



**FAKULTA
ŠTOJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Modelování proudového motoru

Jet engine modeling

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2023

Mykola Kuzmin

Studijní program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství

Obor studia: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí BP: Ing. Jan Klesa

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kuzmin** Jméno: **Mykola** Osobní číslo: **501254**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Modelování proudového motoru

Název bakalářské práce anglicky:

Jet engine modeling

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Přehled leteckých turbínových motorů
- 2) Popis experimentálního motoru
- 3) Tepelný oběh
- 4) Identifikace parametrů komponent motoru

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího BP.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **28.04.2023** Termín odevzdání bakalářské práce: **26.05.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou/diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne

.....

podpis

Poděkování

Chtěl bych poděkovat vedoucímu mé práce Ing. Janu Klesovi, který se mnou konzultoval tuto práci a doporučoval vhodnou literaturu. Také bych chtěl poděkovat svým rodičům za jejich podporu.

Autor: Kuzmin Mykola
Název BP: Modelování proudového motoru
Rok vyhotovení: 2023
Studijní program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia: 2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP: Ing. Jan Klesa

Anotace

Účelem této práce je stručný popis tepelného oběhu proudových motorů. Dalším cílem je výpočet některých důležitých parametrů daného proudového motoru. To znamená, že z naměřených dat, jako jsou teploty a tlaky v různých místech motoru a také hmotnostní tok proudícího vzduchu, je potřeba vypočítat některé charakteristiky toho motoru, jako tahovou sílu a účinnost motoru.

Klíčová slova: Proudový motor, Braytonův oběh, Motor CM14

Annotation

The goal of this thesis is to describe thermal cycle of jet engines. Next goal of this thesis is to calculate some important parameters of the jet engine. This means that from measured data, like temperatures and pressures at different places of the engine and mass flow of air, some parameters of the motor will be calculated, like thrust and engine efficiency.

Keywords: Jet engine, Brayton cycle, CM14 engine

Obsah

1. Úvod.....	7
2. Přehled proudových motorů	8
2.1 Konstrukce proudových motorů.....	8
2.2 Princip proudových motorů	10
2.3 Tahová síla	11
3. Popis experimentálního motoru	13
4. Tepelný oběh a identifikace parametrů komponent motoru	18
4.1 Vstupní ústrojí proudového motoru.....	18
4.2 Kompresor	20
4.3 Spalovací komora.....	22
4.4 Turbína	24
4.5 Výstupní tryska.....	27
4.6 Přídavné spalování.....	29
4.7 Termodynamická účinnost proudového motoru.....	30
5. Výpočtů parametrů motoru.....	32
5.1 Tahová síla	32
5.2 Termodynamická účinnost motoru.....	34
5.3 Termodynamická účinnost reálného motoru	35
5.4 Kompresor a turbína	36
5.5 Další parametry motoru	38
6. Závěr.....	40
Použita literatura.....	41
Seznam obrázků.....	42
Seznam tabulek.....	43
Přílohy	44

1. Úvod

Při návrhu proudového motoru je potřeba vědět, jak vypočítat jeho různé parametry. Jeden z nejdůležitějších parametrů motoru je jeho tahová síla. Proto je potřeba vypočítat chování proudícího vzduchu motorem, hlavně rychlost plynů ve výstupu. Aby se toho docílilo, je potřeba vypočítat potřebné teploty a tlaky vzduchu u jednotlivých komponent motoru, množství přídavného paliva atd.

Také je potřeba vypočítat tepelnou účinnost motoru a jeho jednotlivých komponent, aby bylo možné posoudit zda-li ho lze vylepšit případně zda-li dává smysl daný motor vyrábět.

Z tohoto důvodu není dostatečné pouze vědět z čeho se proudový motor skládá, ale je potřeba také umět oběh, který se běžně používá ve všech proudových motorech. Proto v této práci bude popsán Braytonův oběh.

Po návrhu motoru je potřeba ho také experimentálně zkontrolovat kvůli tomu, že často nelze říct, jak přesně se motor, případně jeho komponenta (např. nový kompresor) chová. Z toho důvodu se motor měří, a pak se ze změřených údajů vypočítají různá data a podle toho se zkontroluje zda-li byl motor správně navržen.

V praktické části této práce se z naměřených dat motoru CM-14 budou počítat některé parametry motoru.

2. Přehled proudových motorů

2.1 Konstrukce proudových motorů

Proudové motory, které jsou běžně používané, pracují na Braytonově oběhu. Existuje mnoho motorů od různých výrobců a každý má svoji konstrukci, které jsou si i tak docela podobné.

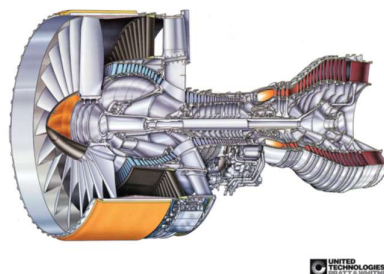
Úplně na začátku se nachází vstupní ústrojí proudového motoru. Pomocí něho probíhá nasávání vzduchu do motoru, přičemž dochází ke stlačování vstupujícího vzduchu a jeho zrychlení, případně zpomalení.

Dále následuje kompresor, který je spojen s turbínou pomocí hřídele. Často má kompresor v motorech několik řad lopatek, které se točí (rotory), a mezi nimi jsou statorové lopatky, které jsou připojené napevno, přičemž pro vyšší účinnost kompresorů musí být počet statorů větší, případně vyšší, než počet rotorů. U moderních kompresorů jsou také často používané stavitelné statory, které se mohou točit, a tím měnit poměr stlačování plynu.

Pro pohon kompresorů se používají turbíny, které jsou připojené ke kompresoru pomocí hřídelí. Často se používají turbíny s několika řady lopatek.

Kvůli vývoji lepších materiálů (hlavně slitiny titanu), lze vyrábět kompresory pro větší rychlosti, a to jsou supersonické kompresory. Proto se v motorech často používají transsonická dmychadla, které se točí s velkou rychlostí, a tím zrychluje a stlačuje proudící vzduch. Tím pádem do kompresoru vstupuje vzduch se zhruba supersonickou rychlostí a vzduch se subsonickou rychlostí vstupuje do obtékajícího kanálu. Na obrázku 1 je ukázána konstrukce dvouproudového motoru.

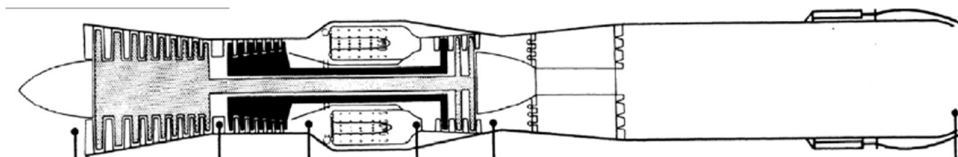
PW4000 112-INCH FAN ENGINE



Obrázek 1 Motor PW4000 [1]

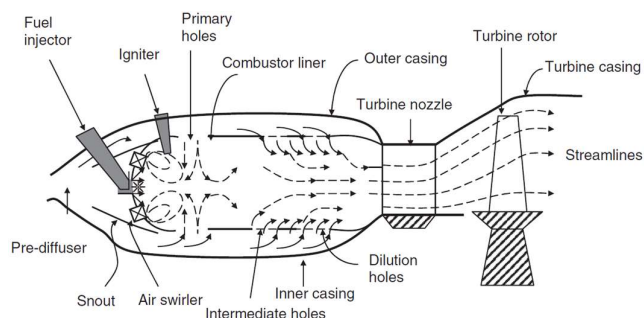
V moderních motorech se také často používá více kompresorů pro více stupňů stlačování vzduchu. Obvykle jsou dva nebo tři, a to jsou nízkotlaký kompresor, středotlaký kompresor a vysokotlaký kompresor. Každý z těchto kompresorů je

pohaněn svoje turbínou, a proto mohou mít různé otáčky. Na obrázku 2 je znázorněno použití dvou kompresorů v motoru.



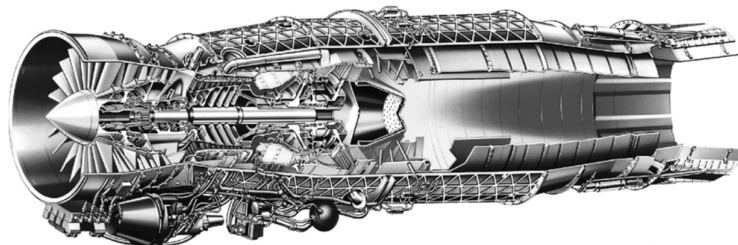
Obrázek 2 Schéma motoru J57, který byl použit pro pohon B-52 a F-4 Fantom [1]

Mezi kompresorem a turbínou se nachází spalovací komora, kde dochází ke vstřikování paliva do stlačeného vzduchu. Dále následuje zapalování směsi. Hoření paliva je exotermická reakce, což znamená, že dochází ke sdílení tepla. Cílem je ohřátí pracovní látky a zvýšení její celkové entalpie. Obvykle maximální teplota pracovní látky ve spalovací komoře u moderních motorů je 1775 až 2000 K. Konstrukce spalovací komory je znázorněná na obrázku 3.



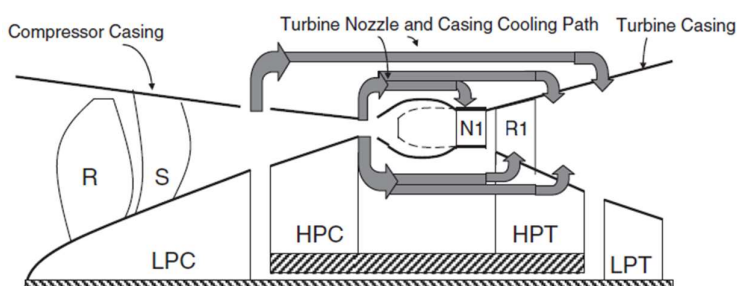
Obrázek 3 Schéma spalovací komory [1]

Také po turbíně následuje tryska, kde dochází k expanzi, což znamená, že dochází ke snížení statického tlaku. Účelem je zrychlení pracovní látky na výstupu. Pro zvýšení entalpie vystupujícího vzduchu, a tím pádem i k jeho zrychlení lze použít přídavné spalování (forsáž), ale jeho použití má jeden problém. Jak to bude popsáno dále, tak využití přídavného spalování potřebuje použití trysky, která může měnit tvar. Příkladem takového motoru je EJ200 (obrázek 4). Navíc tento motor má turbodmychadlo, které lze vidět na obrázku.



Obrázek 4 Motor EJ200 v řezu [1]

Každý motor má také chladicí systém. Tento systém je důležitý pro chlazení lopatek turbíny, tím pádem se chrání turbína před opotřebením. Pro chlazení se používá vzduch na výstupu z kompresoru, přičemž je důležité chlazení pracovní látky vzduchem se zhruba stejným tlakem. Nesplnění této podmínky může vyvolat buď proudění horkého vzduchu do potrubí s chladným vzduchem, pokud tlak toho vzduchu bude nižší než tlak horkého, nebo ke ztrátě účinnosti motoru kvůli tomu, že kompresory budou konat práci navíc. Na obrázku 5 je příklad chladicího systému, kde LPC je nízkotlaký kompresor, HPC je vysokotlaký kompresor, HPT je vysokotlaká turbína a LPT je nízkotlaká turbína.



