



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## ENERGETICKÝ ÚSTAV

ENERGY INSTITUTE

# NÁVRH PROUDOVÉHO MOTORU DO 1 KN TAHU S VODÍKEM JAKO PALIVEM

DESIGN OF HYDROGEN JET ENGINE TO 1KN THRUST

## DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

## AUTOR PRÁCE

AUTHOR

**Bc. Karel Mikulenka**

## VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

**Ing. Jiří Škorpík,  
Ph.D.**

**BRNO 2023**



# Zadání diplomové práce

Ústav: Energetický ústav  
Student: **Bc. Karel Mikulenka**  
Studijní program: Energetické a termofluidní inženýrství  
Studijní obor: Energetické inženýrství  
Vedoucí práce: **Ing. Jiří Škorpík, Ph.D.**  
Akademický rok: 2022/23

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

## Návrh proudového motoru do 1 kN tahu s vodíkem jako palivem

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Změny palivové základny se týkají i pohonů v letectví. Pro velká letadla v současné době neexistuje alternativa v elektrických pohonech a očekává se, že pro letectví bude nutné vyvinout pohony na alternativní chemická paliva, přičemž nejpravděpodobnější jsou vodíková paliva. V této práci by měl být shrnut dosavadní stav vývoje leteckých motorů na vodík a základní návrh lopatkových částí takového motoru.

### Cíle diplomové práce:

- (1) Rešerše současného stavu vývoje vodíkových motorů.
- (2) Termodynamický návrh oběhu vodíkového motoru zadaných parametrů.
- (3) Návrh lopatkových částí motoru.
- (4) Pokusit se o predikci provozních charakteristik motoru, případně porovnat vlastnosti vodíkového motoru s dosavadními typy motorů.

### Seznam doporučené literatury:

ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. Letadlové motory. Vyd. 2. Praha: Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.

KADRNOŽKA, Jaroslav. Tepelné turbíny a turbokompresory: Základy teorie a výpočtů. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2004. ISBN 80-7204-346-3.

KOUSAL, Milan. Spalovací turbíny. 2., zcela přeprac. vydání. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1980.

HOCKO, Marián. Transformace leteckých lopatkových motorů na spalovací turbíny, 2012. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, ISBN 978-80-261-0218-2.

MATTINGLY, Jack, HEISER, William, PRATT, David, Aircraft Engine Design, 2002. Second edition. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, ISBN 1-56347-538-3.

MILLER, Jay. Skučí dílny firmy Lockheed: prvních padesát let. Plzeň: Laser, 1999. Armády. ISBN 80-7193-046-6.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jiří Pospíšil, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## **ABSTRAKT**

V této práci je čtenář obeznámen s historickým vývojem leteckých turbínových motorů využívajících vodík jako palivo. Je proveden výpočet tepelného oběhu malého motoru s tahem do 1 kN, jenž je v dnešní době využíván pro balistické střely nebo cvičné drony. Na základě zadaných parametrů je vybrán typ kompresoru, a sice radiální. Výpočet parametrů radiálního kompresoru a jeho kontrola v software EES. Uvedení problematiky spalovacích komor pro letecké motory a výpočet bilance spalovací komory. Výpočet turbínové části motoru a návrh jejího lopatkování. Výpočet trysky pro expanzi do atmosféry a příslušný tah motoru. Porovnání dosavadních projektů zabývajících se vodíkovým pohonem v letectví s jejich konvenčním protějškem a porovnání jejich proveditelnosti vůči projektům, využívajícím jiných obnovitelných paliv.

### **Klíčová slova**

Letecký motor, proudový motor, vodík, vodíkový motor, vodíkové palivo, turbínový motor, motor do 1 kN, radiální kompresor, spalovací komora, axiální letecká turbína, tryska, obnovitelná paliva, SAF

## **ABSTRACT**

This thesis includes a brief history of jet engines using hydrogen as fuel. Calculation of thermodynamics of small engine with thrust up to 1 kN which is in modern day used in practice drones or ballistic missiles will be conducted. Given initial parameters compressor selected is of radial type. Calculation of radial compressor and its verification in EES software. Issue of combustion chambers is presented and calculation of chamber balance is carried out. Computation of turbine and blading layout. Proposal of jet for expansion into atmosphere and engine thrust. Comparison of contemporary projects researching hydrogen propulsion in aerospace with their conventional counterparts and assessing their feasibility compared to other types of renewable fuels.

### **Key words**

Aircraft engine, jet engine, hydrogen, hydrogen engine, hydrogen fuel, turbine engine, engine with 1 kN thrust, radial compressor, combustion chamber, axial aerospace turbine, jet, renewable fuel, SAF

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

MIKULENKA, Karel. *Návrh proudového motoru do 1 kN tahu s vodíkem jako palivem* [online]. Brno, 2023 [cit. 2023-05-23]. Dostupné z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/145761>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Energetický ústav. Vedoucí práce Jiří Škorpík.

## **PROHLÁŠENÍ**

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma **Návrh proudového motoru do 1 kN tahu s vodíkem jako palivem** vypracoval(a) samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu, který tvoří přílohu této práce.

.....  
Datum

.....  
*Jméno a příjmení*

## **PODĚKOVÁNÍ**

Děkuji tímto Ing. Jiřimu Škorpíkovi Ph.D. za cenné připomínky a rady, které mi poskytl(a) při vypracování závěrečné práce.



## OBSAH

ÚVOD.....	10
1 Proudový motor.....	11
1.1 Popis funkce.....	11
1.2 Konfigurace proudových lopatkových motorů.....	12
1.2.1 Jednoprúdový motor (Turbojet).....	12
1.2.2 Dvoprúdový motor (Turbofan).....	12
1.2.3 Turbovrtulový motor (Turboprop).....	13
1.3 Vývoj vodíkových motorů.....	14
1.3.1 Projekt Suntan.....	14
1.3.2 Tu-155.....	17
2 Tepelný cyklus motoru.....	18
3 Kompresor.....	22
3.1 Kompresory leteckých motorů.....	22
3.2 Odstředivý kompresor.....	23
3.3 Návrh kompresoru.....	24
3.3.1 Návrh oběžného kola.....	24
3.3.2 Návrh bezlopatkového difuzoru.....	27
3.3.3 Návrh lopatkového difuzoru.....	29
4 Spalovací komora.....	33
4.1 Komponenty spalovací komory.....	34
4.2 Typy spalovacích komor.....	35
4.2.1 Trubková.....	35
4.2.2 Trubkově-anulární.....	35
4.2.3 Anulární.....	36
4.3 Bilance spalovací komory.....	36
5 Turbína.....	38
5.1 Návrh turbíny.....	38
5.1.1 Výpočet parametrů proudu na středním průměru.....	39
5.1.2 Návrh rotorové lopatkové mříže na středním průměru.....	42
5.1.3 Kontrola součinitelů ztráty rychlosti ve statorové mříži.....	42
5.1.4 Kontrola součinitelů ztráty rychlosti v rotorové mříži.....	43
5.1.5 Návrh lopatkování rotoru.....	44
6 Tryska.....	47
6.1 Návrh trysky.....	47
7 Porovnání současných leteckých motorů s vodíkovým motorem.....	49
7.1 Novodobé projekty letadel na vodíkový pohon.....	49
7.2 Srovnání vodíku s konvenčním palivem v leteckém motoru.....	50
ZÁVĚR.....	52

