkej oblasti snímača by bolo merané tlakové rozloženie prúdového poľa vzduchu. Povrch snímača by bol perforovaný, pričom dané otvory by boli vstupmi do vodiacich kanálikov. Tlak vzduchu by predstavoval analógový signál, ktorý by bol premenený na elektrický signál. Ten v digitálnej podobe by bol prijatý ERJ, ktorá by podľa predpísaného algoritmu vyhodnotila informáciu. Následne po vyhodnotení by ERJ vysiela pokyn riadiacemu elektrickému obvodu MNUN. Snímače by boli umiestnené vo vstupnom prietokovom kanály systému náporovej turbíny. Konkrétne na vonkajšej stene tohto kanála, ako je možné vidieť na obr. 23.



Obr. 23: Zobrazenie možnej polohy snímačov v vstupnom hrdle

Elektronická Riadiaca Jednotka - zahŕňala by riadiace elektrické obvody, ktorých úlohou by bolo vyhodnocovať prijaté informácie zo SSPNV. Vyhodnotenie prijatých informácií, o tlakovom rozložení v okolí SSPNV, by prebiehalo podľa predpísaného algoritmu. Po vyhodnotení by bol vyslaný príkaz do MNUN. Ako je možné vidieť na obr. 22, tak prostredníctvom spätnej väzby by MNUN informoval ERJ o aktuálnej polohe lopatiek VVLM. Podrobný popis fungovania tohto systému nie je predmetom riešenia tejto práce.

5.4.2 Systém spájania/odpájania hriadeľov (SSOH)

Letecký turbínový motor (LTM) s náporovou turbínou by popri pracovných režimoch, ktoré by odpovedali letovým režimom lietadla, pracoval v dvoch základných pracovných režimoch:

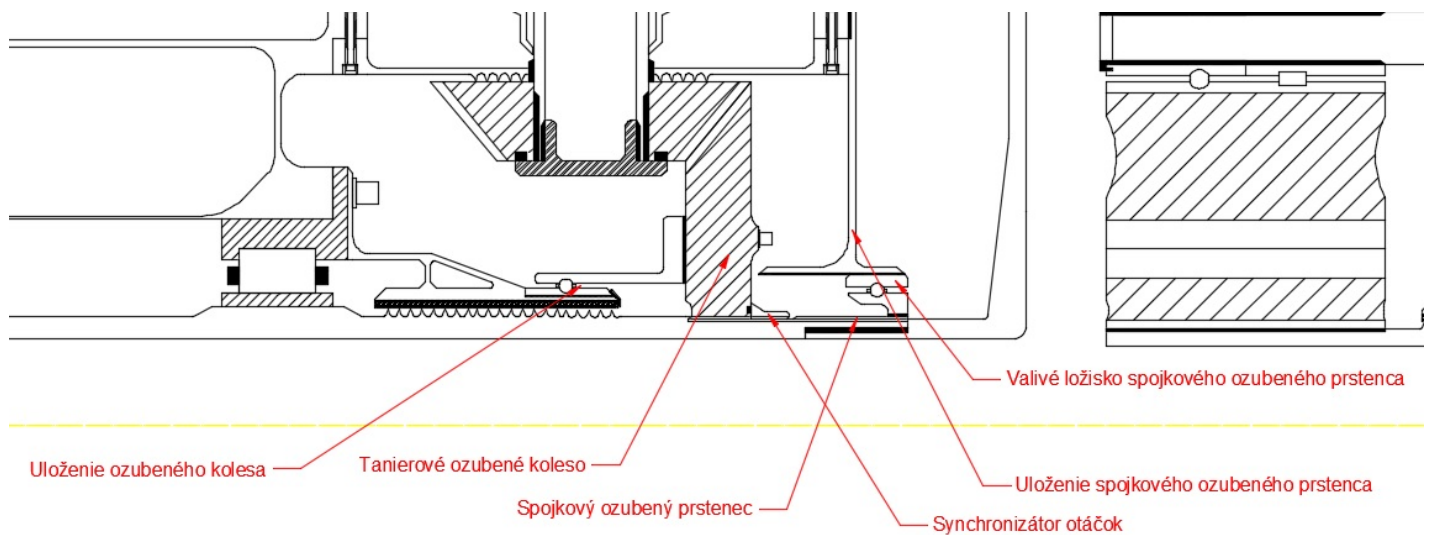
- režim plynovej turbíny,
- režim náporovej turbíny.

Režim plynovej turbíny by predstavovalo to, že kompresor by bol poháňaný plynovou turbínou tak ako v klasickom prípade fungovania LTM. Týmto by náporová turbína musela byť odstavená z prevádzky. Na druhej strane, režim náporovej turbíny by znamenal, že kompresor dostáva príkon z náporovej turbíny, ale plynová turbína by naďalej pracovala, pričom celkový výkon plynovej turbíny by bol prenesený na vrtuľový ventilátor.

Tu sa dostávame ku podstate SSOH, ktorý by zabezpečoval plynulé spojenie/odpojenie daných hriadeľov. SSOH by vo svojej podstate predstavoval spojkový mechanizmus. Prvý spojkový mechanizmus by spájajal/odpájajal tanierové ozubené koleso s hriadeľom nízkotlakového kompresora. Tanierové ozubené koleso by bolo vždy v zábere s tanierovým ozubeným kolesom, ktoré by bolo napojené na zvislý hnací hriadeľ. Druhý spojkový mechanizmus by umožňoval spájanie/odpájanie hriadeľa vysokotlakového kompresora a hriadeľa vysokotlakovej plynovej turbíny.

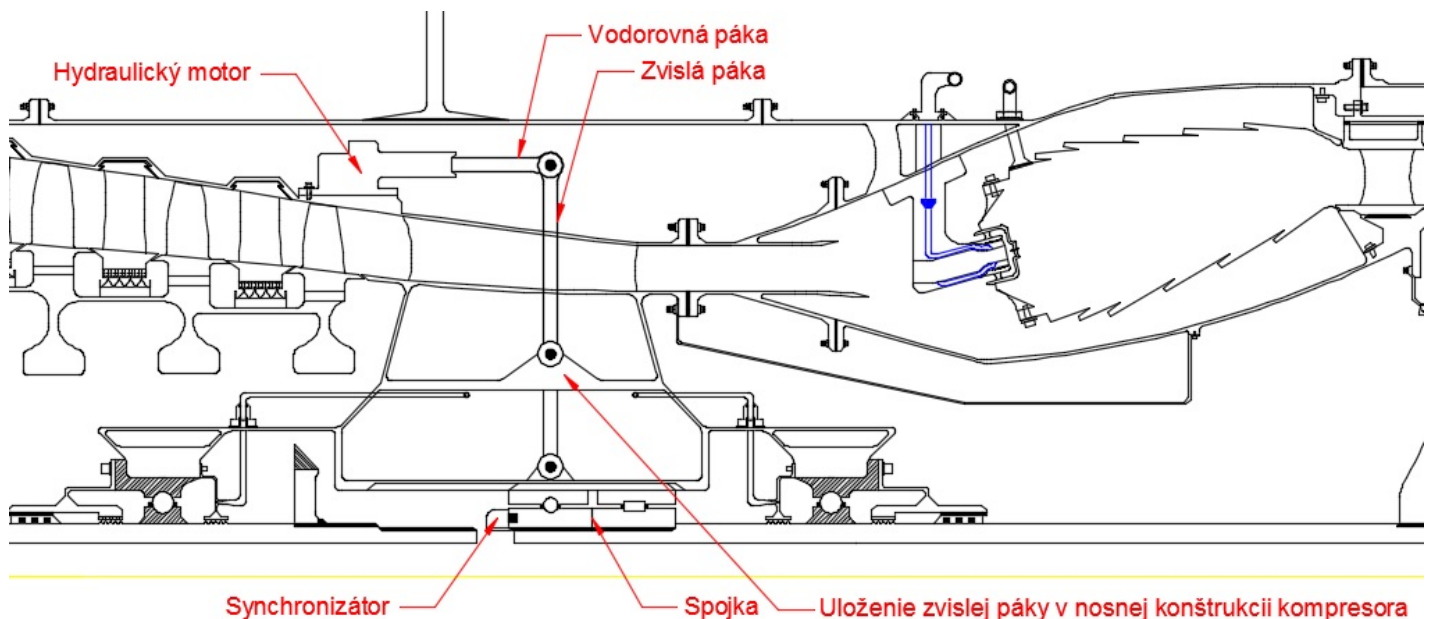
Prvý spojkový mechanizmus by bol umiestnený v nosnej konštrukcii nízkotlakového kompresora, ktorá je zároveň aj nosnou sústavou pre systém náporovej turbíny. Tanierové ozubené koleso (súosové s hriadeľom nízkotlakového kompresora) by bolo uložené prostredníctvom valivého ložiska na labyrintovom tesnení, ktoré je súčasťou ložiskovej komory nízkotlakového kompresora (ventilátora). Drážkovaný prstenec by sa dostával do záberu s drážkami v dutine otvoru tanierového ozubeného kolesa na zvislom hnacom hriadeľi. Posuvný pohyb by bol vykonávaný prostredníctvom hydraulického/vzduchového mechanizmu, ktorý by bol uložený v nosnej sústave systému náporovej turbíny. Na obr. 24 je schéma možného výzoru prvého spojkového mechanizmu.

Druhý spojkový mechanizmus by sa nachádzal v nosnej konštrukcii vysokotlakového kompresora. Ten by pozostával z hydraulického motora, dvoch pák, spojky a synchronizátora. Hydraulický motor by bol upevnený na vonkajšej stene vysokotlakového kompresora. Vodorovná páka by predstavovala pokračovanie piesta z hydraulického motora. Táto páka by bola spojená so zvislou pákou, ktorá by prechádzala skrz dutinu ku spojke. Spojka by bola prostredníctvom drážok nasunutá v drážkach hriadeľa vysokotlakovej plynovej turbíny. Samotná spojka by tvorila dva duté valce, medzi ktorými by sa nachádzali valivé telieska dvoch valivých ložísk. Statická časť by sa posúvala vo vodiacich drážkach v nosnej konštrukcii. Rotujúca časť spojky



Obr. 24: Pohľad na schému prvého spojového mechanizmu

by sa dostávala do záberu s drážkami hriadeľa vysokotlakového kompresora a ešte predtým by pomocou synchronizátora došlo ku vyrovnaniu otáčok obidvoch hriadeľov. Na obr. 25 je schéma druhého spojového mechanizmu.