Obrázek 5 Schéma chladicího systému motoru [1]

2.2 Princip proudových motorů

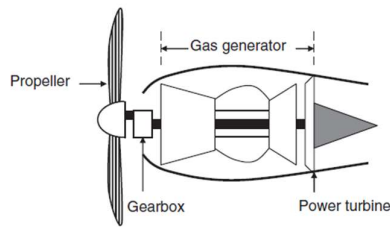
Princip proudového motoru je poměrně jednoduchý. Vzduch vstupuje do motoru, vevnitř toho motoru získává kinetickou energii, tudíž při konstantním hmotnostním toku se ten plyn zrychluje, a pak, podle třetího Newtonova zákona, motor získá sílu kvůli změně hybnosti trysky na výstupu z trysky, a to v opačném směru od proudění trysky.

Pro získání energie na začátku musíme plyn připravit, a to z toho důvodu, že spalování paliva v komoře je izobarický děj. Kvůli tomu, že podle $h - s$ diagramu izobary jsou exponenciály a čím větší tlak izobara popisuje, tím prudší je a čím větší bude rozdíl tlaku vzduchu vstupujícího do komory a tlaku okolí, tím větší kinetickou energii bude plyn mít na výstupu, přičemž rozdíl entalpie mezi dvěma izobarami po spalování paliva bude větší než před ním. Z toho důvodu ve spalovací komoře plyn musí mít větší tlak než na vstupu. Proto jsou v motoru kompresory, které stlačí vzduch na požadovaný tlak. Navíc dojde k jeho zpomalení, což je důležité, jinak palivo nestihne úplně shořet.

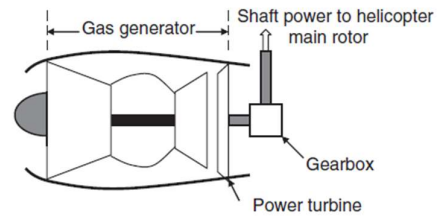
Po spálení paliva pracovní látka jde do turbíny a pohání ji. To je z toho důvodu, že turbíny jsou pomocí hřídelí propojené se všemi komponenty, které je potřeba

pohanět, např. kompresory a dmychadla. Dále plyn jde do trysky, a pak vystupuje z motoru a tím ho tlačí proti směru svého pochybu.

Další možnost použití turbínového motoru je jeho použití pro pohon vrtule. Mezi turbínami a tryskou lze přidat další turbínu, která pomocí hřídele bude připojena k vrtuli pomocí převodovky. Toto je znázorněno na obrázcích 6 a 7. Na obrázku 6 je ukázán turbovrtulový motor, přičemž motor získává tahovou sílu nejen kvůli vrtuli, ale i kvůli vystupujícímu vzduchu. Na obrázku 7 je příklad použití turbínového motoru pro pohon vrtulníku.



Obrázek 6 Turbovrtulový motor [1]



Obrázek 7 Motor pro vrtulník [1]

2.3 Tahová síla

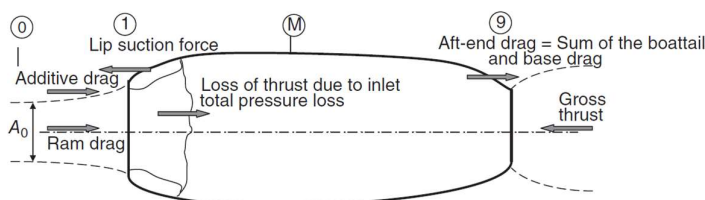
Tahová síla je síla působící v axiálním směru motoru a lze ji vypočítat podle vzorce (2.1). Tato síla je rovná rozdílu změny hybností vzduchu na výstupu a vstupu a rozdílu tlakových sil na výstupu a vstupu, kde tlaková síla je závislá na rozdílu tlaku v tom místě a okolním tlakem vynásobená plochou, kde tato tlaková síla působí. Vliv složky $\Delta p_{in} A_{in}$ je docela malý, tudíž při výpočtech tuto složku často zanedbáváme.

$$T = \dot{m}_{out} u_{out} - \dot{m}_{in} u_{in} + \Delta p_{out} A_{out} - \Delta p_{in} A_{in} \quad (2.1)$$

Pokud se jedná o chování motoru během vzletu, tak kvůli malým rychlostem letu lze zanedbat složkou $\dot{m}_{in} u_{in}$. Tím pádem při zanedbaní složky $\Delta p_{in} A_{in}$ lze vzorec pro výpočet vzletové síly zapsat do tvaru

$$T = \dot{m}_{out} u_{out} + \Delta p_{out} A_{out} \quad (2.2)$$

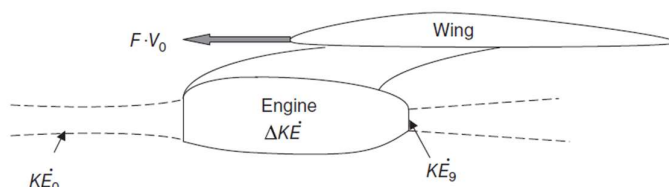
Při výpočtech je potřeba také vypočítat jakou má ten motor skutečnou sílu, protože se přičtou ztráty kvůli tření trupu motoru o vzduch během letu. Na obrázku 8 je ukázán příklad rozložení sil motoru.



Obrázek 8 Rozložení sil [1]

Tahová síla se také používá pro popis propulzní účinnosti, která vyjadřuje poměr kinetické energie, které bylo využito pro vznik tahové síly:

$$\eta_p = \frac{F v_0}{m_{out} v_{out}^2 / 2 - m_{in} v_0^2 / 2} \quad (2.3)$$

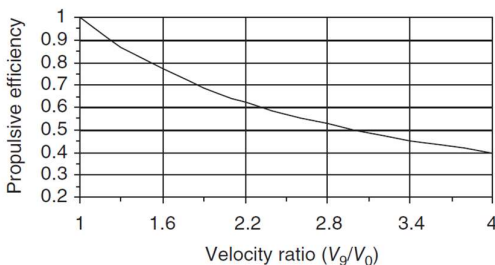


Obrázek 9 Rovnováha, která popisuje propulzní účinnost [1]

Jinak, kvůli tomu, že hmotnostní tok paliva je relativně malý v porovnání s hmotnostním tokem vzduchu ($m_f \ll m_a$) a při zanedbaní tlakových složek tahové síly lze vzorec (2.3) zjednodušit:

$$\eta_p \approx \frac{2(v_{out} - v_0)v_0}{v_{out}^2 - v_0^2} = \frac{2}{1 + v_{out}/v_0} \quad (2.4)$$

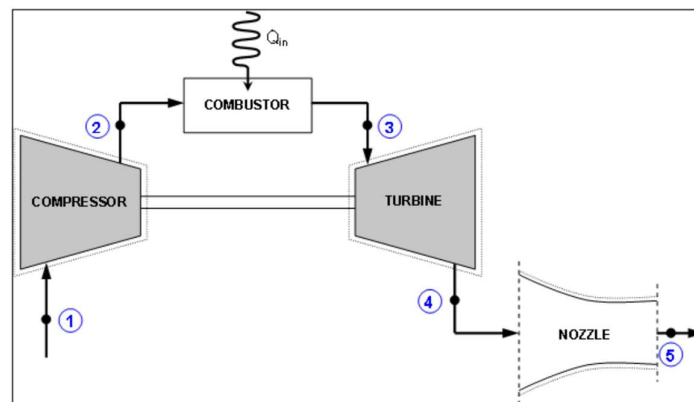
Takže lze říci, že propulzní účinnost je závislá jen na rychlosti letu v_0 a rychlosti vystupujícího vzduchu v_{out} . Na obrázku 10 je znázorněná závislost propulzní účinnosti na poměru rychlosti v_{out} ku rychlosti v_0 .



Obrázek 10 Závislost propulzní účinnosti na poměru rychlostí [1]

3. Popis experimentálního motoru

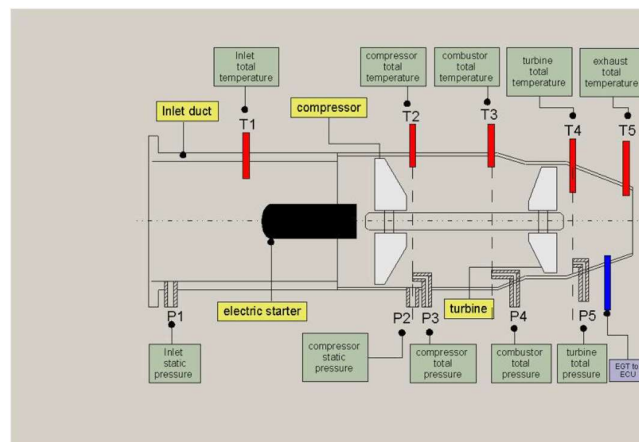
Pro účely této práce je použit motor CM-14 od firmy Armfield. Konstrukce toho motoru je celkem jednoduchá. Má jen jeden kompresor a turbínu, které jsou propojené pomocí hřídelí. Mezi nimi má spalovací komoru a na výstupu má trysku. Schéma tohoto motoru je znázorněno na obrázku 11. Před kompresorem se také nachází startér motoru, který lze vidět na obrázku 12. Také na tom obrázku je ukázáno, že před vstupem do motoru je připevněná trubka, která je dlouhá skoro jako samotný motor. Na začátku té trubky je umístěná škrťací clona.



Obrázek 11 Schéma motoru CM-14 [2]

Na obrázku 11 jsou také poznamenané body. Každý úsek popisuje určitý děj:

- Děj 1-2 je komprese vzduchu kompresorem.
- Děj 2-3 je přívod paliva a jeho spalování.
- Děj 3-4 je expanze spalin na turbíně.
- Děj 4-5 je expanze spalin v trysce.



Obrázek 12 Schéma senzorů motoru CM-14 [2]

Na obrázku 12 je schéma zapojení senzorů. Pro výpočty parametrů motoru jsou důležité teploty T_1 až T_5 a tlaky p_1 , p_3 , p_4 a p_5 . Ve skutečnosti, tlaky, která jsou naměřené motorem, jsou jen rozdíly tlaku v těchto bodech a okolního tlaku, který je zhruba roven 101,3 kPa. Rozdíl mezi tlaky p_2 a p_3 je v tom, že tlak p_2 je statický, kdežto p_3 je celkový. Tlak p_2 se v této práci nebude použít proto, že je důležitý právě ten celkový, ale lze ho použít např. pro výpočet rychlostí vystupujícího vzduchu z kompresoru. Seznam senzoru teplot a tlaku je uveden v tabulce 1.

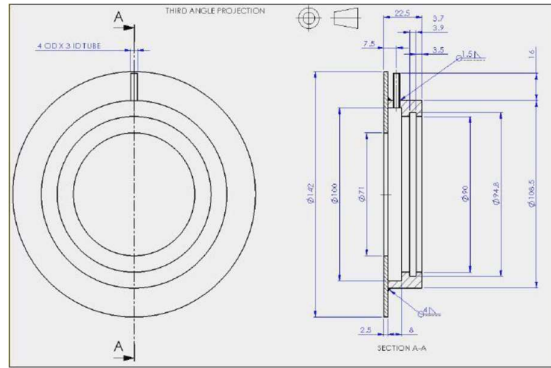
Tabulka 1 Seznam senzorů teplot a tlaku

T_1	Teplota vzduchu na vstupu
T_2	Teplota vzduchu za kompresorem
T_3	Teplota vzduchu ve spalovací komoře
T_4	Teplota vzduchu za turbínou
T_5	Teplota vzduchu ve trysce
p_1	Statický tlak vzduchu na vstupu
p_2	Statický tlak vzduchu za kompresorem
p_3	Celkový tlak vzduchu za kompresorem
p_4	Celkový tlak vzduchu ve spalovací komoře
p_5	Celkový tlak vzduchu za turbínou

Další důležité parametry jsou také hmotnostní toky paliva \dot{m}_f a vstupujícího vzduchu \dot{m}_a . Hmotnostní tok přídavného paliva je měřen motorem, resp. řídicí jednotkou. Hmotnostní tok vzduchu se změří pomocí clony na vstupu. Podle manuálu motoru CM-14 se tento parametr dopočítává pomocí vzorce (3.1):

$$\dot{m}_a = C_d \frac{\pi d^2}{4} \sqrt{2\rho\Delta P}. \quad (3.1)$$

C_d je součinitel průtoku clony. V ideální případě tento součinitel je roven jedné. Jinak pro clonu použitou pro toto měření je tento součinitel zhruba roven 0,62. Veškeré parametry clony jsou uvedené na výkresu (obrázek 13).