## **ÚVOD**

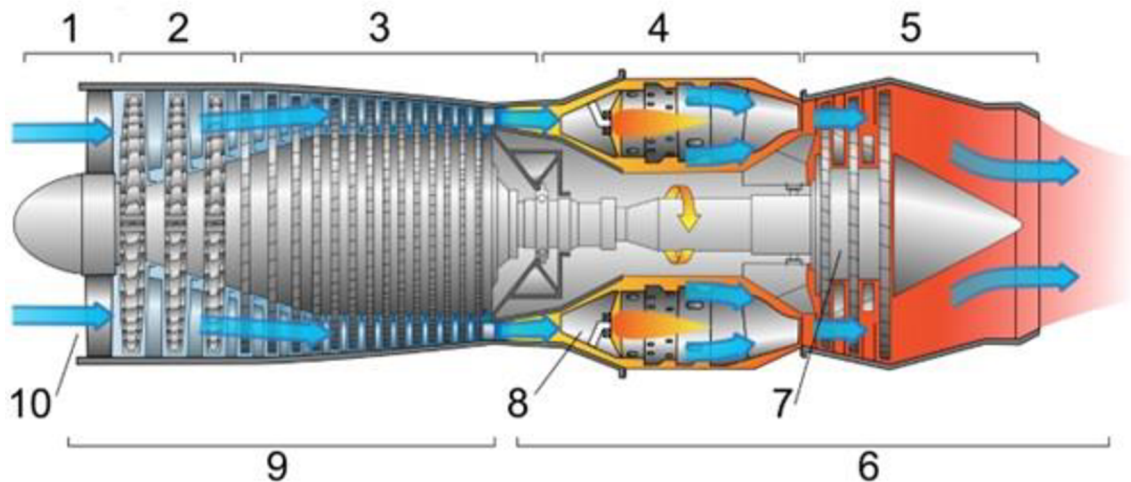
S novodobým trendem snižování emisí skleníkových plynů v leteckém odvětví znovu vstoupila do popředí myšlenka motoru, poháněného vodíkem, jelikož při použití tohoto paliva nevznikají žádné emise CO<sub>2</sub>. V historii tyto pokusy o palivovou revoluci nedosáhly zdárného konce. Úlohou této práce je spočítat parametry pro takový motor, zvláště pak rozměry jeho lopatkových částí, zhodnotit jeho výhody či nevýhody a posoudit, zdali již nastala doba vodíkového pohonu, nebo zdali bude znovu odsunuta do pozadí a bude dána přednost jiným obnovitelným druhům paliv, jako jsou například biopaliva. Během toho bude odpovězeno několik otázek, které v souvislosti s povahou práce vyvstávají, a sice nakolik se konstrukce jednotlivých částí motoru poháněného vodíkem liší od motoru poháněného leteckým benzínem, a jak je nutné změnit jeho nejdůležitější komponenty, jako jsou kompresor, spalovací komora, turbína a tryska.

## 1 Proudový motor

### 1.1 Popis funkce

Proudový motor funguje na základě tří hlavních dějů, které jsou komprese nasátého vzduchu, spalování směsi vzduchu a paliva, expanze produkovaných plynů a transformace části jejich energie v turbíně, přičemž zbytek energie plynů pohání letadlo na principu akce a reakce. Kompresor je poháněn turbínou, ke které je připojen společnou hřídelí. U pístového motoru jsou 4 základní děje sání, komprese, hoření a výfuk, které se v každém z válců mění v čase. V proudovém motoru narozdíl od motoru pístového však všechny děje probíhají současně a mění se jen místo, kde se tyto děje odehrávají.

Podrobněji jsou jednotlivé sekce motoru popsány na obrázku:



Obr. 1-1 Řez proudovým motorem [1]

- 1) vstup
- 2) nízkotlaký kompresor
- 3) vysokotlaký kompresor
- 4) spalování
- 5) výtoková dýza
- 6) horká fáze
- 7) nízko- a vysokotlaká turbína
- 8) spalovací komora
- 9) studená fáze
- 10) sání

Tah motoru zajišťuje dýza na výstupu, na které plyn rozpínáním přeměňuje vnitřní a tlakovou energii na kinetickou. Celkový tlak a teplota se v trysce nemění ale jejich statické hodnoty v jednotlivých bodech postupně klesají se vzrůstající vzdáleností od jádra. Rychlost média na vstupu do trysky je relativně nízká z důvodu minimalizace tlakových ztrát. Teplota na vstupu může být v minimech srovnatelná s teplotou okolního vzduchu a v maximech může dosahovat teplot 1000 K v případě nadzvukového letounu nebo 2200 K v případě přídatného spalování. Kompresní poměr mezi vstupem do trysky a okolním vzduchem se pohybuje od 1,5 pro motory s jednostupňovým kompresorem do 30 pro nadzvukové letouny.

Z fyzikálního hlediska motor funguje na základě Newtonova 3. zákona akce a reakce, kde lopatky proudového motoru urychlují pracovní plyn jedním směrem a ty pohánějí letoun opačným. Tah pak vychází z rovnice zachování hybnosti jako:

$$F = \dot{m}_{out} \cdot v_{out} - \dot{m}_{in} \cdot v_{in} \quad (1.1)$$

Většina proudových motorů je koncipována tak, aby výstupní tlak byl roven tomu vstupnímu. Pokud tomu tak není, je k rovnici síly nutno připočítat rozdíl tlaků působící na plochu výstupní dýzy. Výsledná rovnice pro sílu pohánějící letadlo je tak:

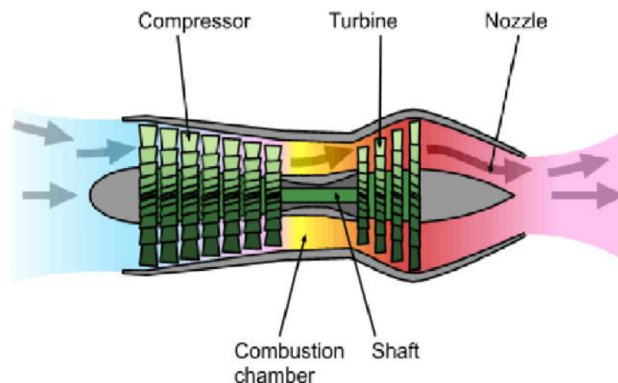
$$F = \dot{m}_{out} \cdot v_{out} - \dot{m}_{in} \cdot v_{in} + (p_{in} - p_{out}) \cdot A \quad (1.2)$$

Hlavními výhodami oproti pístovým motorům jsou nižší hmotnost a objem při srovnatelném výkonu a vyšší účinnost při vyšších otáčkách.

## 1.2 Konfigurace proudových lopatkových motorů

### 1.2.1 Jednoproudový motor (Turbojet)

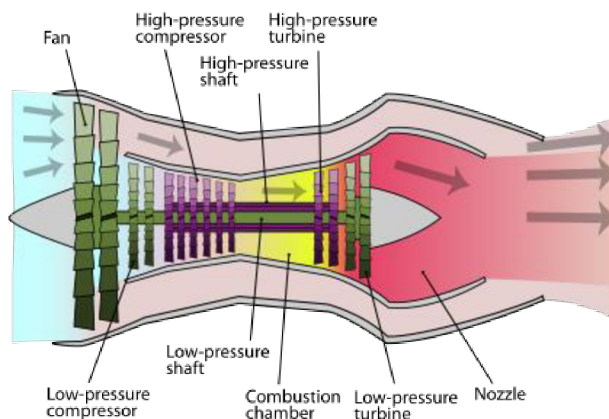
Vyvinut jako první z proudových motorů jedná se o konstrukčně nejjednodušší typ motoru. Kompresor má axiální či radiální stupně nebo jejich kombinaci. Složitější motory mohou mít dvě soustředné hřídele, přičemž na vnitřní hřídeli, vedoucí k vnějším stranám, je nízkotlaký kompresor a nízkotlaká turbína a na hřídeli, rotující dále od středu, je připojen vysokotlaký kompresor a turbína. Veškerý vzduch vstupující sáním prochází rovněž kompresorem, spalovací komorou a turbínou narozdíl od jiných typů, zmíněných dále. Využití takovýchto motorů našly v raných fázích vývoje letouny, v dnešní době spíše nepilotované drony, střely s plochou dráhou letu, vysokorychlostní automobily modelářské rakety a pyrotechnika, a to právě díky své jednoduchosti a relativně nízké ceně v porovnání s komplexnějšími typy. Modifikované modely motorů pak také našly neletecké uplatnění jako energetické centrály v elektrárnách, ale i jako pohony námořních plavidel, lokomotiv nebo tanků.