Obr. 25: Pohľad na schému druhého spojového mechanizmu

Obdiva spojové mechanizmy by boli riadené prostredníctvom radiacích obvodov ERJ systému náporovej turbíny. V pracovnom režime náporovej turbíny by prvý spojový mechanizmus spájala a druhý spojový mechanizmus by odpájala. V režime plynovej turbíny by to bolo opačne. V rámci správneho fungovania musí byť zabezpečená súčinnosť obidvoch spojových mechanizmov. To znamená, že keď sa bude prechádzať z režimu plynovej turbíny na režim náporovej turbíny, tak druhý spojový mechanizmus odpája hriadele, zatiaľ čo prvý mechanizmus v tom

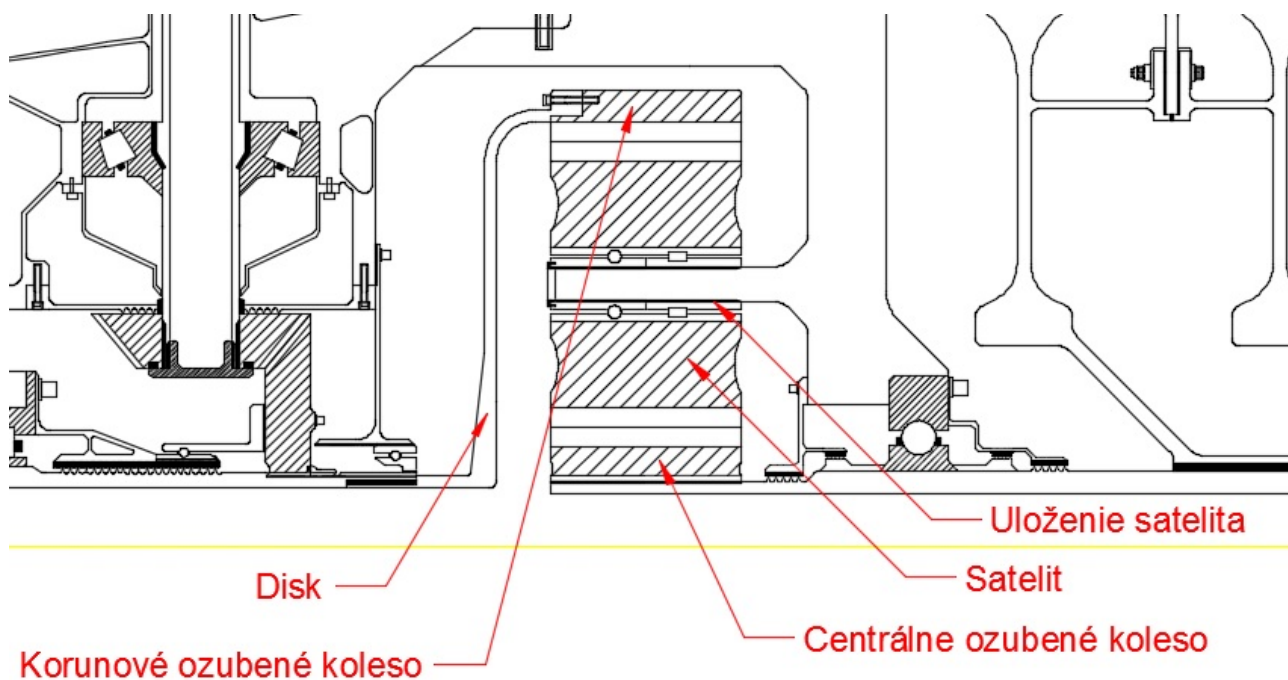
okamžiku spája hriadeľ s tanierovým ozubeným kolesom. Je samozrejmé, že to musí byť dosiahnuté aj opačne, prechod z režimu náporovej turbíny do režimu plynovej turbíny.

5.4.3 Reduktor/Multiplikátor

Pohonná jednotka (LTM), ktorá bude vybavená systémom náporovej turbíny, bude rozšírená o ďalší dôležitý systém. Jednalo by sa o prevodové ústrojenstvo, ktoré by predstavovalo reduktor a zároveň multiplikátor. Bolo by umiestnené v nosnej konštrukcii vysokotlakového kompresora. Bude pozostávať z týchto častí:

- korunové ozubené koleso,
- centrálné ozubené koleso,
- satelity,
- disk.

Centrálné koleso by bolo pripevnené pomocou drážok na hriadeľ vysokotlakového kompresora. Korunové koleso by bolo spojené skrutkami s diskom, ktoré by sa napájalo na hriadeľ ventilátora. Satelity by boli uložené na nosníkoch, ktoré by boli súčasťou nosnej sústavy vysokotlakového kompresora. V stredovom otvore satelita by boli zafixované dve valivé ložiská. Vnútorňa strana valca (rotujúca časť ložiska) by mala drážky, ktorými by sa satelit nasádzal na nosník nosnej sústavy. V tomto spojení by ešte bola zahrnutá poistka, proti axiálnemu posunu satelita. Korunové koleso by bolo v zábere so zubami satelitov. Zuby satelitov by boli v zábere s centrálnym ozubeným kolesom. Na obr. 26 je možné vidieť schému (v jednej polrovine) reduktora/multiplikátora.



Obr. 26: Pohľad na schému reduktora/multiplikátora

V pracovnom režime plynovej turbíny by prevodové ústrojenstvo predstavovalo redukčný systém, ktorého úlohou by bolo zredukovať otáčky hriadeľa vysokotlakového kompresora na prijateľne nízke otáčky hriadeľa ventilátora. Je známe, že účinnosť ventilátora je najvyššia pri relatívne nízkych otáčkach, a to bude dosiahnuté prostredníctvom redukčného systému. Na druhej strane, v rámci režimu náporovej turbíny, by prevodové ústrojenstvo plnilo úlohu multiplikátora. Výkon v podobe krútiaceho momentu by bol prenesený zvislým hriadeľom na hriadeľ ventilátora a následne multiplikátorom na hriadeľ vysokotlakového kompresora. Je jasné, že vysokotlakový kompresor musí mať vyššie otáčky ako ventilátor, ktorého otáčky budú zhodné s otáčkami náporovej turbíny.

5.4.4 Systém odpúšťania vzduchu (SOV)

Tento systém je vskutku známy v spojitosti s LTM. Taktiež v koncepte LTM so systémom náporovej turbíny by bol aplikovaný. SOV by slúžil pre tieto účely:

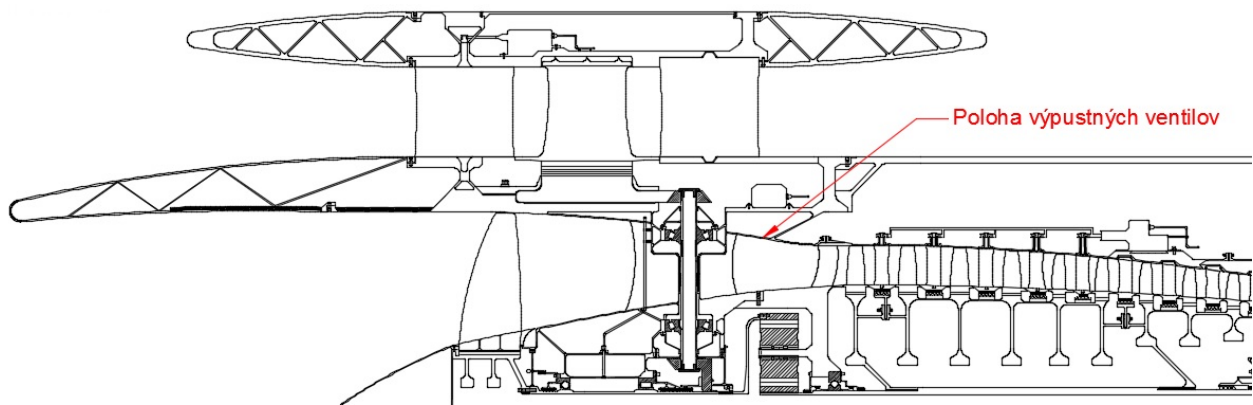
- regulácia vzduchu pred vstupom do vysokotlakového kompresora,
- prívod vzduchu do oblasti za náporovou turbínou.

Odpúšťanie vzduchu je všeobecne vykonávané v kompresorovej sekcii. V prípade opisovaného konceptu sa počíta s odpúšťaním vzduchu v nízkotlakovom kompresore. Nízkotlakový kompresor vykoná relatívne nízke stlačenie vzduchu, pričom tento stlačený vzduch putuje do vysokotlakového kompresora. Určitý objem vzduchu, ešte pred vstupom do vysokotlakového kompresora, bude vypustený prostredníctvom zariadení pre odpúšťanie vzduchu. Týmto spôsobom bude umožnené kontrolovanie množstva vzduchu do vysokotlakového kompresora. Následne po odpúšťaní sa tento vzduch využije pre dodanie kinetickej energie do medznej vrstvy v oblasti za výpustom systému náporovej turbíny.

V spojitosti so správnym a účinným fungovaním kompresora je vyžadované, aby bola zabezpečená regulácia a riadenie toku vzduchu skrz kompresor. Je to vykonávané za účelom zamedzenia výskytu pumpáže, predstavuje nestabilnú prácu kompresora vid'. kapitola 2.1.2. Taktiež bude dochádzať ku odoberaniu vzduchu z vysokotlakového kompresora pre účely klimatizovania kabíny lietadla, vyhrievania niektorých častí LTM atď.

Ako už bolo spomenuté, tak za náporovou turbínou sa bude vytvárať značný tlakový odpor, čo predstavuje úplav vzduchu. Z toho vyplýva, že medzná vrstva bude značne veľká, a to predstavuje veľké spomalenie vzduchu. Aby sa docielilo toho, že tento spomalený vzduch prekoná odpor, tak sa do tejto oblasti privedie kinetická energia v podobe vypúšťaného vzduchu.