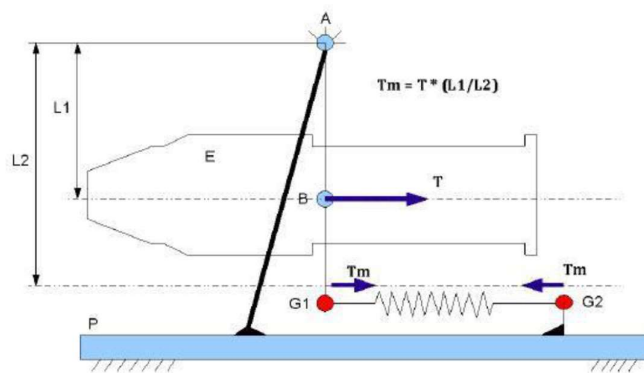
Obrázek 13 Výkres clony [2]

Dál tento motor umožňuje měření tahové síly. Maximální provozní síla motoru CM-14 je cca. 270 N. Na obrázku 14 je ukázáno, že tento motor se nachází na páce o délce L_2 . Podle schématu lze říct, že tato páka tlačí na pružinu se silou T_m , přičemž rameno má délku L_2 . Motor působí na tuto páku se silou T a ramenem L_1 . Ze statiky dostaneme, že reakční momenty vyvolané silami T a T_m mají opačné směry a z toho plyne, že pro statickou rovnováhu by musely mít stejnou absolutní hodnotu

$$TL_1 = T_m L_2 . \quad (3.2)$$

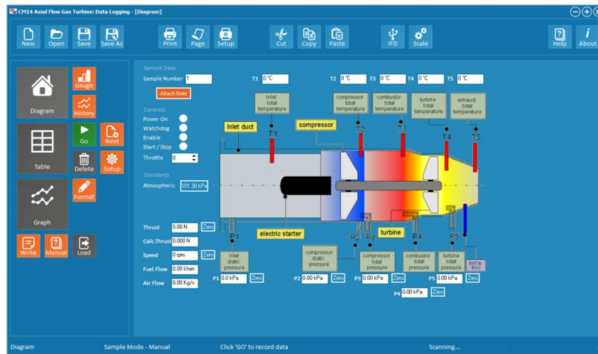
Ze senzoru se určí síla T_m . Délka L_1 je rovna 120 mm, délka L_2 je rovna 199 mm. Z toho lze určit tahovou sílu motoru:

$$T = T_m \frac{L_2}{L_1} . \quad (3.3)$$



Obrázek 14 Schéma motoru CM-14 [2]

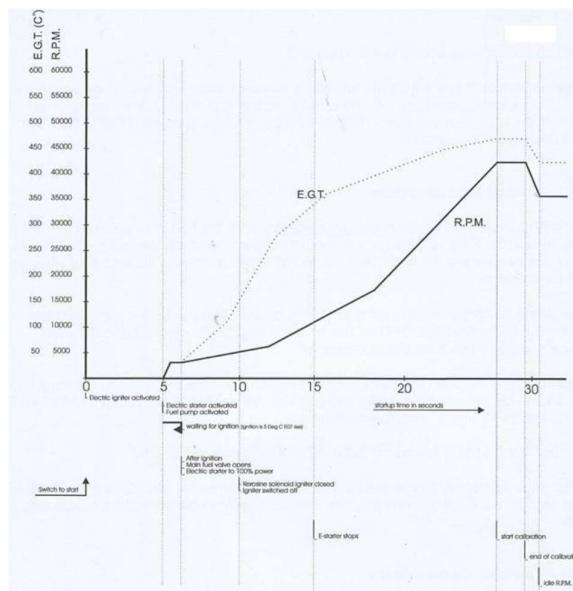
Všechny senzory jsou zapojeny do řídicího zařízení. Toto zařízení také řídí tento motor, ale pro jeho řízení je ho potřeba připojit do počítače. Tím pádem řízení motoru a měření všech parametrů probíhá pomocí softwaru od Armfield.



Obrázek 15 Grafický interface programu Armfield [2]

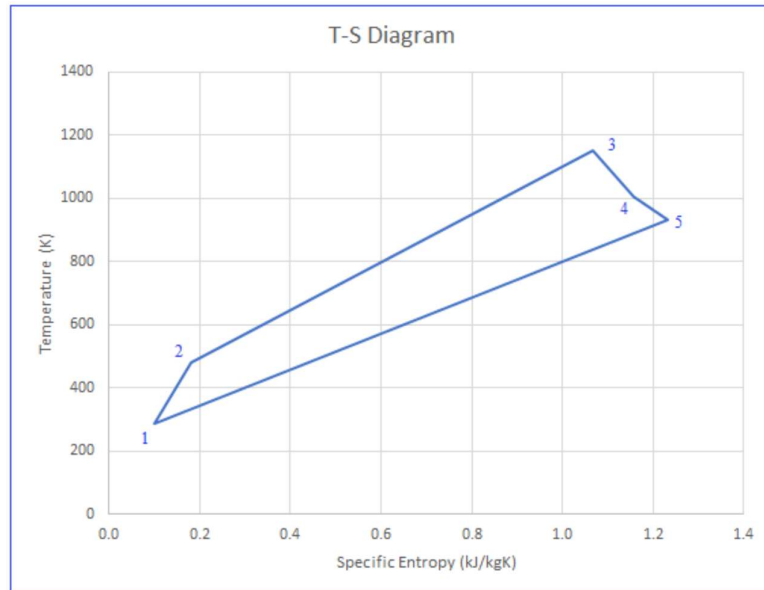
Při měření lze také ukládat data. Výstupem je soubor s naměřenými daty, která zahrnují všechna naměřená data, a také hodně vypočítaných dat. Seznam všech dat získaných tímto programem lze najít v manuálu toho motoru.

Při nastartování se motor roztočí na otáčky cca. 40 000 otáček za minutu, a pak najednou klesne na 37 000. Nastartování motoru zabere zhruba 30 sekund (obrázek 16). Při nulovém volnoběhu bude motor mít spotřebu 0,17 litru paliva za minutu. Při maximálním tahu bude motor mít spotřebu cca jeden litr paliva za minutu.



Obrázek 16 Otáčky motoru při startu [2]

Následně po startu lze měřit různé parametry motoru a z toho lze vypočítat např. jeho tepelný oběh, který je ukázán na obrázku 17.



Obrázek 17 Tepelný oběh motoru CM-14 [2]

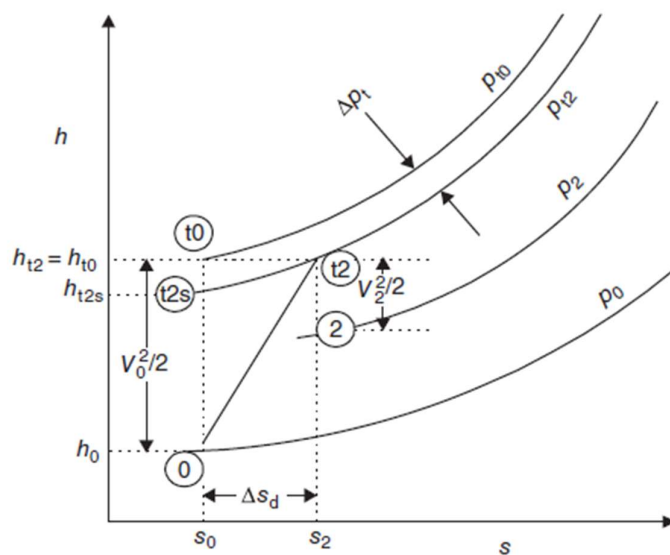
4. Tepelný oběh a identifikace parametrů komponent motoru

Proudový motor pracuje na principu Braytonova oběhu. Tento oběh začíná vstupem vzduchu do motoru a dále pokračuje jeho stlačováním v kompresoru. Pak následuje další přírůstek entalpie pracovní látky ve spalovací komoře kvůli spalování paliva, pak ztráta entalpie plynu kvůli turbíně a pak této pracovní látka vystupuje z motoru s nějakou rychlostí, vyšší než vstupní.

4.1 Vstupní ústrojí proudového motoru

Braytonův oběh začíná na vstupním ústrojí motoru, který koná důležitou funkci, a to nasávání vzduchu a jeho následné vedení do kompresoru. Obvykle subsonické kompresory jsou navrženy tak, že rychlost vstupujícího vzduchu v axiálním směru musí být 0,5 až 0,6 Machu, a proto vstup do motoru musí být navržen tak, že plyn bude mít správnou rychlost na vstupu do kompresoru. Během letu je ale rychlost proudění vzduchu je vyšší, a proto je potřeba ho zpomalit.

Při zrychlení vzduchu dochází ke zvýšení dynamického tlaku, a proto i ke zvýšení celkového tlaku. Pokud se jedná o ideální kompresor, tak se jedná o vrátný adiabatický děj, tj. isoentropický, což znamená, že ke kompresi dochází jen kvůli vnějším účinkům, tj. zrychlení vzduchu motorem. Také, podle Fourierova zákona, gradient přestupu tepla přes stěnu motoru hraje důležitou roli. Kvůli tomu, že tento gradient je docela malý, tak lze tento děj považovat za adiabatický, i když se jedná o reálný plyn.



Obrázek 18 h-s diagram chování vzduchu ve vstupním ústrojí motoru [1]

Na obrázku 18 je uveden h - s diagram, kde je popsán chování pracovní látky na vstupu do motoru. Dolní čára p_0 je statický tlak okolí, p_{t0} je celkový tlak vzduchu, který je větší než p_0 , protože se tam přičítá ještě dynamický tlak vzduchu, který je způsobený jeho rychlostí před vstupem. Tlak p_2 je statický tlak na vstupu do kompresoru, když p_{t2} je celkový tlak v tomto místě.

Pokud se jedná o ideální vstup, tak tlak stoupne rovnou z p_0 na p_{t2} bez přírůstu entropie. Entalpie plynu v tomto případě je h_{t2s} . Ve skutečnosti tento tlak stoupne až na tlak p_{t0} . Pak při stejné hodnotě entalpie h_{t0} dojde k přírůstu entropie plynu, kvůli čemuž dojde ke ztrátě tlaku, tím pádem tlak vzduchu klesne na hodnotu p_{t2} . Z toho lze vyjádřit adiabatickou účinnost η_d toho děje jako poměr změny entalpie při ideálním ději ku změně entalpie při reálném.

Podle $h - s$ diagramu přírůstek měrné entalpie pracovní látky mezi body (0) a (t0) je také právě působením zvýšením měrné kinetické energie $v_0^2/2$, když přírůstek entalpie mezi body (0) a (t2s) je způsoben zvýšením kinetické energie $(v^2/2)_{ideal}$ a tento děj má tak vyšší účinnost.

$$\eta_d = \frac{h_{t2s} - h_0}{h_{t2} - h_0} = \frac{(v^2/2)_{ideal}}{v_0^2/2} \quad (4.1)$$

Plyn v bodech (0) a (t2s) má stejnou měrnou tepelnou kapacitu, tím pádem lze číselník a jmenovatel vydělit h_0 . Po úpravě lze tuto účinnost vyjádřit přes rozdíl tlaku a rychlost letu M_0 toho motoru, resp. letadla.