Obr. 1-2 Schéma turbojet [1]

### 1.2.2 Dvouproudový motor (Turbofan)

Za účelem zvýšení účinnosti byl v návaznosti na jednoproudový motor vyvinut dvouproudový. Ten se liší počtem kanálů toku vzduchu motorem. Na společnou hřídel je před kompresor připojen jeden nebo více lopatkových stupňů, které vedou jeden proud vzduchu k jádru motoru s turbínou a druhý kolem něj. Před výstupní dýzou se pak proudy opět spojují. Kolik vzduchu putuje kterým proudem, určuje tzv. obtokový poměr (Bypass Ratio-BPR). Turbofan motory se dělí na motory s nízkým obtokovým poměrem (Low-bypass ratio), jejichž hodnota BPR je 2:1 a nižší, a na motory s vysokým obtokovým poměrem (High-bypass ratio), jejichž hodnota BPR v moderních typech motorů dosahuje až 12:1, což znamená, že na každý díl vzduchu putujícím jádrem motoru připadá 12 dílů vzduchu, které putují obtokovým kanálem.

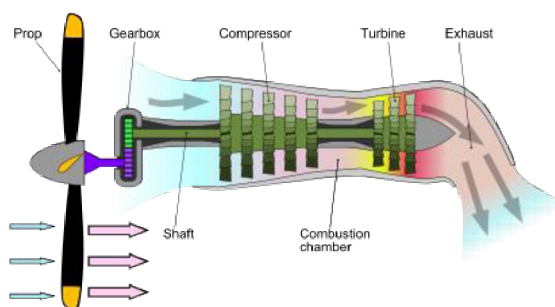


Obr. 1-3 Schéma turbofan [1]

Lopátkové stupně před kompresorovou částí (větrák) pohánějí velké množství vzduchu okolo jádra motoru, ale udělují mu menší zrychlení, než jakého dosahuje vzduch proudící jádrem. Proto je dvouproudový motor vhodnější pro rychlosti letu relativně nižší než letouny s jednoproudovými motory, ale relativně vyšší než motory turbovrtulové.

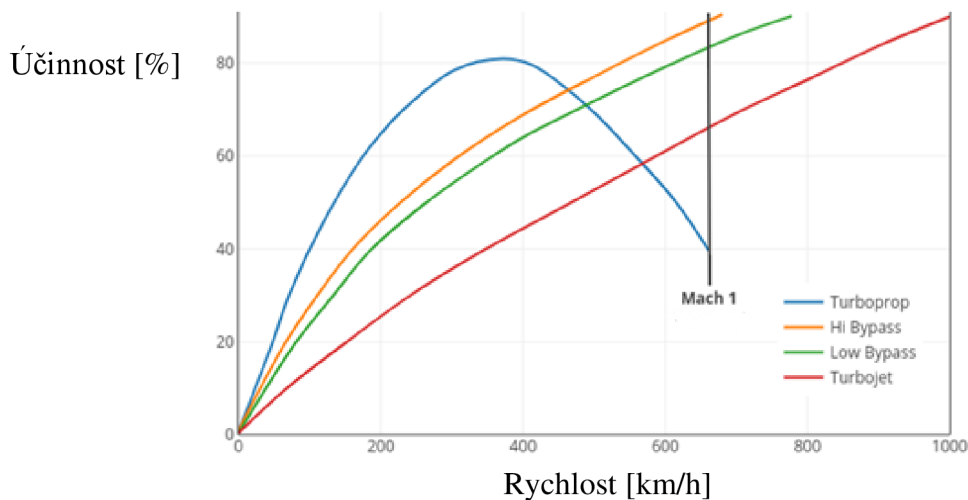
### 1.2.3 Turboprtulový motor (Turboprop)

Konstrukce je podobná jednoproudovému motoru s tím rozdílem, že před kompresorovou část je přes spojku předřazena vrtule. Turbína odebírá větší množství energie plynu, než je nutné k pohonu kompresoru, proud spalin z výtokové trysky se tak podílí na tahu jen minimálně (cca. 10 % celkového tahu). Tah je při nižších rychlostech zajištěn především vrtulí, při vyšších rychlostech se zvyšuje poměr tahu zajišťovaného výtokovou tryskou, ale stále platí, že většinu tahu produkuje vrtule. Spojka redukuje vysoké otáčky hřídele na nižší a zvyšuje točivý moment vrtule, která má zpravidla konstantní otáčky a proměnný sklon lopatek. Obtokové poměry turboprtulových motorů se pohybují od 50–100, i když tok vzduchu okolo jádra motoru je hůře definovatelný než u dvouproudového motoru.



Obr. 1-4 Schéma turboprop [1]

Následující graf zobrazuje účinnosti jednotlivých motorů v závislosti na jejich rychlosti letu.



Obr. 1-5 Graf závislosti účinnosti typů motoru na rychlosti letu [1]

### 1.3 Vývoj vodíkových motorů

#### 1.3.1 Projekt Suntan

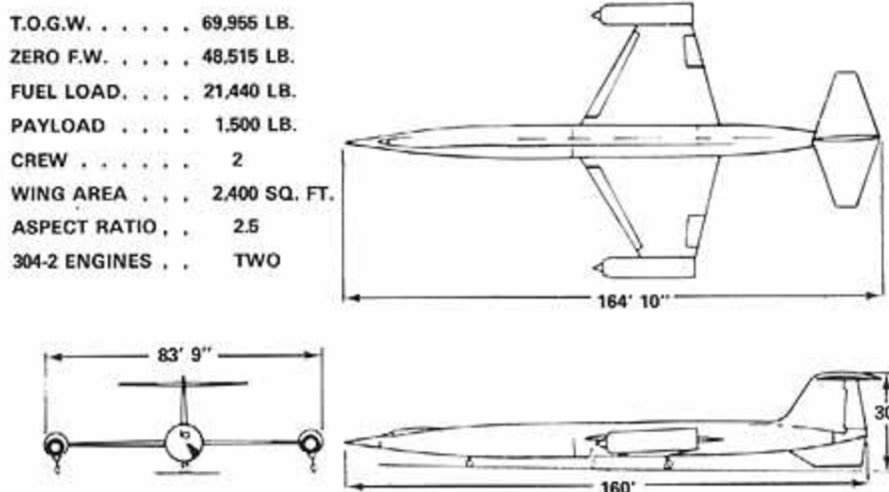
Již před koncem druhé světové války začaly úvahy o využívání kapalného vodíku jako pohonu pro letadla. Největší vliv na začátek vývoje měla studie provedená Alexisem Lemmonem ml. pro americký Úřad vědeckého výzkumu a vývoje v roce 1944. V ní Lemmon, po zveřejnění knižní verze roku 1945, uvedl, že z mnoha zkoumaných látek má největší měrný impuls právě směs kapalného vodíku a kapalného kyslíku. Jeho kniha spolu s informacemi získanými z německých experimentů s kapalným kyslíkem se v této poválečné době staly hlavním zdrojem údajů o pohonných hmotách. [2] Ty nabyly aktuálnosti díky zájmu a výzkumu nových pohonů.