Princíp odpúšťania vzduchu by spočíval v tom, že výpustný ventil by riadil určité množstvo odpúšťaného vzduchu, ktorý by cez potrubný systém prúdil až ku otvorom v oblasti za náporovou turbínou. Následne by vypúšťaný vzduch pretekal skrz otvory, ktoré by boli súčasťou krytu (gondoly) turbínového motora. Výpustné ventily by boli namontované na nosnej sústave systému náporovej turbíny. Boli by umiestnené v blízkosti steny vstupného hrdla ventilátora, konkrétne v konvergentnej časti hrdla tesne pred vstupom do vysokotlakového kompresora. Spôsob ovládania ventilov by mohol byť hydraulický, pneumatický alebo elektrický. Podrobný popis fungovania týchto výpustných ventilov nie je zahrnutý v tejto práci. Na obr. 27 je zobrazené umiestnenie výpustných ventilov SOV.

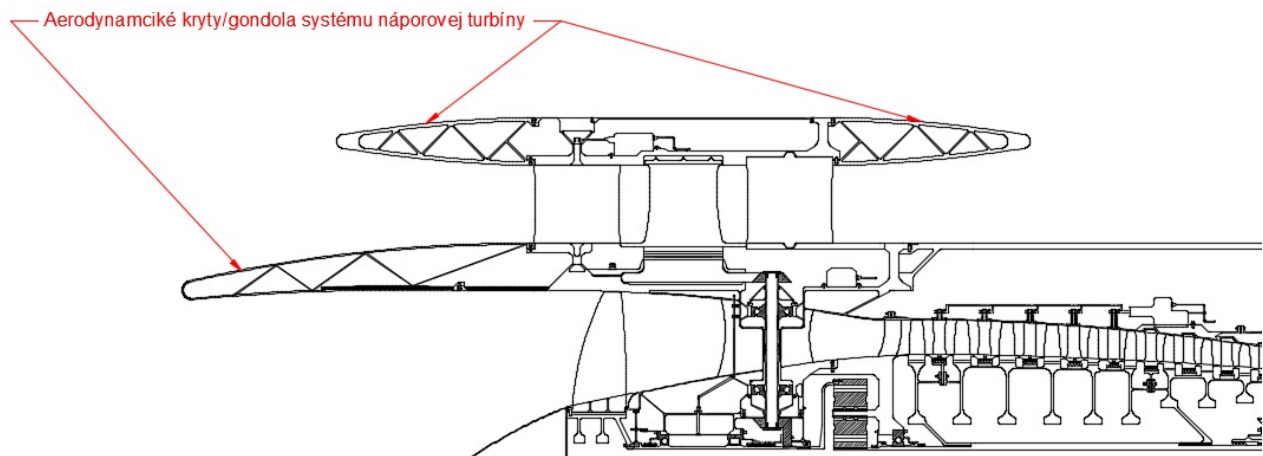


Obr. 27: Zobrazenie nožnej polohy ventilov SOV

5.4.5 Aerodynamické a postranné kryty

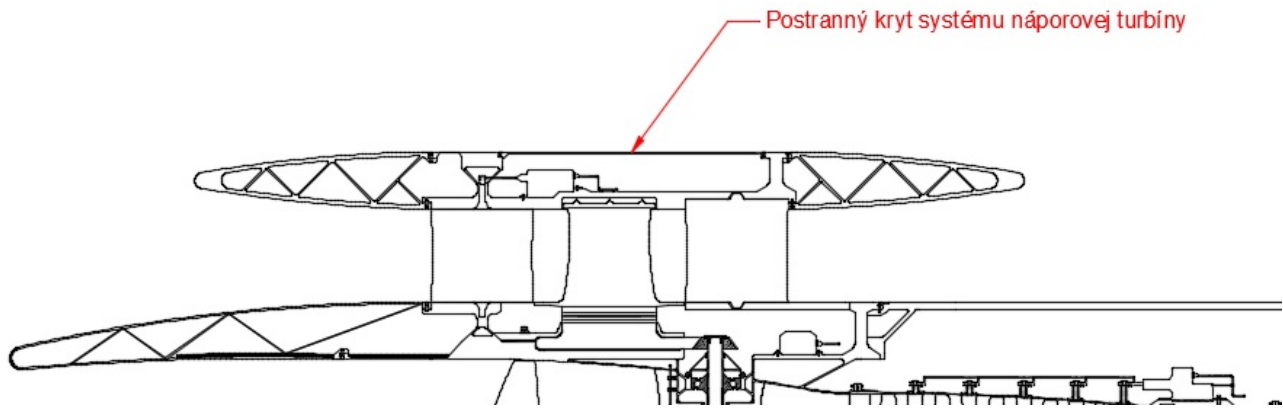
Aerodynamické a postranné kryty je možné nazvať spoločným názvom gondola. Gondola LTM je celkový kryt pohonnej jednotky, ktorý vytvára aerodynamický tvar motora. Tieto kryty sú použité za účelom zníženia aerodynamického odporu, ktorý by bol značne veľký pri samotnej odkrytej pohonnej jednotke.

Aerodynamické kryty zahrnuté v rámci systému náporovej turbíny budú vytvárať steny vstupného otvoru. Ako už bolo vyššie napísané tak jedna z týchto stien bude spoločná pre vstupný otvor kompresora a náporovej turbíny. Tieto steny by mohli byť vyrobené z kompozitných materiálov aby boli čo najľahšie ale zároveň aj čo najpevnejšie. Obidva vstupné otvory budú pripevnené o nosnú konštrukciu systému náporovej turbíny prostredníctvom rozoberateľného spojenia. Tieto kompozitné komponenty by boli vo vnútri vystužené aby sa dosiahlo najvyššej tuhosti. Je jasné, že budú značne namáhané aerodynamickým pôsobením, takže budú musieť spĺňať predpísané pevnostné požiadavky aby nedošlo ku deštrukcii a tým ku ohrozeniu správnej funkčnosti LTM so systémom náporovej turbíny. Na obr. 28 sú zobrazené aerodynamické kryty.



Obr. 28: Aerodynamické krytie systému náporovej turbíny

Postranný kryt bude slúžiť pre zakrytie nosnej konštrukcie systému náporovej turbíny. Umožňoval by krytie systémov ako Mechanizmus Nastavovania Uhla Nábehu (MNUN) a Elektronická Riadiaca Jednotka (ERJ) a iných ďalších. Je samozrejmé, že nemôže sa počítať so stálym pripevnením, z dôvodu umožnenia prístupu ku spomínaným systémom. Postranný kryt by zahŕňal prístupové otvory alebo ako taký celkový by sa odklápal a bol by pripevnený na otočných závesoch. Krytie systémov náporovej turbíny je zobrazené na obr. 29.



Obr. 29: Krytie systémov náporovej turbíny

Súčasťou gondoly budú taktiež kryty, ktoré budú tvoriť aerodynamický obal kompresora, spaľovacej turbíny, plynovej turbíny a systémov, ktoré budú umiestnené na boku LTM, ako napríklad skriňa pomocných náhonov. Časť gondoly by bolo možné otvárať, pričom bude upevnená na otočných závesoch, a to umožní prístup ku systémom pohonnej jednotky. Krytie LTM by bolo vyrobené z ľahkých, no zároveň pevných materiálov, ako napríklad z kompozitných materiálov. Na obr. 30 je zobrazený možný tvar týchto krytov.

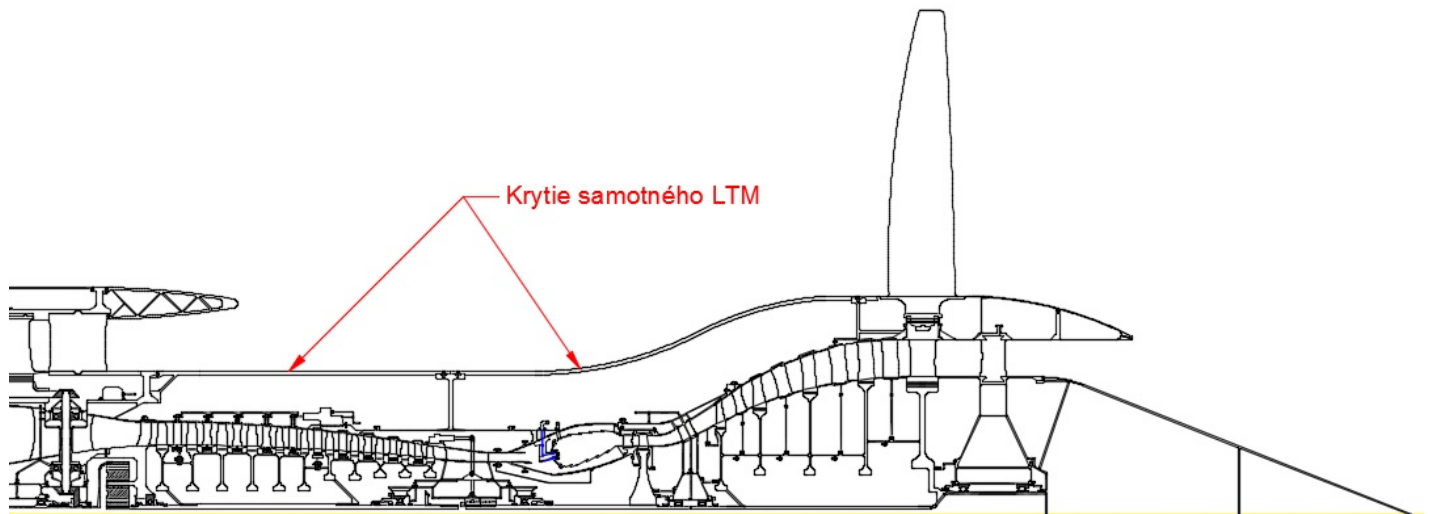
6 Tepelný obeh LTM so systémom náporovej turbíny

6.1 Úvod

Tepelný obeh, alebo inak pracovný cyklus, je vždy potrebné stanoviť pri návrhu leteckého turbínového motora (LTM). Pri piestových spaľovacích motoroch sa určuje tepelný obeh prostredníctvom p - V diagramu, kde p je tlak pracovnej látky a V je objem pracovnej látky. No pri turbínových motoroch sa preferuje stanovenie tepelného obehu prostredníctvom T - s diagramu, kde T je termodynamická teplota a s je entropia systému napr. termodynamickej sústavy.

Entropia je jedna zo stavových veličín v termodynamike, ktorá vyjadruje mieru neusporiadanosti fyzikálneho systému. Pomocou entropie je možné definovať druhý zákon termodynamiky, a to prostredníctvom diferenciálneho výrazu [9]:

$$ds = \frac{dQ}{T}, \quad (34)$$



Obr. 30: Krytie ostatných systémov LTM

kde Q je teplo termodynamického systému, T je termodynamická teplota a s je entropia tejto sústavy. Rozmer entropie je $J.K^{-1}$.