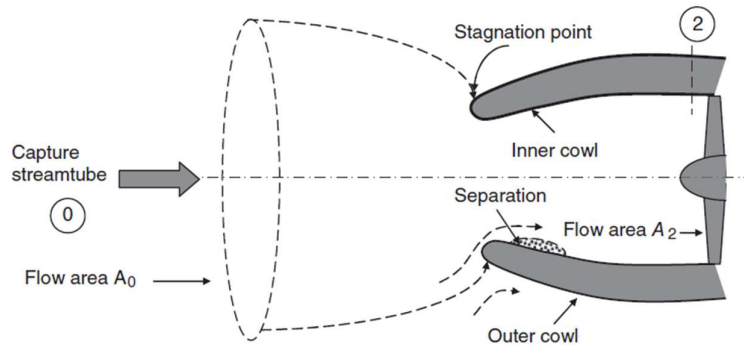
$$\eta_d = \frac{T_{t2s}/T_0 - 1}{h_{t0}/h_0 - 1} = \frac{\left(\frac{p_{t2}}{p_0}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{\kappa-1}{2} M_0^2} \quad (4.2)$$

Ze vzorce (4.2) lze také vyjádřit poměr tlaků p_{t2} ku p_0 v závislosti na Machově čísle M_0 :

$$\frac{p_{t2}}{p_0} = \left[1 + \eta_d \frac{\kappa-1}{2} M_0^2\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (4.3)$$

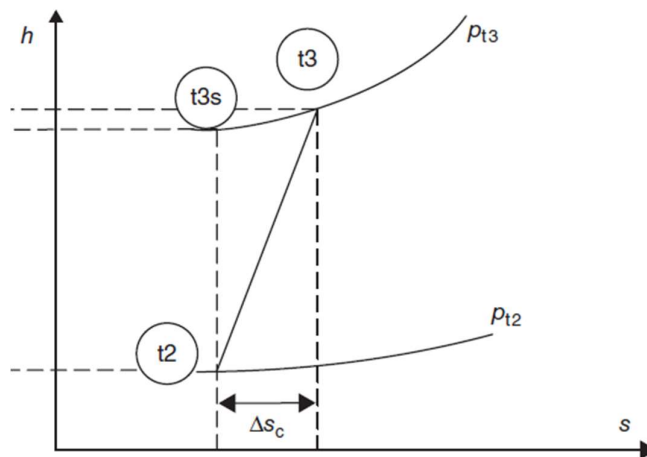
Tento popis oběhu je platný, když motor letí ve vzduchu a tím pádem ho musí zpomalit před vstupem do kompresoru. Mluvíme-li o malých rychlostech, např. při vzletu, tak vstupující vzduch se bude naopak zrychlovat a tím pádem se vstup do motoru bude chovat jako tryska. Na obrázku 19 je vidět, že plocha řezu objemu, ze kterého se vzduch nasává, ten je větší než plocha vstupu do motoru, tudíž se vzduch

v této oblasti zrychluje. Tím pádem, podle Bernouliho zákona, se před motorem objeví oblast s nižším statickým tlakem. Kvůli tomu dojde ke vzniku tlakové síly, která bude zrychlovat motor ve směru letu.



Obrázek 19 Chování vzduchu před vstupním ústrojí motoru [1]

4.2 Kompresor



Obrázek 20 h-s diagram chování vzduchu ve kompresoru [1]

Kompresor je část motoru, kde dochází ke stlačování vzduchu. Při ideálním oběhu tento děj je isoentropický. Na obrázku 20 se přírůstek entalpie dopočítá podle čáry $t_2 - t_{3s}$. Ve skutečnosti tam dojde ke změně entropie primárně vlivem ztrát. Tím pádem průběh toho děje je popsáný křivkou $t_2 - t_3$.

Právě kvůli tomu se často dopočítává termodynamická účinnost kompresoru. Lze ji vyjádřit dvěma cestami. Nejednodušší definice účinnosti je adiabatická účinnost kompresoru η_c , která se určí porovnáním ideálního a reálného oběhu. Tato

účinnost je poměrem změny entalpie při ideálním oběhu ku změně entalpie při reálném oběhu:

$$\eta_c = \frac{h_{3s} - h_2}{h_3 - h_2}. \quad (4.4)$$

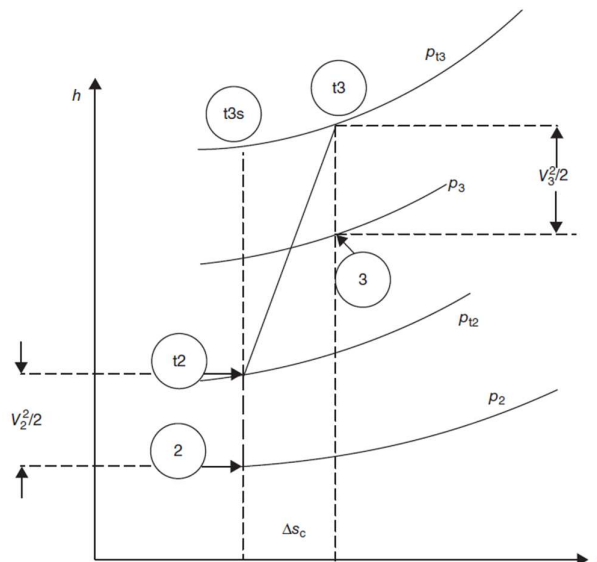
$$\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{p_3}{p_2}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(\frac{p_{3s}}{p_2}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_{3s}}{T_2} \quad (4.5)$$

Dále lze čítec a jmenovatel vydělit h_2 . Kvůli tomu, že měrné tepelné kapacity na vstupu a výstupu kompresoru jsou stejné a kvůli platnosti vzorce (4.5) lze vzorec (4.4) upravit jiného tvaru:

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\tau_c - 1}, \quad (4.6)$$

kde π_c je poměr tlaku kompresoru a τ_c je poměr výstupní teploty ku vstupní, přičemž, kvůli tomu, že bod t_3 je skutečný stav pracovní látky, vazba mezi π_c a τ_c neexistuje.

$$\tau_c = T_3 / T_2 \quad (4.7)$$



Obrázek 21 Rozšířený h-s diagram chování vzduchu ve kompresoru [1]

Druhý parametr, kterým lze definovat účinnost kompresoru je polytropická účinnost e_c . Moderní kompresory mají tuto účinnost v mezích 88 až 92 %. Tento parametr lze popsat podle vzorce (4.8).

$$e_c = \frac{dh_{ts}}{dh_t}. \quad (4.8)$$

Na vstupu do kompresoru a na výstupu z něho je kinetická energie pracovní látky zhruba stejná. Tudíž v kompresoru dochází právě ke zvýšení statického tlaku. Na obrázku 21 je ukázáno, že rozdíl entalpie mezi body (3) a (t3) a také (2) a (t2) jsou zhruba stejná.

Poměr tlaku π_c je jeden ze základních parametrů kompresoru. Tento parametr je funkcí několika proměnných: tečného Machova čísla lopatek (jejich rychlost) a axiálního Machova čísla proudícího vzduchu. Tečné Machovo číslo lopatek kompresoru je úměrné otáčkám kompresoru dělenými rychlosti zvuku v tomto prostředí, které jsou úměrné odmocnině teploty. Machovo číslo v axiálním směru je závislé na upraveném hmotnostním toku. Tento hmotnostní tok se při standardních atmosférických podmínkách obvykle určí při testování motoru.

Z toho plyne, že poměr tlaku π_c je závislý na otáčkách kompresoru, jeho poloměru, upraveném hmotnostním toku a adiabatickém mocniteli.

$$\pi_c = f(\kappa, R, N, \dot{m}_c) \quad (4.9)$$

Kvůli tomu, že adiabatická účinnost je závislá na poměru tlaku π_c , tak ji také lze zapsat jako funkci těchto parametrů:

$$\eta_c = f(\kappa, R, N, \dot{m}_c). \quad (4.10)$$

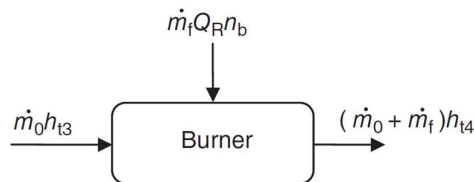
4.3 Spalovací komora

Ve spalovací komoře se vzduch mísí s palivem. Pak ve spalovací komoře dochází ke spalování této směsi, což je exotermická reakce, tj. reakce během které dochází ke sdílení tepla. Kvůli tomu dochází k přírůstu entalpie pracovní látky, kterou lze dopočítat pomocí výhřevnosti paliva Q_R a účinnosti spalovací komory η_b . Ideální spalovací komora má tuto účinnost rovnou jedné. Ideální komora je komora, ve které by ke spalování paliva došlo pomalu, což znamená, že Machovo číslo pracovní látky

by muselo být zhruba nulové, a také by nedocházelo k žádným vlivům z vnějšku, a to včetně tření mezi pracovní látkou a stěnou.

U reálné komory se účinnost vypočítá jako poměr energie, kterou plyn dostane při spalování jednoho kilogramu paliva ku celkové energii, kterou lze uvolnit při spalování toho paliva. Tohle je obvykle působené objemem spalovací komory a rychlostí toku pracovní látky. U moderních komor je tato účinnost obvykle 98 až 99%.

$$\eta_b = \frac{Q_{R,real}}{Q_{r,ideal}} \quad (4.11)$$



Obrázek 22 Schéma spalovací komory [1]

Energetická bilanční rovnice pracovní látky ve spalovací komoře je:

$$\dot{m}_o h_{t3} + \dot{m}_f Q_R \eta_b = (\dot{m}_o + \dot{m}_f) h_{t4}, \quad (4.12)$$

kde \dot{m}_o je hmotnostní tok vzduchu, \dot{m}_f je hmotnostní tok přídavného paliva, h_{t3} je měrná entalpie vzduchu na vstupu do komory a h_{t4} je měrná entalpie směsi po spálení paliva. Tato bilance je znázorněná na obrázku 22. Také, při známém poměru hmotnostního toku paliva k hmotnostnímu toku vzduchu f , můžeme tuto rovnici upravit:

$$h_{t3} + f Q_R \eta_b = (1 + f) h_{t4}. \quad (4.13)$$

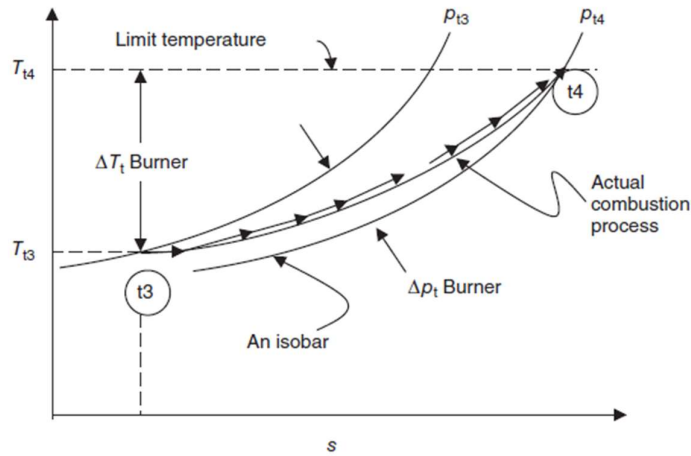
Pokud je tento tepelný oběh známý, tj. známe h_{t3} a h_{t4} , a víme-li jaké palivo je použité, lze z tohoto vztahu vyjádřit požadovaný poměr paliva a vzduchu:

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{Q_R \eta_b - h_{t4}}. \quad (4.14)$$

Co se týká tlaku, tak v ideální spalovací komoře tlak zůstává konstantní, kdežto v reálné komoře tento tlak trochu klesne. Pokud nakreslíme T-s diagram plynu pro

spalovací komoru (obrázek 23), tak je z něho vidět tento pokles tlaku z p_{t3} na p_{t4} . Tento tlakový spád lze vypočítat podle vzorce:

$$\pi_b \approx 1 - \varepsilon \frac{\kappa}{2} M_b^2. \quad (4.15)$$



Obrázek 23 h-s diagram chování vzduchu ve spalovací komoře [1]

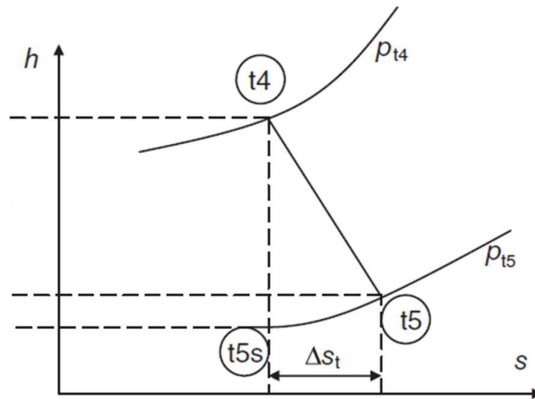
Tlakový spád π_b , tj. poměr tlaku vstupujícího plynu p_3 ku vystupujícímu tlaku p_4 , je závislý na průměrném Machovu čísle pracovní látky v komoře a součiniteli proporcionality ε , který leží v mezích od 1 do 2.

4.4 Turbína

Pro spalování paliva ve spalovací komoře se pracovní látka nasaje do turbíny. Stejně jako u kompresoru dochází primárně ke změně statického tlaku. V tomto případě tlak klesá. Spolu s tlakem dochází i k snížení teploty. Pokud se jedná o ideální oběh, tak je tento děj adiabatický. Ve skutečnosti dojde ke změně entropie, přičemž změna entalpie bude menší než při ideálním ději. Toto je vidět na obrázku 24. Změna entalpie při t4-t5s je větší, než při ději t4-t5.

Adiabatická účinnost turbíny η_t je poměrem změny entalpie při reálném ději ku entalpii při ideálním ději:

$$\eta_t = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}}. \quad (4.16)$$



Obrázek 24 h-s diagram chování vzduchu ve turbíně [1]

Poměr tlaku turbíny π_t je poměr tlaku vystupující pracovní látky p_{t4} k tlaku vstupující pracovní látky p_{t5} a je menší než 1 a to kvůli tomu, že dochází k expanzi. Pomocí poměru stlačování lze vyjádřit poměr teplot T_{t5s} ku T_{t4} :

$$\frac{T_{t5s}}{T_{t4}} = \left(\frac{p_{t5}}{p_{t4}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \pi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (4.17)$$

Teď lze čítecitel a jmenovatel vydělit h_{t4} a to kvůli tomu, že měrná tepelná kapacita pracovní látky zůstává přibližně stejná, tak dostaneme:

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \pi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}, \quad (4.18)$$

kde τ_t je poměr výstupní teploty ku vstupní teplotě a stejně jako poměr stlačování je menší než jedna. Tento parametr je závislý na energetické bilanci mezi turbínou, kompresorem a také jinými komponenty motoru, které jsou k turbíně připojené pomocí hřídele, např. elektrický generátor. V případě, že tuto celou energii používá jen kompresor, např. jak to má měřený motor, tak tato bilance vypadá následovně:

$$\dot{m}_a(1 + f)(h_{t4} - h_{t5}) = \dot{m}_a(h_{t3} - h_{t2}). \quad (4.19)$$

Levá strana této rovnice je výkon turbíny P_t , kdežto pravá je výkon kompresoru P_c . Ve skutečnosti se k pravé straně rovnice (4.19) přičte ztráta kvůli tření v ložiscích P_b . Také se tam mohou přičítat další ztráty, např. ztráty kvůli generátoru P_{gen} . Z toho lze vyjádřit výkon P_c :

$$P_c = P_t - P_b - P_{gen}. \quad (4.20)$$

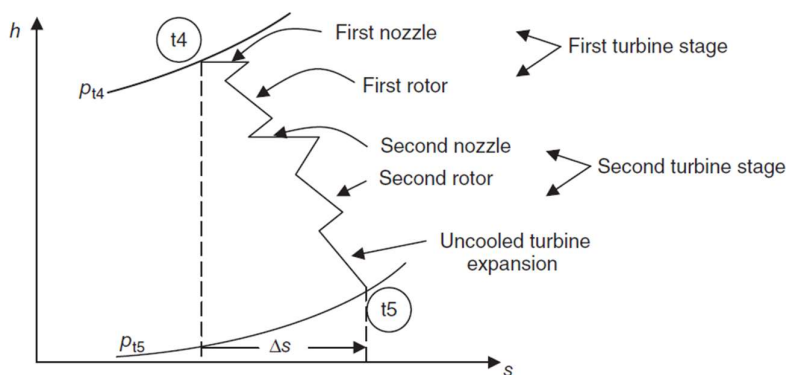
Dokonce lze definovat mechanickou účinnost η_m . Pomocí toho lze vyjádřit výkon kompresoru jen v závislosti na výkonu turbíny:

$$P_c = \eta_m P_t \quad (4.21)$$

Při práci bude nejspíš turbína chlazená. Tento proces lze rozdělit na jednotlivé děje, a to pro každou turbínu v řadě, případně pro každou řadu lopatek. Také to lze rozdělit podle stupňů chlazení. Na obrázku 25 je znázorněno chování plynu pro turbínu se dvěma stupni chlazení a následující nechlazenou nízkotlakovou turbínu.

Při směšování studeného a horkého vzduchu dochází ke snížení celkové teploty směsí, a proto i ke snížení entalpie pracovní látky. Také dochází ke snížení entropie ve horkém plynu a ke zvýšení entropie ve studeném, přičemž, podle druhého zákona termodynamiky je celkový přírůst entropie kladný. Směšování pracovní látky po každou řadu lopatek turbíny vyvolává snížení entropie plynu. Také tento proces probíhá při skoro stejném tlaku.

Také na $h - s$ diagramu je děj, který probíhá bez změny entalpie. Kvůli třecím ztrátám trysky, která není chlazená, dochází k poklesu tlaku. Dále následuje expanze, což znamená, že dochází k poklesu entalpie a tlaku pracovní látky, a také k přírůstu entropie.



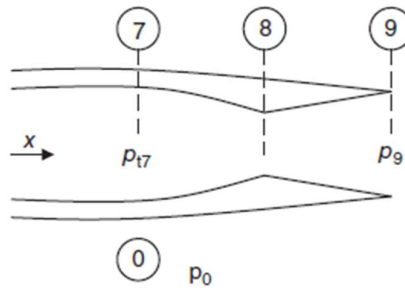
Obrázek 25 $h-s$ diagram chování vzduchu ve turbíně včetně chlazení [1]

Další parametr, který se používá pro popis turbíny je poměr tlaku π_t . Tento parametr je poměrem tlaku vzduchu na výstupu z turbíny p_{t5} ku tlaku na vstupu do turbíny p_{t4} . Tento parametr je závislý na axiálním a tečném Machově čísle, stejně

jak to má kompresor. Tudiž axiální Machovo číslo je také závislé na upraveném hmotnostním toku a tečné Machovo číslo je také závislé na otáčkách turbíny:

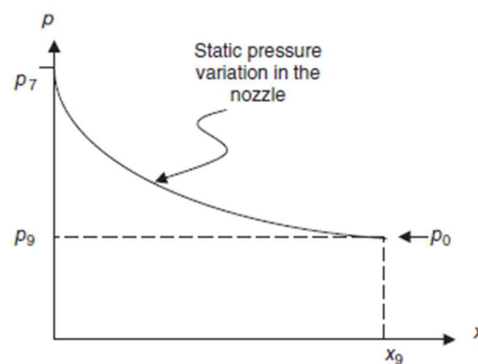
$$\pi_t = f(\kappa, R, N, \dot{m}_c) \quad (4.22)$$

4.5 Výstupní tryska



Obrázek 26 Schéma trysky [1]

V trysce dochází ke zrychlení plynu a ke snížení statického tlaku. Při subsonickém výstupu, tj. při Machovem čísle vzduchu na výstupu nižším než jedna, statický tlak pracovní látky klesá na tlak v okolí p_0 , tudíž tlak na výstupu a okolní tlak jsou stejné, jak je to ukázáno na obrázku 27. Tím pádem je tryska dobře navržena je-li statický tlak na výstupu trysky roven okolnímu.

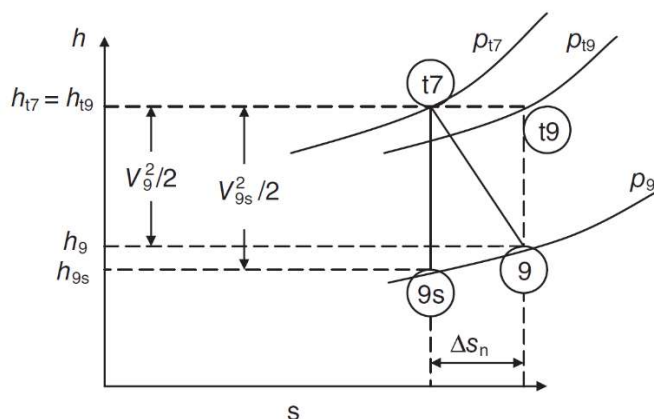


Obrázek 27 Diagram změny tlaku ve trysce [1]

Další parametr, který lze použít k popisu trysky je její poměr tlaku NPR , který je poměrem tlaku na vstupu do trysky p_{t7} ku okolnímu. Tento parametr lze použít pro popis maximální rychlostí vzduchu. Z obrázku 26 je vidět, že největší rychlost, který

pracovní látka bude mít je bod (8), tudíž lze definovat kritický poměr tlaku $(NPR)_{kr}$, kdy rychlost vzduchu definovaná Machovým číslem M_8 bude v tomto bodě jedna. Je-li poměr tlaku trysky π_n větší než kritický, tak může dojít k ucpání hrdla trysky. Kritický poměr tlaku je obvykle 2, tj. při statickém tlaku rovném polovině celkového tlaku trysky.

Na obrázku 28 je znázorněn $h - s$ diagram, kde je popsáno chování trysky. Tento děj je adiabatický, přičemž celková entalpie plynu zůstává stejná. V případě reálného děje, ho lze stále považovat za adiabatický. Bod (9) a (9s) popisují jen statickou složku entalpie na výstupu, přičemž (9s) popisuje ideální děj, což znamená, že nedojde ke změně entropie.