Jeden z těchto nových pohonů zajímal americké námořnictvo, které chtělo vodík využít v raketách, které by dopravovaly družice na oběžnou dráhu. Pro výzkumnou zprávu námořnictvo najalo soukromé společnosti, které shledaly, že myšlenka družic je uskutečnitelná a vodíkové pohonné systémy prakticky proveditelné. Zprávy o tomto počínání se nakonec donesly i letectvu a za nedlouho byly uzavřeny vládní kontrakty mezi těmito dvěma ozbrojenými složkami a několika soukromými společnostmi na stavbu prototypů pohonných jednotek na vodík. To vedlo k tomu, že roku 1949 vyzkoušely společnosti Aerojet Engineering a JPL první primitivní rakety na kapalný vodík.

Počáteční snahy nepřinesly žádný praktický užitek, a to z důvodu složité byrokracie na straně ozbrojených složek a rovněž špatné ekonomické situace, ve které se USA v tehdejší době nacházelo, ale program obdržel dostatečné financování, aby se udržel při životě až do roku 1950, kdy o něj byl znovu projeven zájem v souvislosti s válkou v Koreji. V té době pracovala vývojová kancelář USAF (americké letectvo) na několika programech zabývajících se novými pohonnými jednotkami, speciálními draky strojů pro výškové lety, využití vodíku coby paliva a dalších podpůrných systémech fungujících ve velkých výškách. Ve skunčích dílnách firmy Lockheed se tehdy pracovalo na Modelu CL-282, který dal vzniknout legendárnímu výzvědnému letounu U-2. [2]

Při práci na tomto letounu bylo zjištěno, že palivo JP4, které bylo v této aplikaci, se ve velkých výškách vlivem nízkého tlaku vypařuje, což snižuje celkový možný dolet letadla. Navržené řešení bylo méně těkavé palivo, ale tento problém zároveň opět zvýšil zájem o vodík.

Ještě než první U-2 vůbec vzlétl, změnilo USAF požadavky letounu z podzvukového stroje na nadzvukový, načež firmy, zabývající se vývojem draku a pohonu, navrhly stroj, jenž má být schopen dosahovat rychlosti 2,25 Mach. Studie provedená pro realizaci takového letounu brala v úvahu dvě verze, první, označená CL-325-1, měla přímé křídlo a dlouhý úzký trup s jednou vodíkovou nádrží. Druhá, s označením CL-325-2, byla menší v důsledku přidavných odhazovatelných nádrží. Obě z navržených verzí měly klasickou hliníkovou konstrukci. Projekt byl však zastaven kvůli nedůvěře letectva v kapacity nasmlouvaných firem (firma Garret se doposud zabývala pouze malými turbodmychadlovými motory s mnohem nižšími průtoky), USAF pouze nechalo vyhotovit závěrečnou zprávu, čímž úsilí skončilo.



Obr. 1-6 CL-400 rozměrová specifikace [2]

Zájem další vývoj v této oblasti znovu vzrostl až v roce 1956, kdy iritace letectva, podřízeného CIA, dosáhla vrcholu. USAF podepsala smlouvy se Skunčímí dílnami na vývoj a konstrukci draku letounu, schopného letu v cestovním režimu ve výšce 30292 metrů a rychlosti  $M=2,5$  s doletem 4070 km. Ty se zavázaly, že první vzlet se uskuteční již za 18 měsíců od podepsání smlouvy. V dalším jednání byl prodiskutována volba firmy zodpovědné za pohon draku, přičemž byly výběr zúžen na dvě možnosti a sice General Electric a Pratt & Whitney. Obě firmy dostaly 2 týdny na zpracování jejich návrhů, po jejichž prozkoumání byla zvolena Pratt & Whitney.

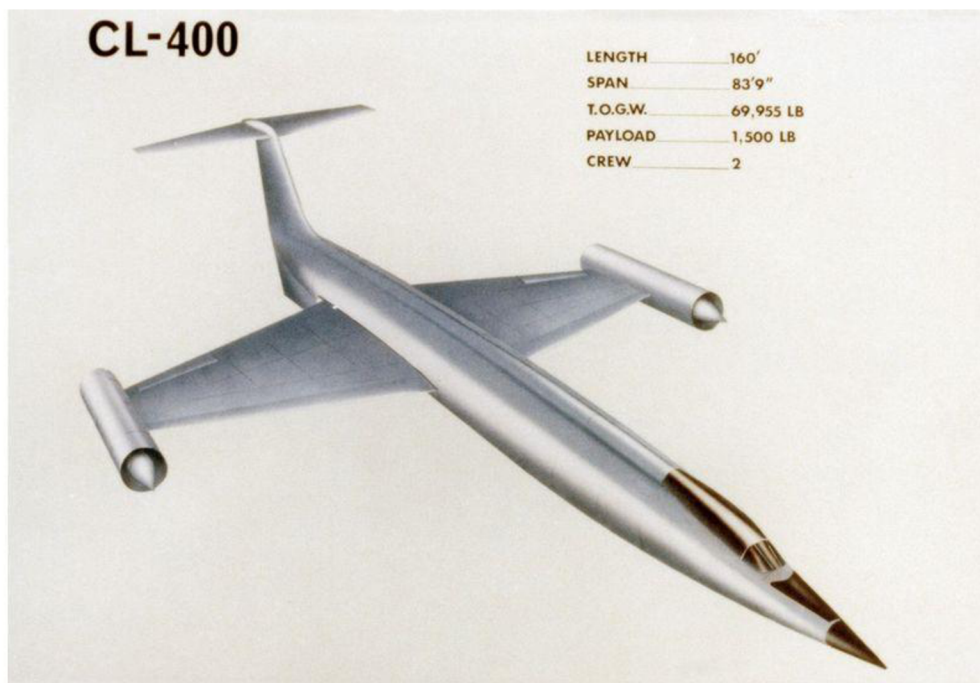
V následující smlouvě téhož roku mezi letectvem a Lockheedem, nadšeným z nového stroje nyní označovaného CL-400, bylo objednáno kromě 2 prototypů a jednoho zátěžového vzorku také 4 sériové letouny. Současně s tím vyvíjela firma Pratt & Whitney motor 304-2, dimenzovaný na tah 42030 N u hladiny moře. Motor vážil 2844 kg a dosahoval rychlosti Mach 2 ve výšce 30480 m a využíval atmosférického vzduchu ke spalování kapalného vodíku. Díky relativně malé účinnosti měl však motor dolet pouhých 4000 km, tento nedostatek nebyl nikdy zcela odstraněn.

První kus motoru byl dokončen v srpnu 1957 a v září byly zahájeny statické zkoušky modelu. Ty sestávaly z kontroly palivového systému, nejprve za použití dusíku, a mechanických pohyblivých částí především těsnění a ložisek. Poté byl zkoušen provoz s plynným i kapalným vodíkem, jehož výsledkem byl 4,5 hodiny činnosti motoru, z toho 38 minut na kapalný vodík. Další zkušební běhy motoru pokračovaly až do července dalšího roku, kdy závada na ložisku, turbíně a výměníku tepla zničila motor. Pár měsíců poté byl k statickým zkouškám vzat druhý exemplář Modelu 304-1 a zkušební spuštění proběhlo v lednu 1958. Tyto zkoušky už dopadly zdárně a víra ve vodík v řadách USAF i Pratt & Whitney narůstala.

Zatímco práce na motoru i draku letounu postupovaly kupředu, řešil tým USAF pracující na logistické stránce projektu problémy s výrobou a dopravou kapalného vodíku. Pro tyto účely byly nasmlouvány dvě další firmy, Cambridge Corporation zkonstruovala cisternové přívěsy pro přepravu vodíku a Air Products Corporation provozovala závod k jeho zkapaňování.