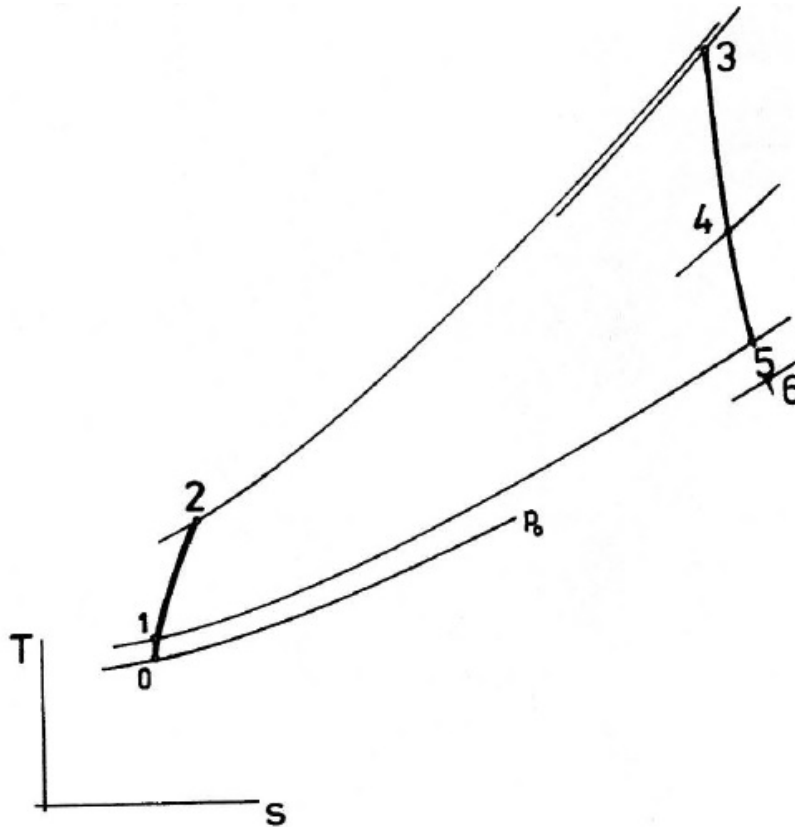
6.2 Formy energie a ich transformácie

Je všeobecne známe, že energiu nie je možné vytvoriť, len premieňať jeden druh energie na iný druh. Pojmom energia označujeme schopnosť hmoty vykonať prácu [10]. 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 [10].

Motor propulznej sústavy lietadla je zdrojom potrebnej mechanickej energie, ktorá sa transformuje v propulznej sústave ďalej na užitočný ťah [10]. Na motor sa dá pozeráť 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.

Aby bolo možné funkciu motora popísať taktiež matematicky, zakresľujú sa jednotlivé stavy plynov do tepelných diagramov [1]. Tepelný motor, ktorým je aj LTM, je v podstate termodynamickou sústavou, v ktorej sa pracovná látka dostáva do jednotlivých tepelných stavov. Tieto tepelné stavy sú charakterizované danými fyzikálnymi veličinami ako napríklad tlak, objem, teplota, hustota. Na obr. 31 je zobrazený T-s diagram, v ktorom je vykreslený tepelný obeh prúdového motora. Bod 0 je východzí bod, ktorý predstavuje stav nasávaného vzduchu z okolitej atmosféry. Vplyvom náporového stlačenia vo vstupnom difúzore dôjde k miernemu nárastu tlaku a teploty na stav 1. Následne je vzduch stláčaný kompresorom, práca je záporná, pretože prácu nevykonáva plyn. Tým dôjde ku značnému nárastu tlaku a teploty na stav 2. Ku dodaniu energie dôjde v spaľovacej komore, tlak vplyvom strát mierne poklesne, ale teplota rapídne vzrastie na stav 3. Expandované plyny odovzdajú časť svojej kinetickej energie plynovej

turbíne, ktorá poháňa kompresor. To sa prejaví poklesom tlaku a teploty na stav 4. V hnacej tryske expandujú hnacie plyny veľkou rýchlosťou a následne sa pracovná látka dostáva do stavu 5. Za výstupnou tryskou vo voľnej atmosfére dochádza ku disipácii energie hnacích plynov, to je stav v bode 6.



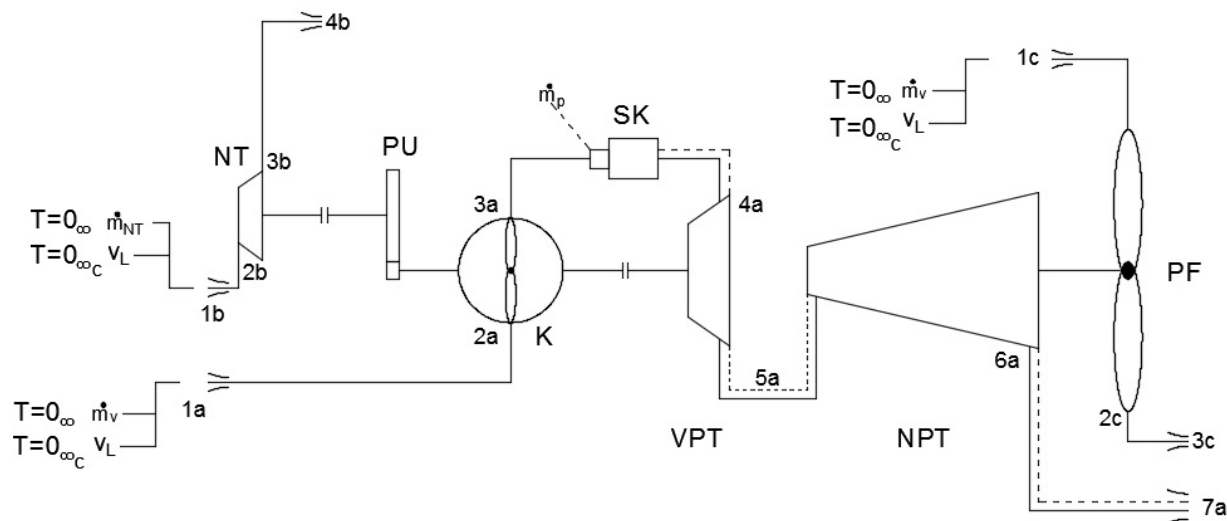
Obr. 31: Tepelný cyklus prúdového motora zobrazený v T-s diagrame

Ako je zobrazené na obrázku, tak medzi stavmi 1 a 2 dochádza ku kompresii, medzi stavmi 2 a 3 dochádza ku približne izobarickému prívodu tepla a medzi stavmi 3 a 5 ku expanzii v turbíne a tryske.

6.3 Určenie tepelného obehu

Aby bolo možné určiť tepelný obeh je potrebné načrtnúť tepelnú schému pohonnej jednotky. Táto schéma umožňuje rýchle a jednoduché znázornenie usporiadania tepelného stroja. Z tejto schémy sa vychádza pri popisovaní tepelného obehu. Na obr. 32 je tepelná schéma LTM so systémom náporovej turbíny (pozn. schematická značka náporovej turbíny je vykreslená ako schematická značka plynovej turbíny). Pod obrázkom je tabuľka skratiek, ktoré sú zahrnuté v tepelnej schéme.

Schéma zobrazuje tri prúdové cesty a, b, c . Na každom vstupe k týmto prúdovým cestám sú zobrazené termodynamické teploty okolitej atmosféry, rýchlosť letu a hmotnostné toky. Pri schematickej značke "SK-spaľovacia komora" je nakreslený hmotnostný tok paliva - **prívod energie**. V rámci prúdových ciest sú zakreslené body, ktoré predstavujú vstupy respektíve



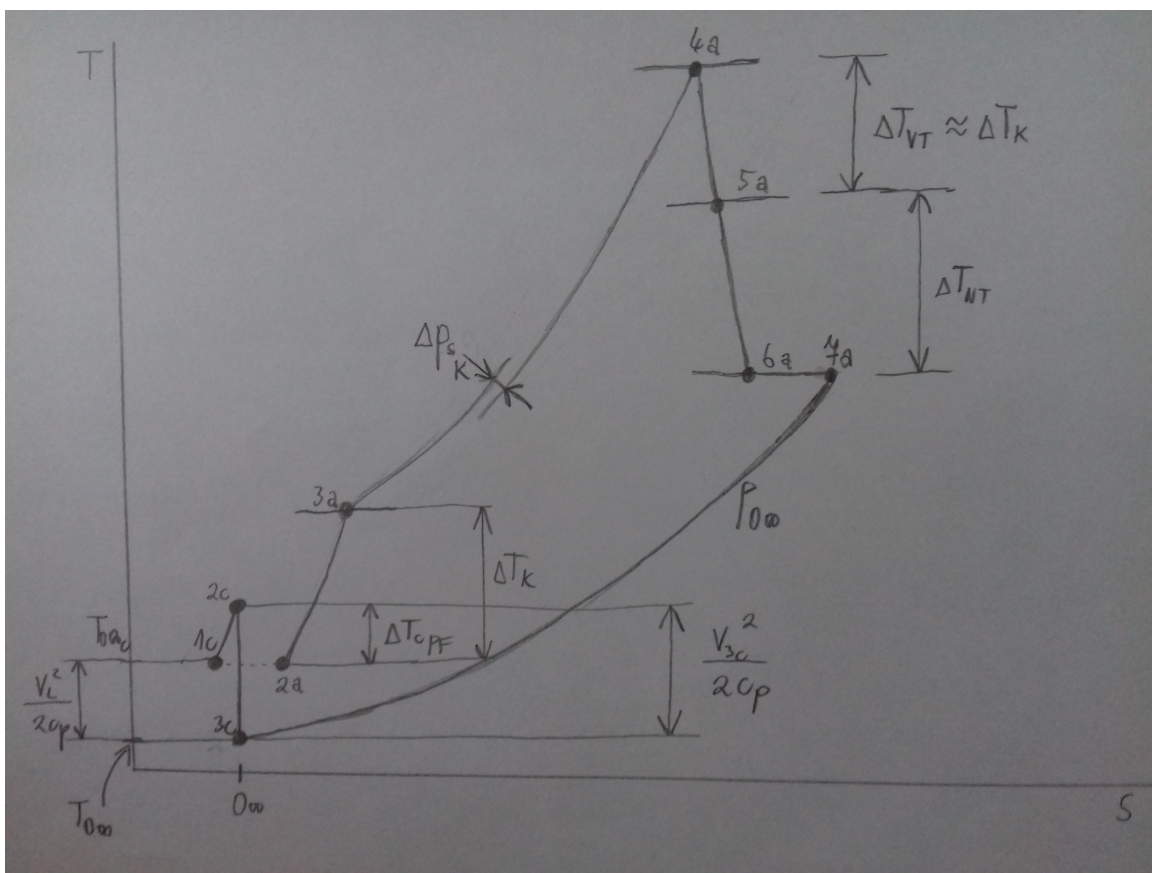
Obr. 32: Tepelná schéma LTM s náporovou turbínou

NT	Náporová turbína
PU	Prevodové ústrojenstvo
K	Kompresor
SK	Spaľovacia komora
VPT	Vysokotlaková plynová turbína
NPT	Nízkotlaková plynová turbína
PF	PropFan

Tabuľka 1: Významy skratiek obsiahnutých v tepelnej schéme

výstupy do alebo zo zariadení. Tieto body sú smerodajné body v T-s diagrame, kde sa sledujú stavy jednotlivých stavových veličín. Na obr. 33 je vykreslený T-s diagram LTM v režime plynovej turbíny.