Obrázek 28 $h-s$ diagram chování vzduchu ve trysce [1]

Z tohoto diagramu lze vyjádřit adiabatickou účinnost děje jako poměr změny entalpie při reálném ději k ideálnímu:

$$\eta_n = \frac{h_{t7} - h_9}{h_{t7} - h_{9s}} \quad (4.23)$$

Při reálném ději dojde také ke změně celkového tlaku. Z diagramu je vidět, že právě kvůli tomu bude plyn na výstupu mít menší kinetickou energii, než by mohl mít při ideálním ději. Kvůli tomu, že celková entalpie zůstane stejná, tak rozdíl celkové a statické entalpie je právě kinetická energie pracovní látky $v^2/2$. Tím pádem lze vzorec (4.23) upravit:

$$\eta_n = \frac{v_9^2/2}{v_{9s}^2/2} = \frac{v_9^2}{v_{9s}^2} \quad (4.24)$$

Také pro popis trysky lze použít tlakový poměr π_n , který je poměrem celkového výstupního tlaku p_{t9} ku celkovému vstupnímu p_{t7} , přičemž tlak p_{t9} je větší než p_{t7} . Toto je působené hlavně třecími ztrátami. Teď pomocí tlakového poměru můžeme vyjádřit přírůstek entropie:

$$\Delta s = -R \ln(\pi_n) \quad (4.25)$$

Pokud se v rovnici (4.23) čitatel a jmenovatel vydělí h_{t7} , lze pro popis adiabatické účinnosti trysky použít tlakové poměry NPR a π_n :

$$\eta_n = \frac{\left[NPR \left(\frac{p_0}{p_9} \right) \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - \pi_n^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\left[NPR \left(\frac{p_0}{p_9} \right) \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} \quad (4.26)$$

Pro správně navřenu trysku víme, že tlaky p_0 a p_9 jsou stejné, a proto tuto účinnost lze zapsat ve tvaru:

$$\eta_n = \frac{NPR^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - \pi_n^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{NPR^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1} \quad (4.27)$$

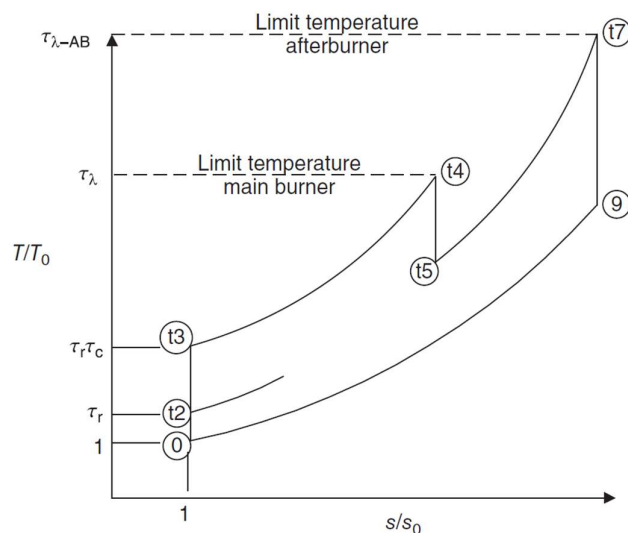
4.6 Přídavné spalování

Chceme-li zvýšit tahovou sílu motoru, lze použít přídavné spalování, kterým se může zvýšit tahová síla zhruba dvakrát. Avšak pro použití přídavného spalování je potřeba použít správnou geometrii trysky. Při vstřikování a následném spalování paliva dochází k ohřátí pracovní látky a snížení její hustoty. Tím pádem, aby nedošlo k ucpaní hrdla trysky je potřeba použít trysku, která může měnit svoji geometrii.

Od dříve popsaného oběhu se oběh s přídavným spalováním odlišuje tím, že po turbíně a před tryskou se přidává palivo navíc. Kvůli tomu, že izobary na $h - s$ diagramu jsou exponenciály a čím větší tlak, tím prudší tato čára je, rozdíl entalpie mezi body (t5) a (9) s přídavným spalováním bude větší než bez něj. Toto je znázorněno na $h - s$ diagramu (obrázek 29).

Energetická bilance přídavného spalování je popsána vzorcem (4.28).

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f + \dot{m}_{fAB})h_{t7} - (\dot{m}_a + \dot{m}_f)h_{t5} = \dot{m}_{fAB}Q_{RAB}\eta_{bAB} \quad (4.28)$$



Obrázek 29 h-s diagram chování vzduchu při přídavném spalování [1]

η_{bAB} je účinností spalování paliva při přídavném spalování, \dot{m}_{fAB} je hmotnostní tok přídavného paliva, Q_{RAB} je výhřevnost paliva. Pokud se obě strany vydělí hmotnostním tokem vzduchu \dot{m}_a , lze vyjádřit poměr paliva k vzduchu f_{AB} :

$$f_{AB} = \frac{(1 + f)(h_{t7} - h_{t5})}{Q_{RAB}\eta_{bAB} - h_{t7}}. \quad (4.29)$$

4.7 Termodynamická účinnost proudového motoru

Termodynamická účinnost ideálního proudového motoru je podle ideálního Braytonova oběhu:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_0}{T_3}, \quad (4.30)$$

Kde T_0 je teplota na vstupu do motoru, T_3 je teplota na vstupu do kompresoru. Tento vzorec lze upravit a dostat z toho závislost termodynamické účinnosti motoru na tlakovém poměru kompresoru π_c :

$$\eta_{th} = 1 - \left[\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2 \right) \right]^{-1}. \quad (4.31)$$

Je vidět, že tato účinnost je závislá na rychlosti vstupujícího vzduchu a stlačení kompresoru. Tento vzorec je jednoduchý, ale naneštěstí popisuje jen ideální oběh. Ve skutečnosti tento děj není ideální, případně při Machově číslu M_0 větším než 3, resp. 5, není potřeba používat kompresor. Z toho důvodu nelze tento vzorec vždy použít. Proto lze tuto účinnost vyjádřit jinou cestou, a to pomocí kinetické energie, kterou plyn dostane během oběhu v motoru a energie, kterou na to použije motor spalováním paliva:

$$\eta_{th} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \frac{v_9^2}{2} - \dot{m}_a \frac{v_0^2}{2}}{\dot{m}_f Q_R} = \frac{(1 + f)v_9^2 - v_0^2}{2fQ_R} \quad (4.32)$$

5. Výpočtů parametrů motoru

V této části budou vypočtené různé parametry motoru z naměřených dat. Hodnoty vypočtených parametrů jsou uvedena v příloze 1.

5.1 Tahová síla

Obecně tahová síla se vypočítá pomocí zákona zachování. Podle zákona zachování hybnosti získáváme sílu, kterou motor získává při vyfoukávání pracovní látky a sílu, kterou motor ztratí kvůli nasávání vzduchu. Také tam jsou přítomné síly, které vznikají kvůli rozdílu tlaku na vstupu a výstupu motoru. Tím pádem se tahová síla vypočítá podle vzorce (5.1):

$$T = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_{out} - \dot{m}_a u_{in} + \Delta p_{out}A_{out} - \Delta p_{in}A_{in} . \quad (5.1)$$

Nicméně vliv tlakových sil, které jsou způsobené vstupním tlakem Δp_{in} a výstupním tlakem Δp_{out} v této úloze je docela malý, tím pádem je lze zanedbat. Také, kvůli tomu, že motor je připevněn ke stolu a nemá žádnou rychlost je rychlost vstupujícího vzduchu u_{out} , tak malá, že lze zanedbat sílu, která vzniká při nasávání vzduchu, tudíž lze zanedbat složku $\dot{m}_a u_{in}$. Po úpravě vzorce pro výpočet tahové síly dostaneme vzorec (5.2), který se dále použije pro výpočet tahové síly.

$$T = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_{out} \quad (5.2)$$

Ze vzorce (5.2) je vidět, že tahová síla je závislá na hmotnostním toku výstupního vzduchu, který je roven hmotnostnímu toku vstupujícího vzduchu, který se určí pomocí clony a hmotnostního toku paliva, který je také známý. Další parametr, na kterém je tato síla závislá, je rychlost vystupujícího vzduchu, která se vypočítá z Machova čísla a rychlostí zvuku v prostředí na výstupu podle vzorce:

$$u_{out} = M_{out} * a_{out} . \quad (5.3)$$

Rychlost zvuku se obecně počítá dle vzorce:

$$a_{out} = \sqrt{\gamma R T_{out}} . \quad (5.4)$$

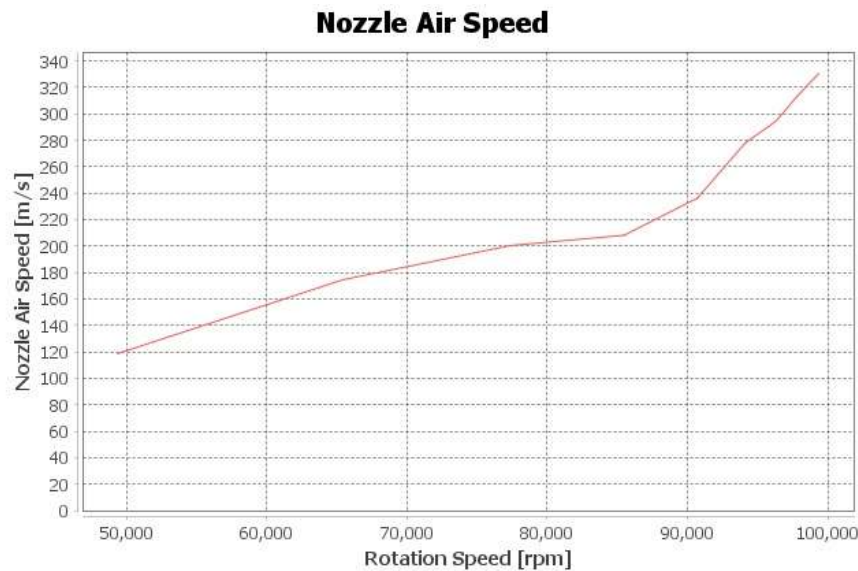
Měrná tepelná kapacita je závislá na adiabatickém mocniteli. Tím pádem jí také lze vypočítat pomocí měrné tepelné kapacity a teploty vzduchu na výstupu podle vzorce (5.5):

$$a_{out} = \sqrt{(\kappa - 1)c_{p_{out}}T_{out}} \quad (5.5)$$

Machovo číslo se vypočítá z tlaku vystupujícího vzduchu a okolního tlaku podle vzorce (5.6):

$$M_{out} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_{nozzle}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (5.6)$$

Na obrázku 30 je závislost rychlostí vystupujícího vzduchu na otáčkách.

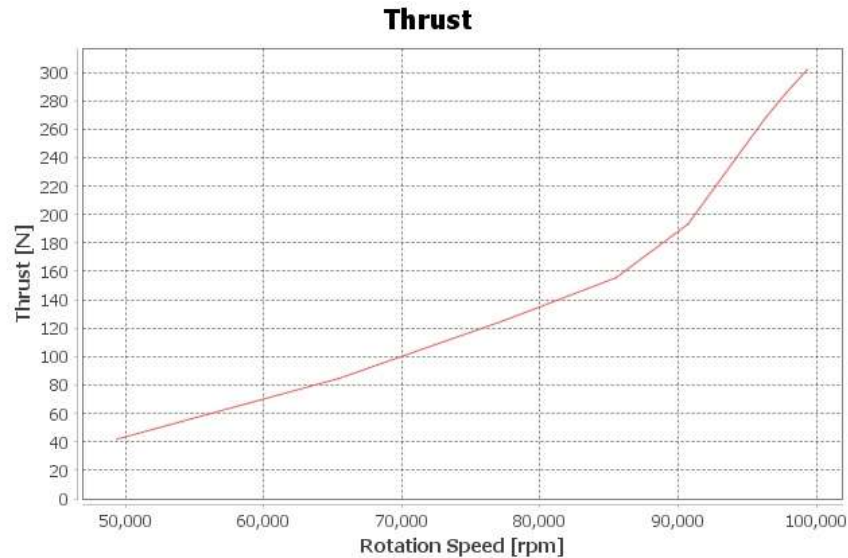


Obrázek 30 Závislost rychlostí vystupujícího vzduchu z trysky na otáčkách motoru

Měrnou tepelnou kapacitu vzduchu lze aproximovat dle vzorce (5.7) v závislosti na teplotě, kde $A = 2.75462 * 10^{-10}$, $B = 1.91142 * 10^{-6}$, $C = 3.29421 * 10^{-3}$, $D = 1.33736$, $E = 3653.59$:

$$C_{pi} = 0.2871 * (A * T_i^4 - B * T_i^3 + C * T_i^2 - D * T_i + E). \quad (5.7)$$

Na obrázku 31 je znázorněná závislost vypočtené tahové síly motoru na otáčkách.