Po experimentální fázi pokračoval projekt dle plánu, podle kterého na něj bylo vyčleněno 95 milionů dolarů a v Lockheedu začala výroba prvních součástí. Na jejich výrobu bylo objednáno 4 km hliníkových výlisků, zatímco v MIT (Massachusettský technologický institut) pracovali na inerciálním naváděcím systému a Air Products Corporation stavělo další závod k výrobě vodíku ve West Palm Beach na Floridě. Postupně však začaly na povrch vyplývat technické problémy, především pak krátký dolet. Paradoxně Clarence Johnson, konstruktér, který v první řadě přesvědčil letectvo o projektu, došel po důkladnější analýze sestrojeného draku, pohonné jednotky a požadovaný průběh mise k závěru, že by se od projektu mělo upustit a dát přednost konvenčním uhlovodíkovým pohonům. Dle jeho slov: "...nacpali do trupu maximální možný objem, který pojme a dolet se přitom zvýšil jen o 3 %." [2] To v USAF vyvolalo rozkol bez jednoznačné reakce. Sympatizanti projektu jej dále podporovali až do konce r. 1958. kdy už bylo všem zúčastněným zřejmé, že letoun nedosáhne požadovaných parametrů. Projekt byl zastaven, přestože otázka náhrady z U-2 nebyla vyřešena.

Rok před skutečným zrušením letectvo objednalo dodatečnou studii pro zvýšení výkonnosti. K projektu byly přizvány společnosti Boeing, Convair a North American. Lockheed pak jako odpověď dodal studii 14 různých koncepčních uspořádání draku letounu, která poskytla Johnsnovi oporu v jeho tvrzení, že uhlovodíková paliva jsou praktičtější. Podle některých zdrojů se vyšplhaly prostředky investované do projektu až na 250 milionů dolarů. Hlavními příčinami projektu byla krátká doletová vzdálenost, špatná logistika kapalného vodíku, již zmíněné vysoké finanční náklady a jiné nové metody obstarávání špiónážních informací.



Obr. 1-7 CL-400 [2]

Přestože se projekt z hlediska praktického využití v leteckém průmyslu nesetkal s úspěchem, poznatky a závěry z něj vyvozené přímo přispěly společnosti Conair, která je využila k právě nabyté zakázce na raketový program Centaur, což byl první americký kosmický prostředek, poháněný vodíkem v motoru Pratt & Whitney, vycházejícího z technologie Modelu



304. Současně prováděné studie zjistily také ukázaly, že je možné téměř zdvojnásobit dolet na úkor ztráty dostupy a že myšlenka velkého nadzvukového letadla a motoru je realizovatelná, což vedlo k projektu Blackbird, jenž vyprodukoval nadzvukový letoun dodnes držící rekord, jenž od roku 1976 činí 3 529,6 km/h. [3]

### **1.3.2 Tu-155**

Prvním experimentálním letounem, který byl poháněn vodíkem po všechny fáze letu, tedy vzlet, let a přistání, byl ruský Tu-155, který byl na přestavěn z komerčního letadla Tu-154.

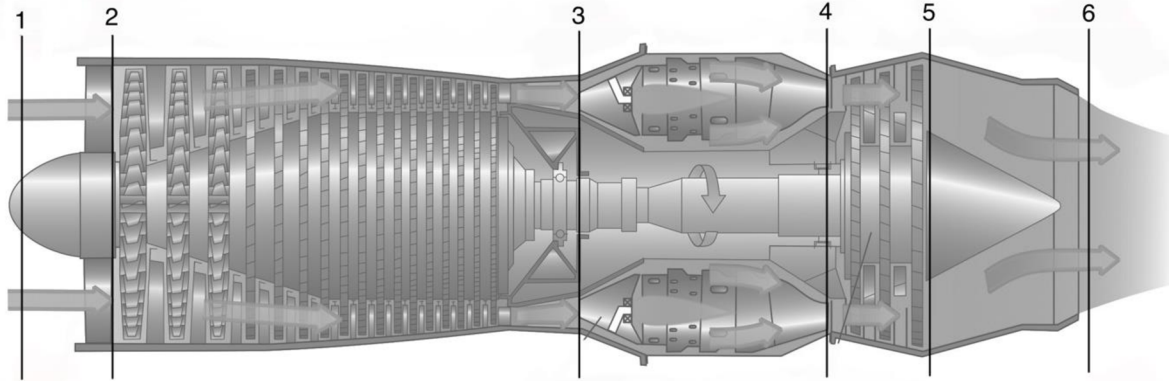


*Obr. 1-8 Sovětský letoun Tu-155 [4]*

První let Tupolev absolvoval 15. dubna 1988. Zprvu jej poháněl zkapalněný vodík, po té zkapalněný zemní plyn. Vodíkem byl poháněn pouze jeden ze tří motorů Kuznětsov NK-8. Letoun byl podroben téměř 100 letům, z nichž jen některé byly absolvovány pohonem na vodík, než byl vyřazen z testovacího provozu a umístěn do skladu. [4] Jeho nástupce Tu-156 měl být uveden do provozu roku 1997, ale plány nebyly uskutečněny z důvodu pádu sovětského svazu.

## 2 Tepelný cyklus motoru

Pro možnost orientovat se ve fyzikálních veličinách pracovního média, bude zavedeno číslování označující stav plynu za každou z jednotlivých komponent dle následujícího schématu.



Obr. 2-1 Řez letadlovým proudovým motorem [1]

Pomyslný řez jedna označuje stav plynu před vstupem do motoru, tedy stav okolního vzduchu, který není nijak ovlivněn motorem či vrstvou jím stlačovaného vzduchu hnaného před motorem. Hranice oblasti dvě označuje stav vzduchu stlačeného a adiabaticky zastaveného proudu vzduchu před vstupem do kompresorové části. Řez tři označuje výstup kompresorem stlačeného vzduchu a vstup do spalovací komory. Číslem čtyři bude označen stav spalin vstupující do turbínového stupně. Za turbínovým stupněm, respektive stupni, bude číslem pět popsán stav spalin před vstupem do tryskové oblasti motoru. Po ní následuje pomyslný řez číslo šest, který vyjadřuje stav spalin vyexpandovaných do okolní atmosféry.

Jelikož jediným ze zadání daným parametrem motoru je jeho tah, je nutné další důležité parametry určit, popřípadě zvolit. Z tahu 1 kN lze dedukovat aplikaci takového motoru. Z nízké hodnoty tahu lze odůvodnit, že stroj tímto motorem poháněný bude rovněž malých rozměrů. Jak bylo zmíněno v první kapitole jednoproudové motory jsou dnes v letectví doména téměř výhradně střel s plochou dráhou, dronů či cvičných terčů. Zde vypracovaný výpočet bude dimenzován pro pohon bezpilotního dronu. Takový dron neboli UAV (unmanned aerial vehicle) má letovou hladinu mezi 0 až 10 000 m. n. m. Pro výchozí provoz UAV tedy zvolíme letovou hladinu 5000 m. n. m. Z tohoto předpokladu pak lze určit parametry okolního vzduchu, který bude v motoru fungovat jako okysličovadlo. [5]

Teplota $T_1$	Tlak $P_1$	Hustota $\rho_1$	Dynamická viskozita $\eta_1$
255,68 K -17,47 °C	54050 Pa	0,7364 kg/m <sup>3</sup>	162,8*10 <sup>3</sup> N*s/m <sup>2</sup>

V následujících výpočtech budou pro pracovní médium uvažovány stavové veličiny celkový tlak a celková teplota. Celková teplota neboli statická teplota  $T_c$  je teplota, jaké by pohybující se tekutina dosáhla, pokud by byla adiabaticky uvedena z její původní rychlosti, vyjádřené v Machově čísle, do klidu ve statickém bodě nebo v nekonečně velkém reservoáru. [6] Její tvar vypadá následovně:

$$T_c = T \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (2.1)$$

Obdobným způsobem je zavedena veličina celkový tlak, jež vyjadřuje takový tlak, který by tekutina měla po izoentropickém zastavení proudu z původního Machova čísla na nulovou rychlost, tedy do bodu stagnace nebo do nekonečně velké nádrže. V obou uvedených rovnicích celkové teploty a tlaku je s poměrem specifických tepel  $\kappa$  uvažováno jako s konstantou.