V T-s diagrame začína tepelný obeh vrtuľového ventilátora (PropFan) v bode 1c, ktorému prislúcha teplota $T_{0\infty c}$. Teplota z bodu 1c lineárne rastie do bodu 2c. Tento nárast teploty je spôsobený miernym stlačením vzduchu vrtuľovým ventilátorom. Následne teplota lineárne klesá do bodu 3c, ktorému prislúcha teplota okolitej atmosféry $T_{0\infty}$. ΔT_{cPF} je rozdiel teplôt medzi vstupom a výstupom v prúdovej ceste vrtuľového ventilátora. Stav medzi bodmi 1c a 3c je vyjadrený dynamickou teplotou $\frac{v_L^2}{2c_p}$, kde v_L^2 je rýchlosť letu (rýchlosť vzduchu na vstupe) a c_p je merná tepelná kapacita pri stálom tlaku. *Dynamická teplota* je daná ako teplotná diferenciacia odpovedajúca premene kinetickej energie plynu na tepelnú energiu bezstratovou kompresiou bez výmeny tepla s okolím [2]. Jedná sa teda o teplo získané adiabatickou kompresiou pri úplnom zabrzdení prúdu plynu [2]. Taktiež stav medzi bodmi 2c a 3c je daný dynamickou teplotou, kde v čitateli je kvadrát rýchlosti urýchleného vzduchu a v menovateli merná tepelná kapacita pri stálom tlaku. Medzi bodmi 1a a 2a nedochádza ku značnému stlačeniu vzduchu, takže teploty v týchto bodoch sú takmer zhodné. Z bodu 2a do bodu 3a vykonáva prácu kompresor, pričom stláča vzduch pred spaľovacím procesom, ktorý začína v bode 3a. Medzi stavmi 3a a 4a dochádza k prívodu energie v podobe paliva do spaľovacej komory. Pri tomto priebehu je vykreslená

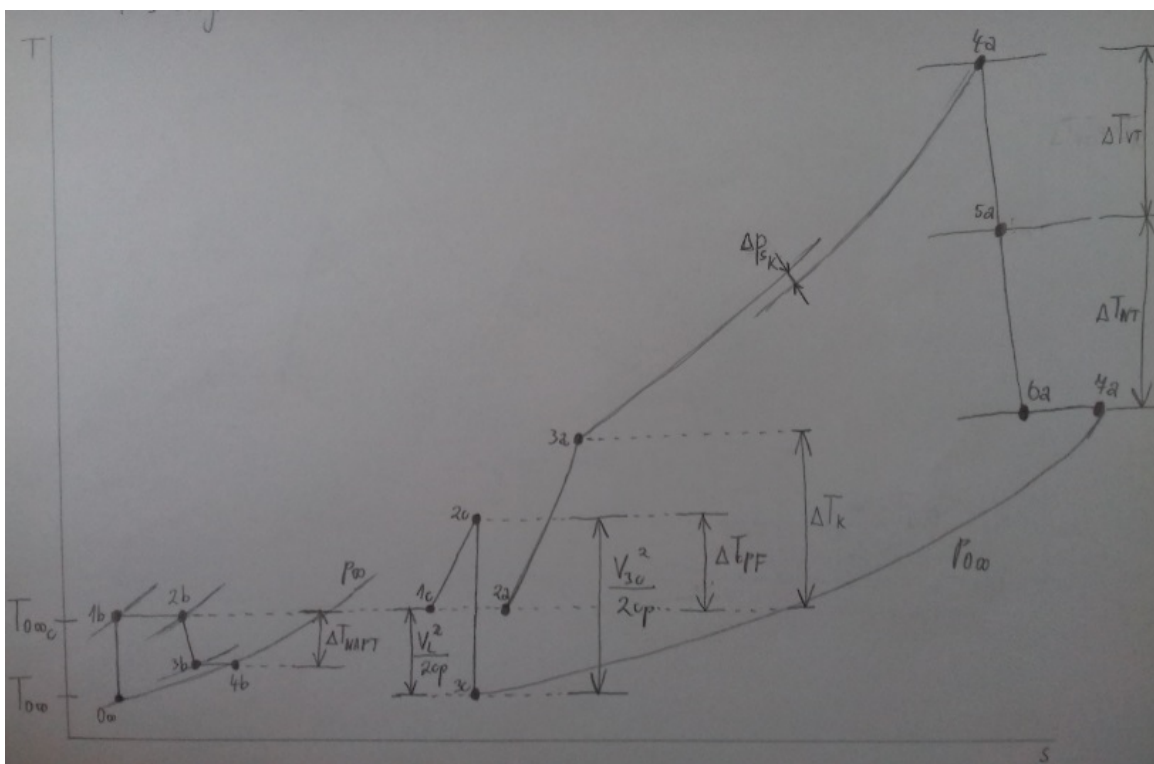


Obr. 33: T-s diagram pracovného cyklu pri režime plynovej turbíny

veličina Δp_{sK} , ktorá vyjadruje tlakovú stratu v spaľovacej komore. Nastáva značné zvýšenie teploty, kedy hnacie plyny majú veľkú kinetickú energiu. V stavoch 4a, 5a a 6a dochádza ku expanzii hnacích plynov, pričom konajú prácu na úkor svojej vnútornej energie. V bode 7a dochádza ku mieseniu hnacích plynov s okolitou atmosférou, pričom dochádza ku vyrovnaniu teploty s okolitou teplotou atmosféry t.j. bod 3c. Je dobre si všimnúť, že rozdiel teplôt medzi stavmi 4a a 5a (rozdiel teplôt medzi vstupom a výstupom vysokotlakovej plynovej turbíny) je takmer zhodný s rozdielom teplôt v kompresore: $\Delta T_{VT} \approx \Delta T_K$.

Ďalší T-s diagram zobrazuje tepelný cyklus turbínového motora, ktorý pracuje v režime náporovej turbíny. Tento režim, ako bolo vyššie spomenuté, znamená získavanie mechanickej práce, na náporovej turbíne, pre pohon kompresora. Charakter tepelného cyklu turbínového motora sa výrazne nezmení, pričom sa zníži teplota na vstupe do vysokotlakovej plynovej turbíny. Nebude potrebné získať vysokú teplotu, lebo kompresor bude poháňaný náporovou turbínou. Na obr. 34 je vykreslený T-s diagram LTM v režime náporovej turbíny.

Priebeh tepelných obehov vrtuľového ventilátora a samotného LTM sa výrazne nezmení, pričom sa len zmenia hodnoty stavových veličín v jednotlivých stavoch. V diagrame vystupuje tepelný cyklus systému náporovej turbíny. Bod 0_∞ predstavuje východzí bod, z ktorého teplota stúpa do bodu 1b pri konštantnej entropii. Zo stavu 1b prechádza vzduch, pri konštantnej teplote, do stavu 2b. Tento stav sa nachádza na vstupe do variabilnej vodiacej lopatkovej mreže. Následne pracovná látka mení svoj stav z bodu 2b do bodu 3b, pričom dochádza ku



Obr. 34: T-s diagram pracovného cyklu pri režime náporovej turbíny

znižovaniu teploty a miernemu nárastu entropie. Spomalenie vzduchu za náporovou turbínou bude sprevádzané turbulentným vírením (miesenie vzduchu s okolitou atmosférou), kde bude dochádzať ku vyrovnaniu teplôt a ku ustáleniu prúdenia. V určitej vzdialenosti za náporovou turbínou dôjde ku vyrovnaniu teplôt, a to predstavuje priebeh z bodu 4b do 0_∞ . Rozdiel teplôt ΔT_{NAPT} medzi stavmi 2b a 3b predstavuje mechanickú prácu na náporovej turbíne z termodynamického hľadiska. ΔT_{NAPT} je o dosť menšie než ΔT_K , čo je rozdiel tepelných stavov na vstupe a výstupe kompresora. Je to spôsobené tým, že tepelný spád na náporovej turbíne je malý, pričom je potrebné dosiahnuť veľkého tlakového pomeru v kompresore. Z tohto dôvodu je aplikované prevodové ústrojenstvo, ktorého úlohou je aj zvyšovať otáčky vysokotlakového kompresora v režime náporovej turbíny. Aby náporová turbína bola schopná poháňať kompresor tak, ako vysokotlaková plynová turbína, je potrebné aby náporovou turbínou pretekalo väčšie množstvo vzduchu v porovnaní s kompresorom.

7 Koncept turbínového motora s náporovou turbínou

7.1 Úvod

V 5. kapitole bol opísaný systém náporovej turbíny v rámci leteckého turbínového motora (LTM). Táto kapitola sa bude stručne zaoberať konceptom LTM, ktorý bude zahŕňať systém náporovej turbíny.