Obrázek 31 Závislost tahové síly na otáčkách motoru

5.2 Termodynamická účinnost motoru

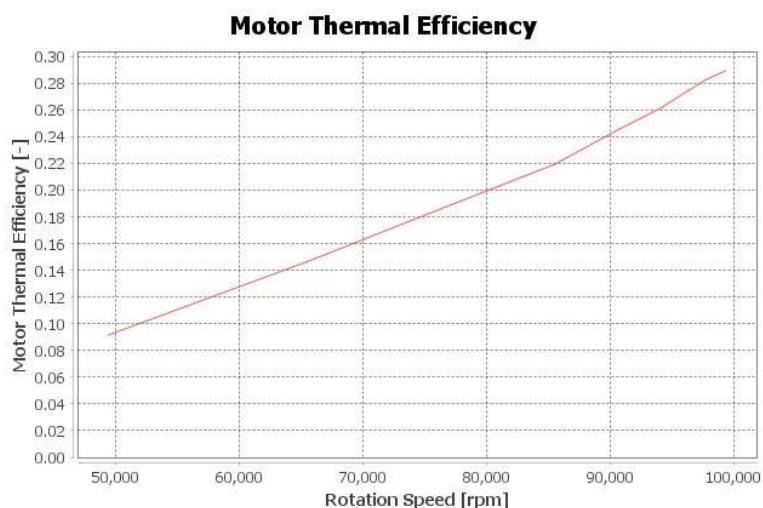
Další důležitou charakteristikou motoru je jeho termodynamická účinnost. Díky tomu, že tento motor má rychlost vstupujícího vzduchu zanedbatelnou a používá kompresor, lze tento motor řešit jako ideální. Tím pádem pro výpočet lze použít vzorec (5.8):

$$\eta_{th} = 1 - \left[\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2 \right) \right]^{-1}. \quad (5.8)$$

Kvůli tomu, že motor má nulovou rychlost, lze M_0^2 považovat za nulu. Tudíž lze vzorec (5.8) upravit:

$$\eta_{th} = 1 - \pi_c^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}}. \quad (5.9)$$

Podle toho vzorce je vidět, že při růstu komprese kompresoru π_c roste i účinnost toho motoru. Tato závislost je znázorněná na obrázku 32.



Obrázek 32 Závislost termodynamické účinnosti na otáčkách motoru

5.3 Termodynamická účinnost reálného motoru

Termodynamická účinnost reálného motoru je parametr, který lze vyjádřit jako poměr využití energie vzduchem na výstupu pro tah motoru, která se rovná změně kinetické energie vzduchu mezi výstupem a vstupem, ku energii, která se uvolní při spalování paliva:

$$\eta_t = \left[(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \frac{u_{out}^2}{2} - \dot{m}_a \frac{u_{in}^2}{2} \right] / (\dot{m}_f Q). \quad (5.10)$$

Kvůli tomu, že motor je připevněn ke stolu, tak je kinetická energie vzduchu na vstupu zanedbatelná:

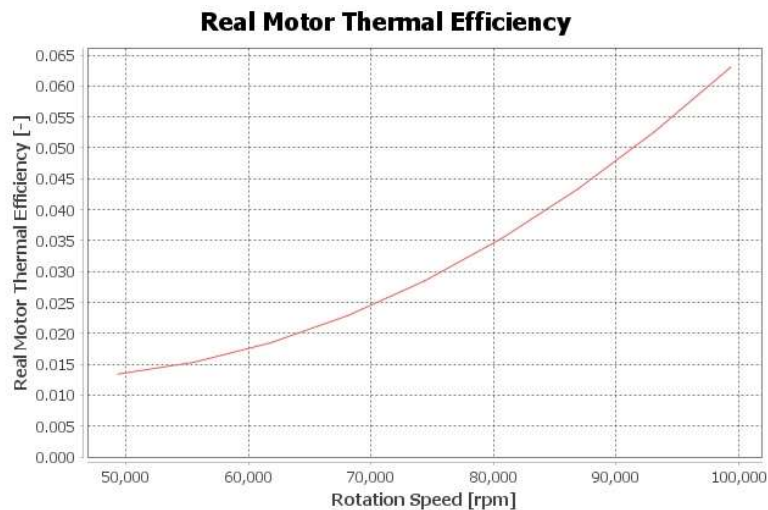
$$\eta_t = \left[(\dot{m}_a + \dot{m}_f) \frac{u_{out}^2}{2} \right] / (\dot{m}_f Q). \quad (5.11)$$

Přivedené teplo je teplo, které pracovní látka dostane při spalování paliva a je rovná rozdílu entalpie plynu ve spalovací komoře $H_3 - H_2$. Toto teplo lze vyjádřit jako součin změny měrné entalpie $h_3 - h_2$ a hmotnostního toku pracovní látky. Tím pádem lze vzorec (5.11) vyjádřit jako poměr měrné kinetické energie vzduchu na výstupu z trysky ku změně měrné entalpie pracovní látky.

$$\eta_t = \frac{u_{out}^2/2}{h_3 - h_2} \quad (5.12)$$

Naměřená data jsou interpolovaná metodou nejmenších čtverců a znázorněná na obrázku 33. Rovnice této křivky je

$$\eta_t = 1.5645 * 10^{-11} * n^2 - 1.333 * 10^{-6} * n + 0.0411 . \quad (5.13)$$

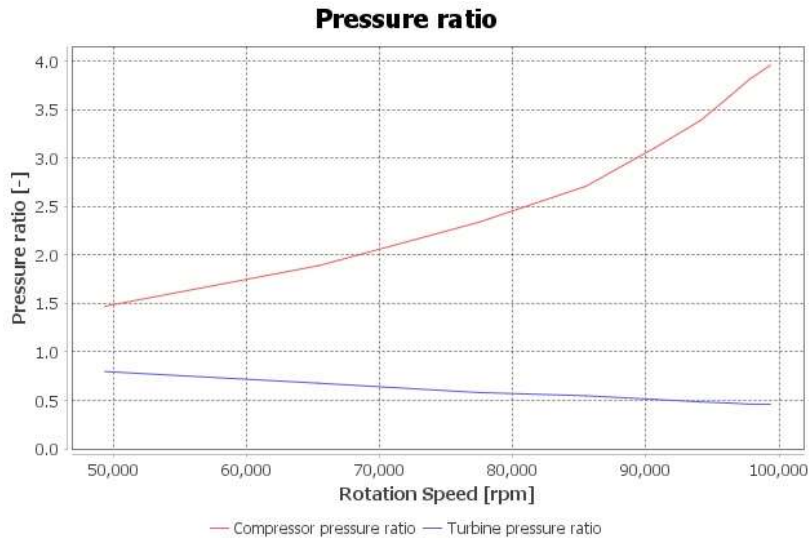


Obrázek 33 Závislost reálné termodynamické účinnosti na otáčkách motoru

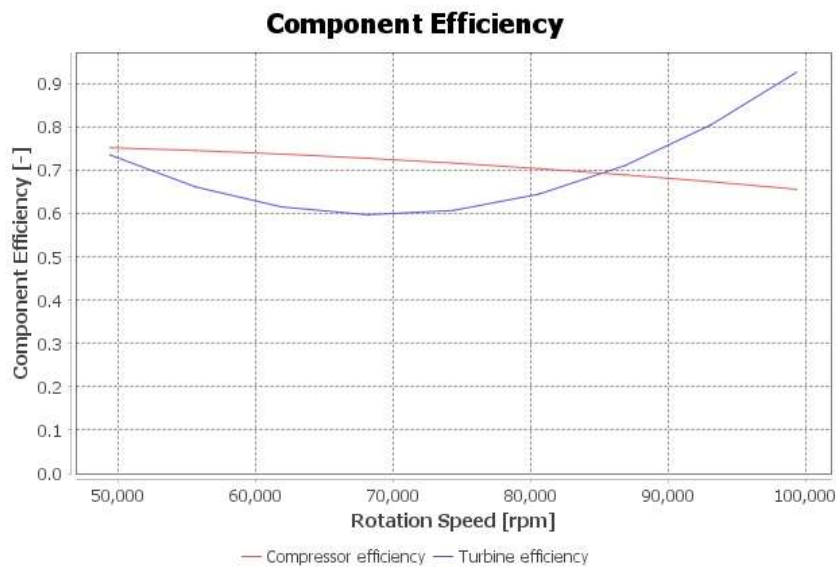
5.4 Kompresor a turbína

Z naměřených dat lze určit stlačování kompresoru a turbíny, tj. poměry tlaků π_c a π_t , které jsou znázorněné na obrázku 34.

Také na obrázku 35 jsou znázorněné termodynamické účinnosti kompresorů a turbíny. Ta data jsou taky interpolovaná metodou nejmenších čtverců.



Obrázek 34 Závislost stlačení kompresoru a turbíny na otáčkách motoru



Obrázek 35 Závislost účinností komponent motoru na otáčkách

Rovnice, která popisuje závislost π_c na otáčkách motoru je

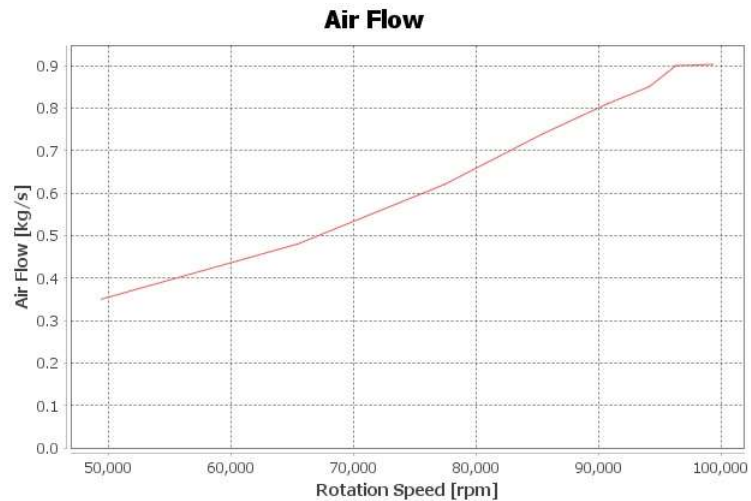
$$\pi_c = -1.9863 \cdot 10^{-11} \cdot n^2 + 1.0367 \cdot 10^{-6} \cdot n + 0.7489, \quad (5.14)$$

když rovnice, která popisuje π_t je

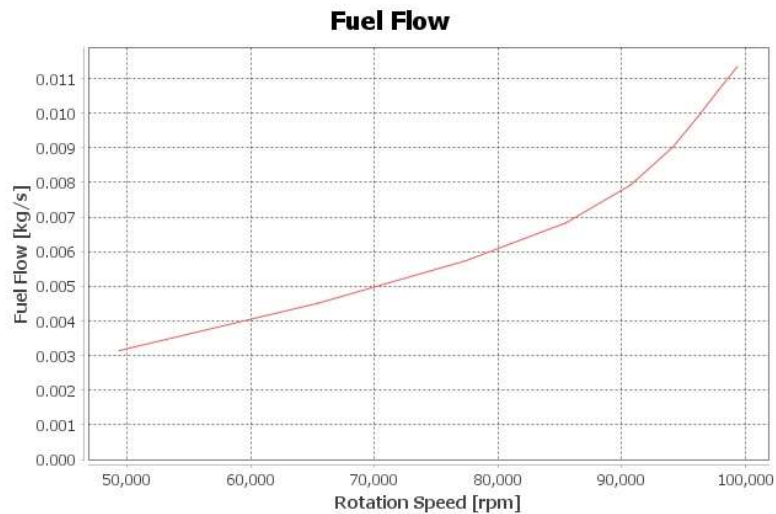
$$\pi_t = 3.581 \cdot 10^{-10} \cdot n^2 + 4.944 \cdot 10^{-5} \cdot n + 2.3029. \quad (5.15)$$

5.5 Další parametry motoru

Z naměřených dat lze také udělat závislosti hmotnostního toku vzduchu (obrázek 36) a paliva (obrázek 37) na otáčkách.