$$p_c = p \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2.2)$$

Tyto rovnice budou následovně využity pro zjištění stavu vzduchu v bodě dvě, tedy za sáním do motoru, kde je vzduch stlačen pouze náporovým stlačením, jenž je díky nízkým rychlostem zanedbatelné. Předtím je nutné zvolit si parametr Machova čísla, který vychází z rychlosti letu a výšky letu, kde stavové veličiny vzduchu udávají rychlost zvuku. Pro naši aplikaci bude zvolena rychlost letu 130 m/s (tedy 468 km/h), což přibližně odpovídá Mach 0,3 čili hodnotě, kterou moderní nepilotované drony běžně dosahují. Po takto zvolené rychlosti lze dosadit do rovnice pro teplotu a tlak:

$$c_1 = 130 \text{ m/s} \quad (2.3)$$

$$T_{1c} = T_1 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (2.4)$$

$$p_{1c} = p_1 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2.5)$$

V sání je vzduch urychlován, čímž klesá tlak, není zde však dodávána ani odebírána tepelná energie, celková teplota tedy zůstává konstantní. Snížení tlaku vyjadřuje součinitel tlaku vstupní soustavy, jenž byl odhadnut podle [7] na hodnotu  $\sigma_{vst}=0,98$ :

$$T_{1c} = T_{2c} \quad (2.6)$$

$$p_{2c} = p_{1c} \cdot \sigma_{vst} \quad (2.7)$$

Vzduch této fázi vstupuje do kompresoru. Pro další výpočty je nutné zvolit veličiny kompresního poměru kompresoru a jeho izoentropická účinnost. Kompresní poměr byl v první iteraci zvolen  $\varepsilon=4$  a účinnost kompresoru byla dle konzultace odhadnuta na  $\eta_{iz}^k=0,8$ .

$$p_{3c} = p_{2c} \cdot \varepsilon_k = 107684,86 \cdot 4 = 430739,42 \text{ Pa} \quad (2.8)$$

$$W_e^k = \Delta i_k = c_p (T_{3c} - T_{2c}) = \frac{c_p T_{2c}}{\eta_{iz}^k} (\varepsilon^m - 1) \quad (2.9)$$

$$\text{kde } m = \frac{\kappa - 1}{\kappa}$$

Statická teplota na výstupu z kompresoru je dle [8]:

$$T_3 = \frac{\frac{c_p T_{2c}}{\eta_{iz}^k} (\varepsilon^m - 1) + c_p T_{2c}}{c_p} = \frac{\frac{1006 \cdot 260,2}{0,8} (4^{0,288} - 1) + 1006 \cdot 260,2}{1006} \quad (2.10)$$

$$= 412,35 \text{ K}$$

Takto stlačený vzduch dále postupuje do spalovací komory. Ve spalovací komoře je mísen s rozprášeným plynným vodíkem o relativně nízké hmotnosti. Podmínkou pro spaliny vytvořené hořením vodíku je, aby jejich teplota nebyla příliš vysoká. Její velikost je limitována materiálem spalovací komory, ale především turbíny, která na spalovací komoru navazuje. Pro naši aplikaci byla zvolena maximální teplota spalin  $T_4=1000 \text{ K}$ , které bude dosaženo regulací plamene spalováním s přebytkem vzduchu. Ve spalovací komoře taktéž dochází k tlakovým ztrátám. Celkový tlak po průchodu komorou tak určuje součinitel zachování tlaku. Ten byl podle [7] odhadnut  $\sigma_{sk}=0,94$ .

$$p_{4c} = p_{3c} \cdot \sigma_{sk} \quad (2.11)$$

$$T_{4c} = 1000 \text{ K} \quad (2.12)$$

Pro spalovací turbíny obecně platí, že musí pracovat s poměrem teplot  $\frac{T_3}{T_1}$ , který umožní rovnovážný volný chod, tedy stav, kdy výkon turbíny postačuje pouze k příkonu kompresoru. Na rozdíl od spalovací turbíny využívané v energetice, účelem motoru je získávat tah. Práce na hřídeli tak neslouží ke generaci elektrické energie, ale pouze k pohonu kompresoru, a proto tato podmínka  $A_e^k = A_e^T$  platí pro turbokompresorové motory vždy. Při úvaze těchto předpokladů tak lze vyvodit expanzní poměr turbíny, tedy poměr tlaků na vstupu k výstupu z turbíny, a stav spalin po průchodu turbínou z následujících rovnic:

$$W_e^k = W_e^T \quad (2.13)$$

$$W_e^T = \Delta i_T = c_p(T_4 - T_3) = c_p \eta_{iz}^T T_4 \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^m}\right) \quad (2.14)$$

$$T_{5c} = \frac{c_p T_4 - W_e^T}{c_p} \quad (2.15)$$

$$\varepsilon_T = \left( \frac{c_p \eta_{iz}^T T_4}{c_p \eta_{iz}^T T_4 - W_e^T} \right)^{\frac{1}{m}} \quad (2.16)$$

V leteckých motorech následuje za turbínovým difuzorem prodlužovací trouba. Jelikož je však námi uvažovaná aplikace malých rozměrů, spaliny pokračují přímo do výstupní trysky, kde dále expandují na tlak okolního vzduchu. V expanzní trysce není plynu tepelná energie dodávána ani odebírána, celková teplota se tedy rovná té za turbínou.

$$T_{5c} = T_{6c} \quad (2.17)$$

Podle [9] byl odhadnut rychlostní součinitel dýzy  $\varphi_{tr}=0,98$  z nějž rovněž vyplývá účinnost trysky:

$$\eta_{tr} = \varphi_{tr}^2 = 0,98^2 = 0,9604 \quad (2.18)$$

Je předpokládána úplná expanze do okolní atmosféry, proto expanzní poměr na trysce získáme jako podíl tlaku na výstupu z trysky a okolního vzduchu:

$$\varepsilon_T = \frac{p_5}{p_0} \quad (2.18)$$

Teplotu lze získat obdobně jako v případě turbíny pomocí expanzní práce trysky s tím rozdílem, že nezjišťujeme celkovou teplotu, nýbrž statickou teplotu plynu:

$$T_6 = \frac{c_p T_5 - W_e^{tr}}{c_p} = \frac{c_p T_5 - W_e^{tr}}{c_p} \quad (2.19)$$

Výstupní rychlost plynu z trysky je dána vztahem:

$$c_6 = \varphi_{tr} \left( 2c_p \cdot T_{4c} \left( 1 - \left( \frac{p_{5c}}{p_{4c}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.20)$$