7.2 Modulová konfigurácia

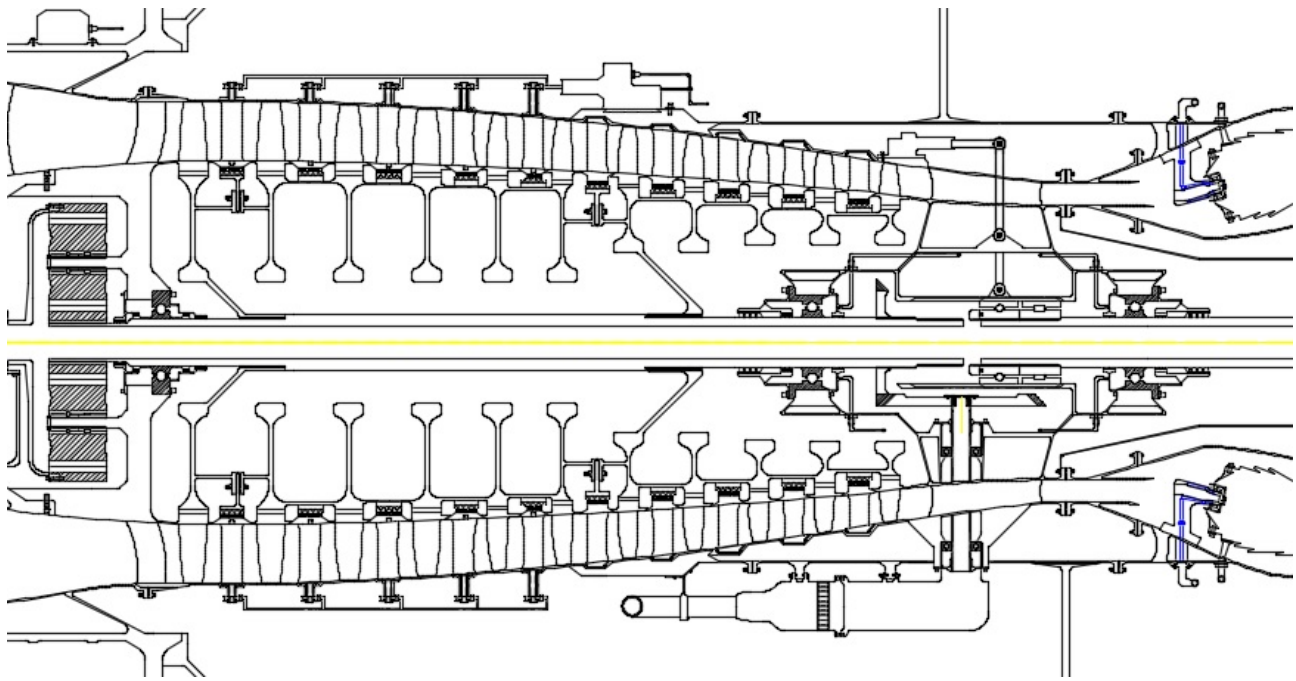
V súčasnej dobe sú turbínové motory konštruované na základe modulovej konfigurácie. To znamená, že turbínový motor je možné rozdeliť na jednotlivé konštrukčné celky (moduly). Je tým hlavne zaistená jednoduchosť údržby [11]. Koncept LTM so systémom náporovej turbíny by pozostával z nasledujúcich konštrukčných modulov:

- systém náporovej turbíny,
- nízkotlakový kompresor,
- vysokotlakový kompresor
- spaľovacia komora,
- vysokotlaková plynová turbíny,
- nízkotlaková plynová turbíny,
- vrtuľový ventilátor (PropFan),
- skriňa pomocných náhonov.

Systém náporovej turbíny by sa ako modul nachádzal v prednej časti pohonnej jednotky. Bol by pripojený na vysokotlakový kompresor. Tento systém bol detailne opísaný v kapitole 5.

Nízkotlakový kompresor, ako konštrukčný celok, by predstavoval dúchadlo (ventilátor). Jednalo by sa o axiálny kompresor, ktorý by vykonával malé stlačenie vzduchu. Dúchadlo by bolo montované do nosnej skrine systému náporovej turbíny. Lopatky dúchadla by boli fixované do náboja pomocou rybinových zámok. Pre kompresorové lopatky sa často používa rybinový zámok [12]. Lopatky by museli byť istené proti axiálnemu posunutiu. Medzi jednotlivými lopatkami by boli upevnené kryty, ktoré by vytvárali aerodynamický kryt stien prietokových kanálov. Vôľa medzi špičkami lopatiek ventilátora a stenou by bola čo najmenšia, aby sa zabránilo rozsiahlemu pretekaniu vzduchu z pretlakovej strany na podtlakovú a tým by sa znížili straty.

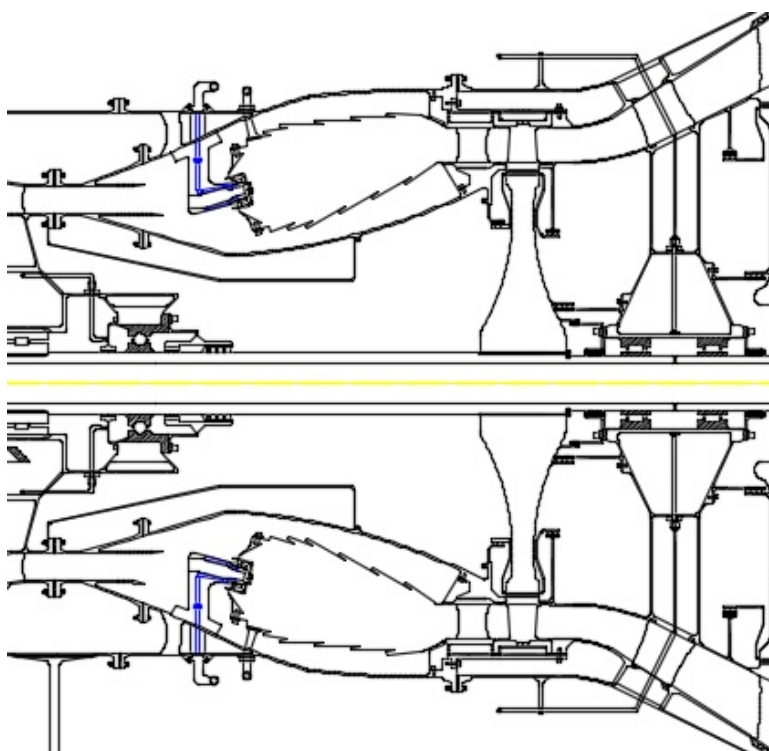
Vysokotlakový kompresor by predstavoval axiálny kompresor. Ako modul by bol medzistupňom medzi systémom náporovej turbíny a spaľovacej komory. Z hľadiska konštrukcie by bol kompresor s diskobubnovým rotorom. Diskobubnové ústrojenstvo by bolo rozdelené na dve časti, ktoré by boli spojené rozoberateľným spojením. Obidve časti by boli fixované do hriadeľa pomocou drážok a zaistené poistením proti axiálnemu posunutiu. Sekundárnou súčasťou tohto modulu by bol aj systém slúžiaci pre nastavovanie uhla nábehu statorovej lopatkovej mreže. Bol by to jediný systém, ktorý by napomáhal zaistiť stabilné fungovanie kompresora, teda by zamedzoval vzniku pumpáže. Ďalšími zariadeniami proti vzniku pumpáže (nestabilný chod kompresora) by zaistovali, i keď nie primárne, výpustné ventily, ktoré by umožňovali vzduchu z daných stupňov kompresora tiecť napr. do plynovej turbíny za účelom chladenia stupňov, pre klimatizačné účely a podobne. Na obr. 35 je zobrazený náčrt vysokotlakového kompresora.



Obr. 35: Uloženie rotora vysokotlakového kompresora v nosnej skrini

Spaľovacia komora by predstavovala ďalší konštrukčný celok v navrhovanom koncepte. Nasledovala by hneď za vysokotlakovým kompresorom. Bola by to prstencová spaľovacia komora tvorená vonkajším plášťom a plamencom. V plameni by dochádzalo ku premene chemickej energie zmesi na tepelnú energiu, z ktorej by sa následne získala mechanická energia na plynovej turbíne. Plamenec by bol perforovaný, pričom otvory by umožňovali lepšie chladenie a prístup relatívne chladnejšieho vzduchu z kompresora. Tento vzduch by sa miesil so zapálenou zmesou a následne by expandoval. V spaľovacej komore by sa taktiež nachádzali zapalovacie sviečky a palivové trysky. Na vnútornej stene spaľovacej komory by bol nainštalovaný tepelný štít, ktorý by izoloval ložiskovú komoru vysokotlakového kompresora od vysokej teploty pri spaľovaní. Na obr. 36 je možné vidieť schému spaľovacej komory.

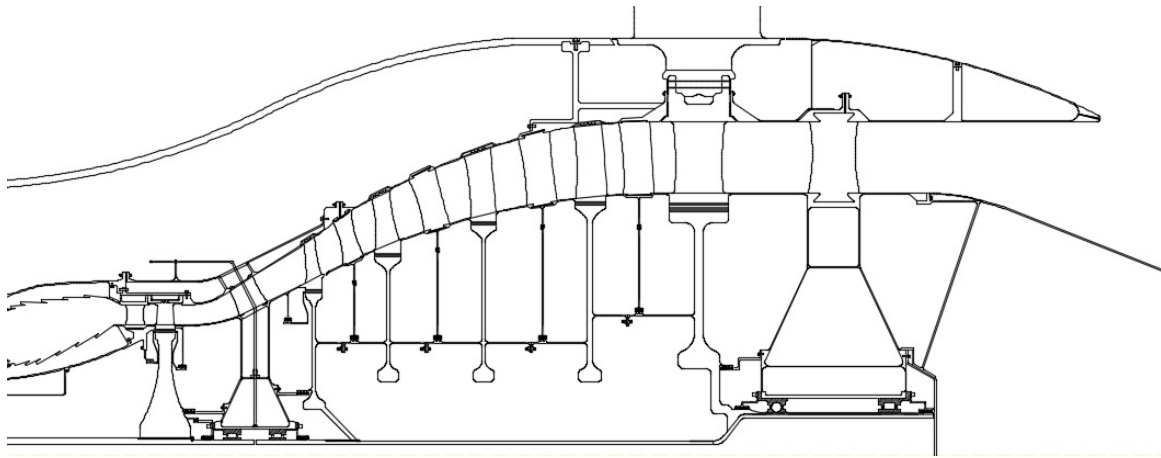
Vysokotlaková plynová turbína by bola ďalším modulom v rámci LTM so systémom náporovej turbíny. Slúžila by pre pohon vysokotlakového kompresora. Dúchadlo by taktiež bolo poháňané touto plynovou turbínou, pričom by bolo zaistené redukovanie vysokých otáčok pomocou prevodového ústrojenstva (reduktor). Táto plynová turbína by bola reakčného typu. Reakčná turbína je taká, v ktorej expanzia spalín prebieha ako v statore tak aj v rotore, čo znamená, že v statore a v rotore dochádza ku poklesu tlaku a teploty [1]. Expanzia hnacích plynov by bola usmernená a urýchlená v statorovej vodiacej lopatkovej mreži. V rotorovej lopatkovej mreži by sa táto kinetická energia plynu premenila na mechanickú prácu plynovej turbíny. Chladenie častí vysokotlakovej plynovej turbíny by bolo zabezpečené prostredníctvom vzduchu odoberaného z vyšších stupňov vysokotlakového kompresora. Disk vysokotlakovej plynovej turbíny by bol fixovaný v drážkach hriadeľa, ktorý by bol uložený v nosnej konštrukcii tejto turbíny a v nosnej konštrukcii vysokotlakového kompresora. Valivé ložiská by prenášali dynamické zaťaženia hriadeľa a rotujúcich častí do nosnej konštrukcie. V rámci zvýšenia účinnosti transformovania tepelnej energie na mechanickú prácu by bola prúdová cesta utesnená pomocou britov na bandáži rotorových lopatiek a taktiež pomocou labyrintových tesnení.