Obrázek 36 Závislost hmotnostního toku vzduchu na otáčkách motoru



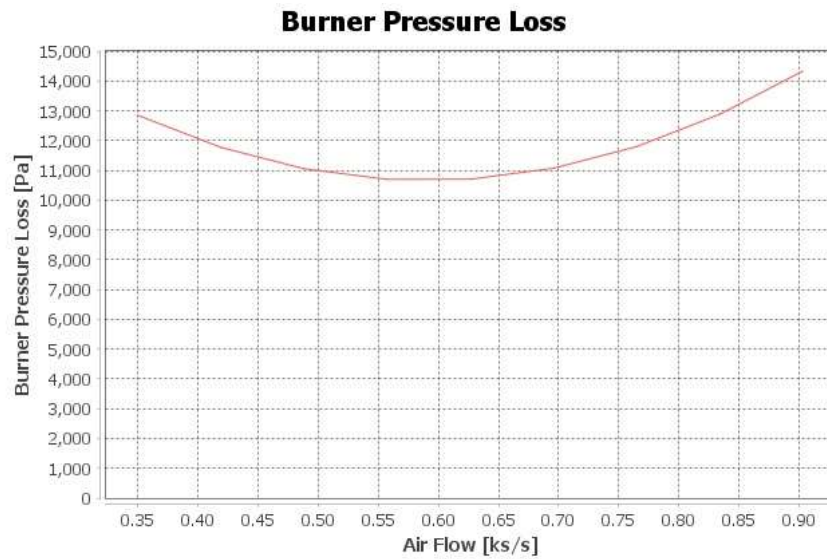
Obrázek 37 Závislost hmotnostního toku paliva na otáčkách motoru

Další charakteristika motoru je tlakový spád spalovací komory, který je znázorněn na obrázku 38. Také na obrázku 39 je znázorněn tlakový spád na vstupu do motoru. Ta data jsou taky interpolovaná metodou nejmenších čtverců. Rovnice popisující tlakových ztrát komory v závislosti na hmotnostním toku vzduchu je

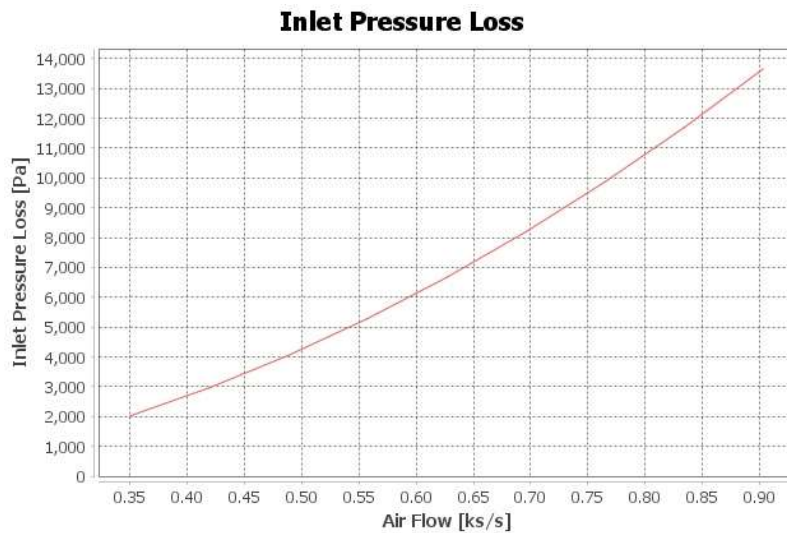
$$\Delta p_b = 37713.4 * \dot{m}_a^2 - 44570 * \dot{m}_a + 23825.2, \quad (5.16)$$

když rovnice, která popisuje závislost tlakového spadu na vstupu je

$$\Delta p_{in} = 15361.9 * \dot{m}_a^2 + 1783.1 * \dot{m}_a - 482.6 . \quad (5.17)$$



Obrázek 38 Závislost tlakových ztrát ve spalovací komoře v závislosti na hmotnostním toku vzduchu



Obrázek 39 Závislost tlakových ztrát na vstupu do motoru v závislosti na hmotnostním toku vzduchu

6. Závěr

V teoretické části této práce byly probrané různé varanty konstrukcí proudových motorů a jejich princip. Také byli ukázané základní vzorce pro výpočet tahové síly motoru. Dále byl popsán měřený proudový motor CM-14 a to včetně jeho konstrukce a oběhu. Také byly popsáné jeho důležité parametry.

Následně byl stručně popsán Braytonův oběh, kde byl popsán vliv různých komponent motoru na tepelný oběh a parametry těchto komponent. Také bylo stručně popsáno chování pracovní látky při forsáži motoru, i když motor CM-14 tyto funkce nemá.

V praktické části byly experimentálně naměřeny některé parametry motoru CM14 a z toho byly vypočtené všechny ostatní. Pak z nich byly vykresleny grafy, kde byli znázorněné závislosti těchto parametrů na otáčkách motoru.

Výsledky výpočtů zhruba odpovídají očekáváním. Veškeré nepřesnosti ve výpočtech jsou vázané primárně na nepřesnosti obdržené z naměřených dat hlavně při nízkých otáčkách. Při nízkých otáčkách a také v mezistavech senzor za turbínou je poměrně hodně ohřátý a rozdíl teplot měřených tímto senzorem a senzorem ve spalovací komoře je relativně malý, jako by tam žádná turbína nebyla. Při vysokých otáčkách bylo zjištěno, že dochází jen k malým nepřesnostem měření.

Použita literatura

[1] Saeed Farokhi. Aircraft Propulsion. John Wiley & Sons, Incorporated. 2014. 1048 s.
ISBN 9781118806777

[2] Instruction Manual Jet engine CM14 ISSUE 15. Armfield Ltd. 2019.

Seznam obrázku

Obrázek 1 Motor PW4000 [1].....	8
Obrázek 2 Schéma motoru J57, který byl použit pro pohon B-52 a F-4 Fantom [1]	9
Obrázek 3 Schéma spalovací komory [1].....	9
Obrázek 4 Motor EJ200 v řezu [1].....	9
Obrázek 5 Schéma chladicího systému motoru [1]	10
Obrázek 6 Turbovrtulový motor [1].....	11
Obrázek 7 Motor pro vrtulník [1]	11
Obrázek 8 Rozložení sil [1].....	12
Obrázek 9 Rovnováha, která popisuje propulzní účinnost [1].....	12
Obrázek 10 Závislost propulzní účinnost na poměru rychlostí [1].....	12
Obrázek 11 Schéma motoru CM-14 [2].....	13
Obrázek 12 Schéma senzorů motoru CM-14 [2].....	13
Obrázek 13 Výkres clony [2].....	15
Obrázek 14 Schéma motoru CM-14 [2].....	15
Obrázek 15 Grafický interface programu Armfield [2]	16
Obrázek 16 Otáčky motoru při startu [2].....	16
Obrázek 17 Tepelný oběh motoru CM-14 [2]	17
Obrázek 18 h-s diagram chování vzduchu ve vstupním ústrojí motoru [1]	18
Obrázek 19 Chování vzduchu před vstupním ústrojí motoru [1].....	20
Obrázek 20 h-s diagram chování vzduchu ve kompresoru [1].....	20
Obrázek 21 Rozšířený h-s diagram chování vzduchu ve kompresoru [1].....	21
Obrázek 22 Schéma spalovací komory [1]	23
Obrázek 23 h-s diagram chování vzduchu ve spalovací komoře [1]	24
Obrázek 24 h-s diagram chování vzduchu ve turbíně [1]	25
Obrázek 25 h-s diagram chování vzduchu ve turbíně včetně chlazení [1]	26
Obrázek 26 Schéma trysky [1].....	27
Obrázek 27 Diagram změny tlaku ve trysce [1].....	27
Obrázek 28 h-s diagram chování vzduchu ve trysce [1].....	28
Obrázek 29 h-s diagram chování vzduchu při přidavném spalování [1]	30
Obrázek 30 Závislost rychlostí vystupujícího vzduchu z trysky na otáčkách motoru	33
Obrázek 31 Závislost tahové síly na otáčkách motoru.....	34
Obrázek 32 Závislost termodynamické účinnosti na otáčkách motoru.....	35
Obrázek 33 Závislost reálné termodynamické účinnosti na otáčkách motoru.....	36
Obrázek 34 Závislost stlačení kompresoru a turbíny na otáčkách motoru	37
Obrázek 35 Závislost účinností komponent motoru na otáčkách	37
Obrázek 36 Závislost hmotnostního toku vzduchu na otáčkách motoru	38
Obrázek 37 Závislost hmotnostního toku paliva na otáčkách motoru	38
Obrázek 38 Závislost tlakových ztrát ve spalovací komoře.....	39
Obrázek 39 Závislost tlakových ztrát na vstupu do motoru	39

Seznam tabulek

Tabulka 1 Seznam senzorů teplot a tlaku	14
---	----

Přílohy

Příloha 1 - Vypočtené parametry

Otáčky [ot/min]	Hmotnostní tok vzduchu [kg/s]	Hmotnostní tok paliva [g/s]	Rychlost spalin za tryskou [m/s]	Tahová síla [N]
49368	0.35	3.14	118.6	41.88
65423	0.48	4.5	174.46	84.53
77397	0.62	5.73	200.34	125.36
85491	0.74	6.83	208.14	155.45
90709	0.81	7.92	236.25	193.24
94121	0.85	9.01	277.98	238.79
96328	0.9	9.97	294.56	268.04
97800	0.91	10.65	313.06	285.41
99338	0.92	11.34	330.23	301.94

Otáčky [ot/min]	Termodynamická účinnost motoru [-]	Reálná termodynamická účinnost motoru [-]	Poměr stlačování kompresoru [-]	Poměr stlačování turbíny [-]
49368	0.0915	0.0114	1.47	0.8
65423	0.146	0.0252	1.89	0.68
77397	0.19	0.0345	2.34	0.58
85491	0.212	0.0362	2.71	0.54
90709	0.2455	0.043	3.11	0.51
94121	0.2615	0.0561	3.39	0.48
96328	0.2745	0.0586	3.65	0.47
97800	0.283	0.0618	3.82	0.46
99338	0.289	0.065	3.96	0.46

Otáčky [ot/min]	Termodynamická účinnost kompresoru [-]	Termodynamická účinnost turbíny [-]	Tlakový spád vstupu [Pa]	Tlakový spád spalovací komory [Pa]
49368	0.75	0.78	2000	11720
65423	0.74	0.52	4000	13910
77397	0.71	0.51	6400	9160
85491	0.69	0.82	9300	9160
90709	0.69	0.9	11100	13910
94121	0.67	0.85	12100	13620
96328	0.665	0.82	13600	15030
97800	0.666	0.87	13600	13670
99338	0.65	0.84	13600	13900