Rovnice výpočtu měrného tahu v plném tvaru, jak již byla zmíněno v kapitole jedna, je:

$$F = v_{out} - v_{in} + (p_{out} \cdot p_{in}) \cdot A_{out} \quad (2.21)$$

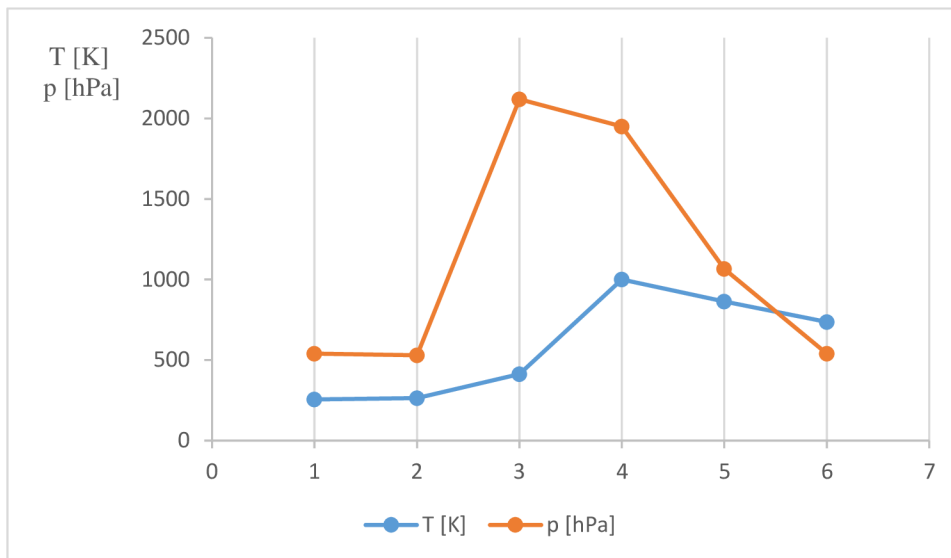
Potažmo zjednodušená rovnice úplné expanze do okolní atmosféry v našem případě:

$$F_m = c_6 - c_1 \quad (2.22)$$

Hmotnostní tok motorem lze pak získat jako podíl zadáním požadovaného tlaku 1 kN a měrného tahu motoru  $F_m$

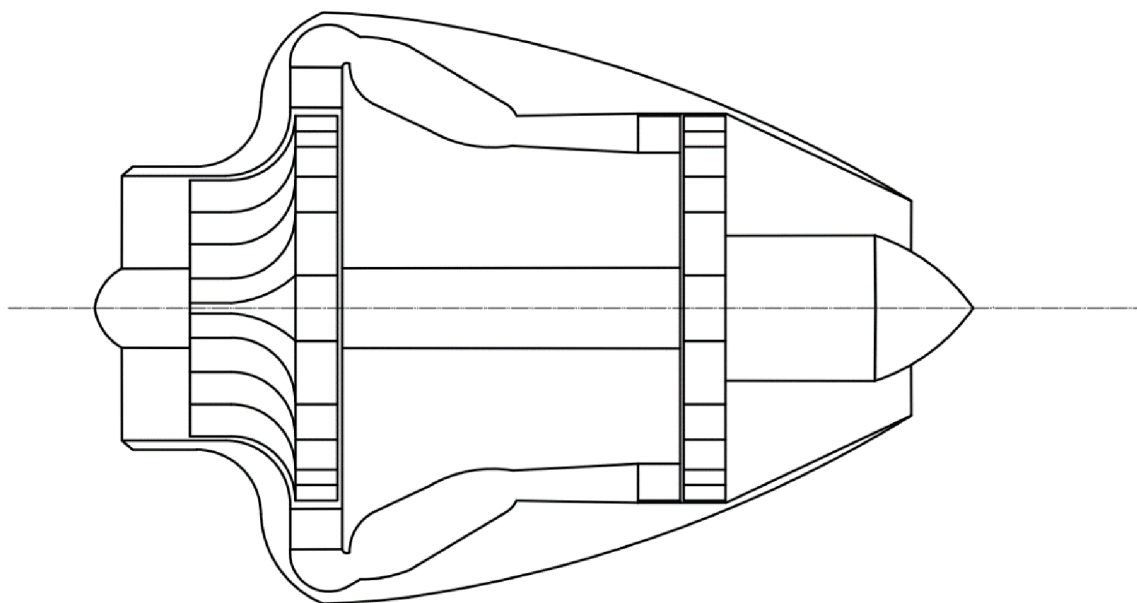
$$\dot{m}_{vz} = \frac{F}{F_m} = \frac{1000}{413,22} = 2,42 \frac{kg}{s} \quad (2.23)$$

Nyní jsou známy všechny termodynamické veličiny pracovní tekutiny, předběžně nutné k dalším výpočtům. Pro lepší grafický vjem jsou průběhy vyneseny v T-s diagramu



Obr. 2-2 Průběh tlaku a teploty v jednotlivých částech motoru.

Dle zadaných a vypočítaných parametrů, lze schématicky znázornit, jak bude výsledný motor vypadat:



Obr. 2-2 Řez motorem do 1 kN tahu dle vypočítaných parametrů

### 3 Kompresor

#### 3.1 Kompresory leteckých motorů

Kompresor je charakterizován základními parametry, a sice kompresním poměrem a jeho účinností. Kompresní poměr neboli stlačení kompresoru udává poměr mezi celkovými tlaky na vstupu a na výstupu. Zpravidla se značí  $\varepsilon$  nebo  $\pi$ .

$$\varepsilon_k = \frac{p_{5c}}{p_{0c}} \quad (3.1)$$

Nezbytným základním parametrem je dále účinnost kompresoru, pod kterou rozumíme celkovou izoentropickou účinnost kompresoru od vstupní po výstupní soustavu.

$$\eta_k = \frac{i_0 - i_{5 iz}}{i_0 - i_5} \quad (3.2)$$

Za použití měrné tepelné kapacity lze vzorec vyjádřit ve tvaru:

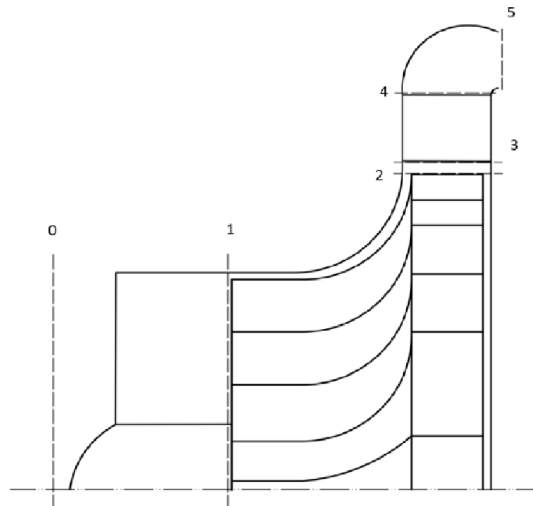
$$\eta_k = \frac{c_p (T_0 - T_{5 iz})}{c_p (T_0 - T_5)} \quad (3.3)$$

kde  $c_p$  v čitateli i jmenovateli jsou střední hodnoty měrných tepelných kapacit za konstantního tlaku.

V letectví existují dvě různé koncepce kompresoru, a sice axiální (osové) a radiální (odstředivé). Jeden stupeň radiálního kompresoru dosahuje vyššího stlačení (poměr komprese kolem hodnoty 4 až 5,5), zatímco axiální mají stlačení ve stupni podstatně nižší (cca 1,05 až 2,2). Pro letecké aplikace je však mnohem snazší, vyrobit víceúhňový axiální kompresor, jehož jednotlivé kompresní poměry na stupni se násobí, a tak vzniká kompresor, jenž má v axiálním provedení pro větší průtoky a kompresní poměr lepší účinnost než ten radiální.