Obr. 36: Uvoľňovanie chemickej energie paliva procesom horenia sa odohráva v spaľovacej komore

Nízkotlaková plynová turbína by bola napojená na prírubu vysokotlakovej plynovej turbíny. Taktiež by bola reakčného typu. Posledný stupeň by bol napojený na disk vrtuľového ventilátora. Práve v tomto stupni by dochádzalo ku premene tepelnej energie plynov na mechanickú prácu potrebnú pre vyvedenie ťahu. Táto plynová turbína by nebola napojená na kompresor. Slúžila by len pre pohon vrtuľového ventilátora (PropFan). Rotačné ústrojenstvo by bolo uložené v nosnej konštrukcii vysokotlakovej plynovej turbíny a v nosnej konštrukcii nízkotlakovej plynovej turbíny. Hriadeľ rotačného ústrojenstva by bol uložený v dvoch valivých ložiskách, ktoré by prenášali dynamické zaťaženia do nosnej konštrukcie. Satorové lopatkové mreže by boli uložené v stene nosnej konštrukcie. Satorová lopatková mreža posledného stupňa by prenášala, popri dynamickým zaťaženiach od tlaku hnacích plynov, aj dynamické zaťaženia z uloženia rotačného ústrojenstva. Rotorové lopatky by boli fixované vo venci rotačných diskov prostredníctvom stromčekových zámkov. Lopatky by boli zaistené poistkou proti axiálnemu posunutiu. Ku tomuto modulu by bol ešte pripojený aerodynamický kužeľ, alebo kryt nosnej konštrukcie. Jeho úlohou by bolo zaistiť plynulý odtok hnacích plynov do okolitej atmosféry za tryskou LTM. Na obr. 37 je vykreslená sekcia plynovej turbíny.

Vrtuľový ventilátor (PropFan) by bol umiestnený v zadnej časti pohonnej jednotky, konkrétne na nosnej skrini nízkotlakovej plynovej turbíny. Pozostával by z daného počtu lopatiek, ktoré by boli upevnené čapovým zámkom do rotačného disku. V prípade dutých čapov by mohlo byť dosiahnuté zníženie hmotnosti. Čapové uchytenie má za určitých okolností svoje výhody z hľadiska dynamiky lopatkovania [12]. Rotačný disk by predstavoval v podstate hornú bandáž rotorových turbínových lopatiek posledného stupňa. V okolí rotačného disku by bolo zaistené tesnenie za účelom zamedziť hnacím plynom unikať do prostredia mimo prietokový kanál ply-



Obr. 37: Plynová sekcia zahŕňa vysokotlakovú a nízkotlakovú plynovú turbínu

novej turbíny. Tým by bola zaistená účinnosť premeny tepelnej energie na mechanickú prácu.

Skriňa pomocných náhonov by bola tvorená prevodovými zariadeniami, čerpadlami (paliva, oleja, hydraulickej kvapaliny), regulátormi energetických sústav, štartérom atď. V porovnaní s klasickými skriňami pomocných náhonov, ktoré sú montované na súčasne letecké turbínové motory, by sa nejako nelíšila. V opisovanom koncepte by bola umiestnená na stene vysokotlakového kompresora, konkrétne pod kompresorovou sekciou. Vo vyšších stupňoch vysokotlakového kompresora bude teplota vzduchu celkom vysoká, a tak by bolo potrebné zaistiť izolovanie zariadení tepelným štítom.

V koncepte nie sú zahrnuté dva dôležité systémy. Prvý z nich by bol systém, ktorého úlohou by bolo zakryť prívodný kanál náporovej turbíny v režime plynovej turbíny. Druhý systém by predstavovalo zariadenie, ktoré by menilo uhol nábehu (natočenie) lopatiek vrtuľového ventilátora.

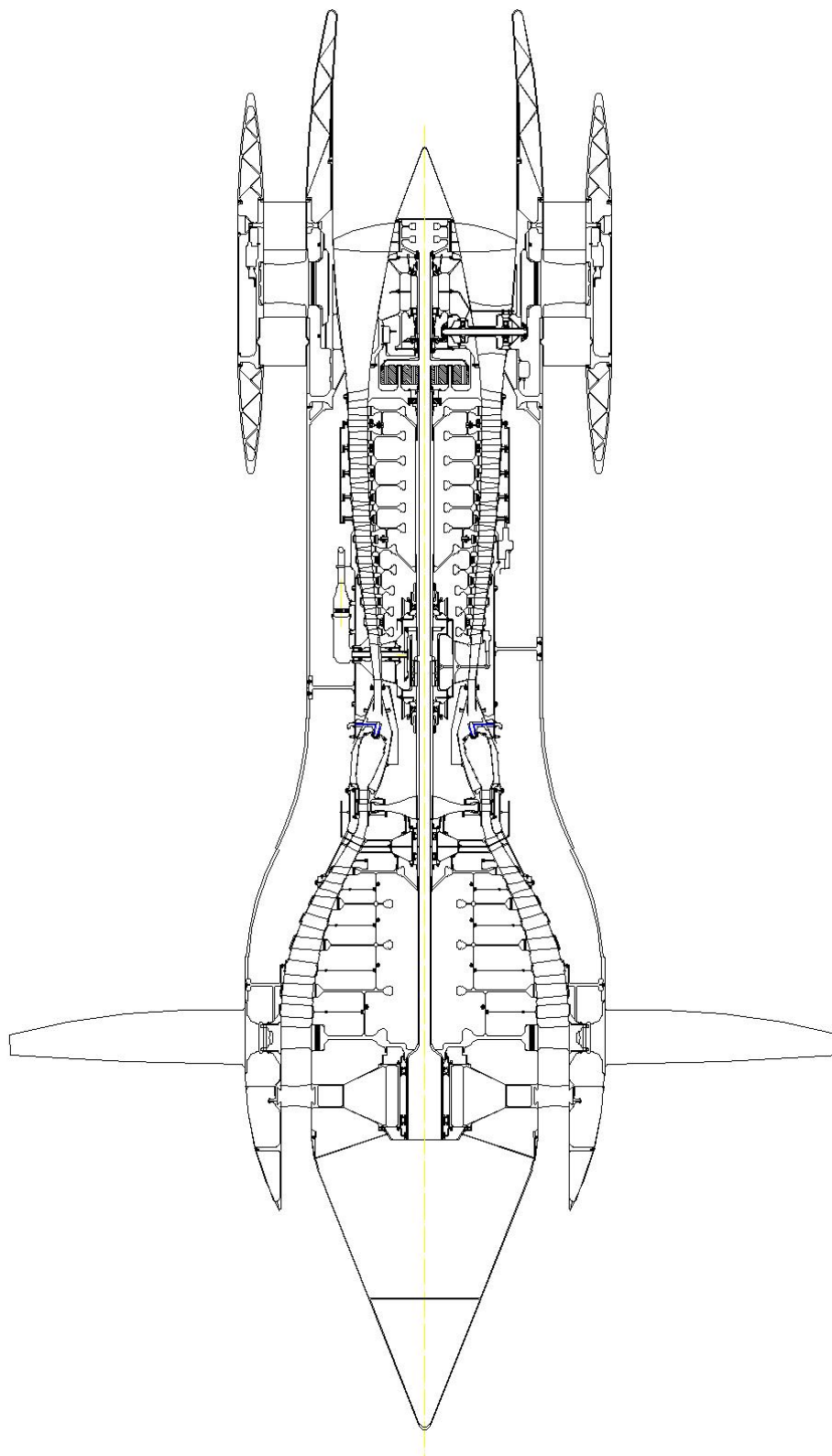
Na obr. 38 je zobrazený schematický náčrt konceptu turbínového motora so systémom náporovej turbíny.

7.3 Výhody aplikovania náporovej turbíny v LTM

Ako už bolo spomenuté, tak hlavným cieľom návrhu konceptu LTM so systémom náporovej turbíny by bolo dosiahnutie šetrenia pohonných hmôt, efektivity prevádzky a celkovo pokroku vo vývoji turbínových motorov. Hlavným zámerom tohto návrhu by bolo: **využitie kinetickej energie tečúceho vzduchu pre pohon náporovej turbíny, ktorá by poháňala kompresor. Tým by sa celková mechanická práca plynovej turbíny, konkrétne nízkotlakovej plynovej turbíny, investovala do pohonu vrtuľového ventilátora.**

Výhody tohto konceptu by mohli byť dosiahnuté za ideálnych podmienok, ktoré budú neskôr spomenuté. Výhody by mohli byť nasledujúce:

- ušetrenie pohonných hmôt,



Obr. 38: Náskres konceptu LTM s náporovou turbínou

- zníženie namáhania/opotrebenia komponentov plynovej turbíny,

- zvýšenie doletu letúna.

Ušetrenie pohonných hmôt - v pracovnom režime náporovej turbíny by sa znížil tok (prívod) paliva do palivových trysiek. Znížil by sa o také množstvo, ktoré by bolo potrebné pre pohon kompresora.

Zníženie namáhania/opotrebenia komponentov plynovej turbíny - ak by sa znížil prívod paliva do spaľovacej komory, tak by došlo ku zníženiu otáčok vysokotlakovej plynovej turbíny, a teda ku eliminácii dynamických zaťažení pôsobiacich na rotorové turbínové lopatky.

Zvýšenie doletu letúna - šetrením pohonných hmôt by bolo možné zvýšiť dolet letúna.

Vyššie spísané výhody by boli dosiahnuteľné len za ideálnych podmienok. Hlavnou fyzikálnou podmienkou by bolo to, že by sa počítalo s **ideálnym plynom (vzduchom)**. Ideálny plyn je charakterizujú nasledujúce vlastnosti: molekuly majú rozmery zanedbateľne malé voči vzdialenostiam medzi molekulami, molekuly na seba, okrem krátkych okamžikov vzájomných zrážok, silovo nepôsobia, zrážky molekúl sú dokonale pružné [9]. Taktiež v ideálnom plyne je nulové medzimolekulové trenie, tým by bola viskozita nulová. Ak by bola viskozita nulová, tak by nedochádzalo ku odtrhnutiu medznej vrstvy a tým by sa neobjavila odporová sila pôsobiaca proti ťahovej sile.

7.4 Nevýhody aplikovania náporovej turbíny v LTM

Z praktického hľadiska by tento opisovaný koncept mal skôr viac nevýhod ako výhod. Popravde v tejto práci to nie je podložené matematickými výpočtami. Vo výpočtoch by bolo nutné počítať s reálnou tekutinou, ktorá by mala nenulovú viskozitu (vnútorné trenie v tekutine). To by už predstavovalo straty/odpory, ktoré by pravdepodobne viedli ku zvýšeniu spotreby paliva. Nevýhody by mohli byť zhrnuté do týchto bodov:

- značný aerodynamický odpor,
- zvýšenie hmotnosti,
- komplikovaná konštrukcia,
- náročná údržba.

Značný aerodynamický odpor - systém náporovej turbíny by zväčšil priemer prednej časti pohonnej jednotky, čo by spôsobovalo čelný odpor a silné turbulentné vírenie za náporovou turbínou. Prekonanie tohto odporu by viedlo ku zvýšeniu ťahu a tým ku zvýšeniu spotreby paliva. Systém odpúšťania vzduchu (SOV) by napomáhal znížiť tento odpor. Ak by sa dosiahlo správneho privádzania vzduchu do oblasti za náporovou turbínou, tak by sa aerodynamický odpor mohol znížiť na minimálnu hodnotu.

Zvýšenie hmotnosti - pridaním systému náporovej turbíny je pravdepodobné, že by sa hmotnosť pohonnej jednotky značne zvýšila. Popravde by sa počítalo s ľahkými zliatinami kovu alebo kompozitnými materiálmi. Kryty a lopatkové mreže by mohli byť vyrobené z kompozitných materiálov z uhlíkových vlákien. Taktiež ostatné zariadenia by znamenali zvýšenie hmotnosti, kde by sa pravdepodobne použili ľahké kovové zliatiny, ako napríklad zliatiny hliníka alebo titánu. Akokoľvek by došlo ku zvýšeniu hmotnosti pohonnej jednotky.

Komplikovaná konštrukcia - v rámci navrhovania technických zariadení je známe, že konštrukcia by mala byť čo najjednoduchšia vo všetkých smeroch. No niekedy sa to nedodrží a stretávame sa s komplikovanými systémami. Samotný princíp fungovania systému náporovej turbíny nie je zložitý, no niektoré prvky a prepojenia môžu byť zložitejšie z hľadiska konštrukcie a fungovania.

Náročná údržba - táto nevýhoda je v spojitosti s možnou komplikovanou konštrukciou. Čím zložitejšie zariadenie, tým náročnejšia údržba. V rámci udržiavania môže dôjsť k situácii, kedy pochybí technik údržby lietadiel a nevykoná správnu údržbu. To by mohlo viesť ku ohrozeniu bezpečnosti a ovplyvnenia správneho fungovania zariadenia.

8 Záver

Vývoj vo všetkých technických sférach je nezastaviteľný a popravde, človek s bohatou predstavivosťou nemá hranicu v myslení a uvažovaní. V technickom svete je potrebné mať ľudí, ktorí sa budú oddane podieľať na vytváraní technických systémov, ktoré budú uľahčovať ľuďom život. V leteckom priemysle, ktorý je súčasťou technického sveta, bolo dosiahnutých veľa pokrokov. Leteckí inžinieri v oblasti turbínových motorov urobili veľdiela, ktoré posúvali úroveň vyššie a vyššie. Vskutku boli motivovaní rôznymi faktormi, od efektívnosti cez konkurencie až po chyby, ktoré sprevádzali vývoj motorov ako takých. No spotreba paliva bola vždy na prvom mieste, ako faktor, ktorý bol kľúčovým popri navrhovaní leteckého turbínového motora. Za posledných niekoľko rokov sa zníženie spotreby paliva u leteckých turbínových motoroch posúvalo o malé kroky. Niet divu, že sa uvažuje o úplne odlišnom spôsobe pohonu, ktorý nebude závislý na rope. To by predstavovalo absolútne iný spôsob pohonu v porovnaní s tým, ktorý je dnes známy.

Úmyslom tejto bakalárskej práce bolo predstaviť návrh leteckého turbínového motora so systémom náporovej turbíny. K tomuto konceptu viedla myšlienka o využití kinetickej energie vzduchu, ktorý obteká lietadlo. Je jasné, že tento zdroj energie vznikne investovaním energie do pohybu lietadla. V podstate sa dá hovoriť o opätovnom vyťažení časti tejto kinetickej energie pre účel ako je napr. pohon kompresora. Nápad nesie so sebou aj negatíva, ktoré sú opísané v poslednej kapitole. Tie by mohli viesť práve ku opačnému účinku: zvýšenie spotreby paliva. A preto bude potrebné zaistiť zníženie aerodynamického odporu spôsobovaného náporovou turbínou. Najúčinnější prostriedok pre zníženie odporu by bol systém, ktorý bude privádzať vzduch za náporovú turbínu. Tým by sa znížil tlakový odpor a posunul by sa bod odtrhnutia medznej vrstvy. Navyše k tomuto by dopomáhal aj vrtulový ventilátor svojím sacím účinkom. Ďalším dôležitým zariadením v rámci zvýšenie účinnosti náporovej turbíny by bol systém nastavovania uhla nábehu variabilnej vodiacej lopatkovvej mreže. Na základe zmeny smeru prúdenia náporového vzduchu by systém reagoval správnym pootočením vodiacich lopatiek. Z pohľadu

zvýšenia účinnosti samotného LTM by systém náporového vzduchu pozostával z komponentov vyrobených z ľahkých hliníkových alebo titánových zliatin. V spojitosti s údržbou by bola snaha o čo najjednoduchšiu konštrukciu, no pri pevnostných podmienkach je to niekedy ťažko dosiahnuteľné.

V kapitolách, v ktorých je opisovaný systém náporovej turbíny a LTM s aplikáciou tohto systému, sú doplnené o schematické obrázky nakreslené v programe Autodesk AutoCAD 2015. Tieto schémy prezentujú jeden z možných návrhov, pričom nie je vylúčené vykonanie zmien jednotlivých častí. Textová časť bakalárskej práce bola spracovaná v programe TeX.

Bakalárska práca predstavuje iba počiatočné priblíženie ku využitiu náporu vzduchu pre pohon kompresora. V bakalárskej práci nie sú zahrnuté podrobné matematické výpočty správania sa tekutiny v systéme náporovej turbíny a taktiež aj v okolí tohto systému. Verím, že by nadobudnuté poznatky mohli poslúžiť pri ďalšom riešení návrhu v mojej ďalšej práci, a to hlavne vo výpočtovom smere. Je jasné, že pre potvrdenie účinnosti náporovej turbíny bude potrebné vykonať analýzu správania sa reálnej tekutiny v medzilopatkových kanáloch náporovej turbíny, v kanály náporovej turbíny a taktiež v okolí tohto systému.

Literatúra

- [1] Josef Adamec, Jindřich Kocáb. *Letadlové motory*. KANT cz s.r.o., 2000.
- [2] Doc. Ing. Daniel Hanus, CSc. Ing. Josef Maršálek. *Studijní Modul 15 TURBÍNOVÝ MOTOR*. Akademické nakladatelství CERM s.r.o., 2004.
- [3] doc. RNDr. Miroslava Ožvoldová, PhD., RNDr. Karol Kvetan, CSc..
[http : //kf-lin.elf.stuba.sk/ballo/STUonline/FyzikaI/IIIkapitola/3.2/sustavaHB2-1.htm](http://kf-lin.elf.stuba.sk/ballo/STUonline/FyzikaI/IIIkapitola/3.2/sustavaHB2-1.htm).
- [4] Bill Gunston. *The Development of Jet and Turbine Aero Engines, 4th Edition*. Haynes Publishing, Spakford, 2006.
- [5] Frank M. White. *Fluid Mechanics, 7th Edition*. McGraw-Hill, 2009.
- [6] Pijush K. Kundu, Ira M. Cohen, David R. Dowling. *Fluid Mechanics, 5th Edition*. Academic Press, 2012.
- [7] Doc. Ing. Jan Citavý, DrSc., Doc. Ing. Jiří Nožička, CSc.. *Lopatkové Mříže*. České vysoké učení technické v Praze, 2003.
- [8] Ing. Milan Pěta. *Mechanika Tekutin, sbírka příkladů*. České vysoké učení technické v Praze, 2005.
- [9] Doc. Ing. Danuše Nováková, CSc, Mgr. Zuzana Budinská, RNDr. Zuzana Malá. *Fyzika I*. České vysoké učení technické v Praze, 2004.
- [10] Prof. Ing. Dr. Jan Jerie, DrSc. *Teorie Motorů*. České vysoké učení technické v Praze, 1996.
- [11] Rolls-Royce Company.
www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace.
- [12] Ing. Jiří Statečný, CSc., Ing. František Sedlář, CSc., Ing. Zdeněk Doležal, CSc.. *Pevnost a životnost leteckých turbínových motorů část I*. České vysoké učení technické v Praze, 1995.
- [13] Tribotechnika.
[http : //www.tribotechnika.sk/tribotechnika - 42009/trenie - loziska - a - ich - mazanie.html](http://www.tribotechnika.sk/tribotechnika-42009/trenie-loziska-a-ich-mazanie.html).