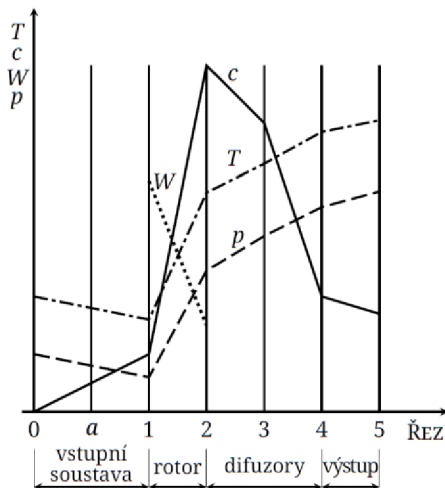
### 3.2 Odstředivý kompresor

Odstředivé kompresory mají v letectví stále široké využití. Již v počátcích létání byly využívány v pístových motorech k přeplňování válců. V současnosti je odstředivých kompresorů využíváno především u malých aplikací, jako jsou drony nebo balistické střely, kde by víceúhňový axiální kompresor byl příliš složitý a drahý. Řez radiálním kompresorem je na obrázku 3-1:

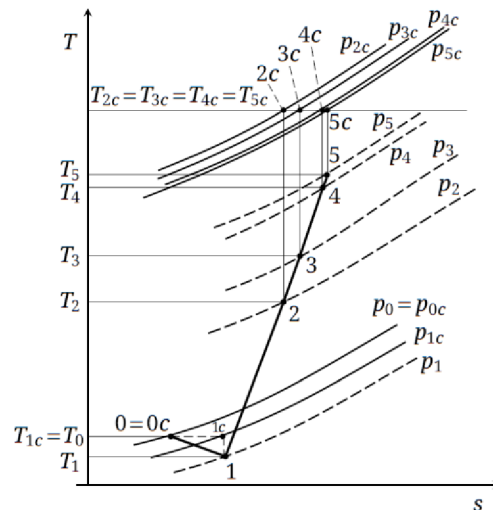


Obr. 3-1 Řez odstředivým kompresorem

Stupeň odstředivého kompresoru je složen ze vstupní soustavy (sání), oběžného kola, difuzorů a výstupní soustavy. Vzduch vstupuje axiálně, to znamená rovnoběžně s osou otáčení a vlivem rotace lopatek je odstředivými silami nucen ke stlačení a zvýšení své rychlosti. V difuzoru klesá rychlost a současně roste tlak a statická teplota. Ve výstupní soustavě se již stavové veličiny plynu mění málo, vzduch je usměrněn dle požadavku do části, která následuje (zpravidla spalovací komora).



Obr. 3-2 Průběh teploty, rychlosti, práce a tlaku v jednotlivých řezech



Obr. 3-3 T-s diagram kompresoru

### 3.3 Návrh kompresoru

V návrhu kompresorové části motoru je nutno počítat s několika požadovanými veličinami, jako jsou kompresní poměr, stav okolního vzduchu atmosféry a hmotnostní průtok. Při první iteraci se některé další veličiny musí navrhnout, jako například účinnost komprese. Jejich číselné hodnoty jsou následovné:

$$\varepsilon_k = 4$$

$$p_{0c} = 54050 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = 255,68 \text{ K} = -17,48 \text{ °C}$$

$$\dot{m}_{vz} = 2,429 \text{ kg/s}$$

$$\eta_{kc} = 0,8$$

V následujících výpočtech budou stavy plynu označeny čísly podle toho, ve které části kompresoru se plyn nachází, podle obr. 3-1:

- 1) Stejně jako ve výpočtu oběhu nejprve stanovíme počáteční statický tlak a teplotu vzduchu před motorem z rovnice izoentropy:

$$T_0 = T_{0c} - \frac{c^2}{c_p} = 255,68 - \frac{130^2}{1006} = 247,28 \text{ K} \quad (3.4)$$

$$p_0 = p_{0c} \left(1 + \frac{T_0}{T_{0c}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 54050 \left(1 + \frac{247,28}{255,68}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 48126,03 \text{ Pa} \quad (3.5)$$

- 2) V souvislosti se ztrátami ve vstupním hrdle je odhadnut součinitel zachování celkového tlaku v hrdle podle doporučení v [7] jako  $\sigma_{vst} = 0,98$ . Není-li vstupní soustavě přiváděno ani odváděno teplo, lze získat celkovou teplotu a tlak na vstupu do oběžného kola následovně:

$$T_{1c} = T_{0c} = 255,68 \text{ K} \quad (3.6)$$

$$p_{1c} = p_{0c} \cdot \sigma_{vst} = 48126,03 \cdot 0,98 = 52969 \text{ Pa} \quad (3.7)$$

- 3) Efektivní práce kompresoru podle [7]:

$$W_{ek} = c_p T_{1c} \left( \varepsilon_{kc}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{kc}} = 1006 \cdot 255,68 \left( 4^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right) \frac{1}{0,8} = 157605,97 \text{ J} \quad (3.8)$$

#### 3.3.1 Návrh oběžného kola

- 4) Pro výstupní obvodovou rychlost na vnějším průměru radiálního oběžného kola je nutné předběžně určit dvě veličiny, a to součinitele tření disku  $\alpha$  a přetékání  $\mu$ . Na číselné hodnoty součinitelů mají vliv tvar a provedení kola a zahnutí lopatek. Součinitel skluzu byl odhadnut  $\mu = 0,893$  a součinitel tření disku a přetékání  $\alpha = 0,0411$ . Z těchto předpokladů pak získáme obvodovou rychlost:

$$u_2 = \sqrt{\frac{W_{ek} + u_1 c_{1u}}{\mu + \alpha}} = \sqrt{\frac{(157605,97 + 0)}{0,893 + 0,0411}} = 415,02 \text{ m/s} \quad (3.9)$$

- 5) Určení radiální složky absolutní výstupní rychlosti  $c_{2r}$ . Hodnota  $c_{2r}$  lze stanovit z průtokového součinitele, který je dle [10] volen  $\varphi = 0,32$ .



$$c_{2r} = u_2 \cdot \varphi = 415,02 \cdot 0,32 = 132,8 \text{ m/s} \quad (3.10)$$

- 6) Volba axiální složky absolutní vstupní rychlosti do kola. Předpokladem je, že meridiánová rychlost zůstává konstantní, tedy  $c_{1a}$  se rovná  $c_{2r}$ .

$$c_1 = c_{2r} = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2} = \sqrt{132,8^2 + 0} = 132,8 \text{ m/s} \quad (3.11)$$

- 7) Stavové veličiny na vstupu do kola na středním průměru dle rovnice izoentropie a stavové rovnice.

$$T_1 = T_{1c} - \frac{c_{1s}^2}{2c_p} = 255,68 - \frac{132,8^2}{2 \cdot 1006} = 246,91 \text{ K} \quad (3.12)$$

$$p_1 = p_{1c} \left( \frac{T_1}{T_{1c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 52969 \cdot \left( \frac{246,91}{255,68} \right)^{1,4-1} = 52439,9 \text{ Pa} \quad (3.13)$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} = \frac{52439,9}{287,05 \cdot 246,91} = 0,74 \text{ kg/m}^3 \quad (3.14)$$

- 8) Pro výpočet vnějšího a středního průměru oběžného kola na vstupu je třeba odhadnout poměr vnějšího a vnitřního průměru rotoru, odtud jejich poměr 0,35.

$$D_{1e} = \sqrt{\frac{4\dot{m}}{\pi \cdot \rho_1 \cdot c_1 \left( 1 - \frac{D_{1i}^2}{D_{1e}^2} \right)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 2,31}{\pi \cdot 0,74 \cdot 132,8(1 - 0,35^2)}} = 0,185 \text{ m} \quad (3.15)$$

$$D_{1s} = \frac{D_{1i} + D_{1o}}{2} = \frac{0,064 + 0,185}{2} = 0,124 \text{ m} \quad (3.16)$$

- 9) Výpočet otáček kompresoru a lze provést pomocí rovnice pro obvodovou rychlost, rychlostní trojúhelník a definice Machova čísla, jenž by pro účely vyvarování se rázů mělo zůstat pod hranicí 1. Výpočet otáček byl iterován, dokud nebyla splněna tato podmínka.

$$u_{1e} = \frac{\pi \cdot D_{1e} \cdot n_k}{60} = \frac{\pi \cdot 0,185 \cdot 28680}{60} = 277,41 \text{ m/s} \quad (3.17)$$

$$w_{1e} = \sqrt{c_{1a}^2 + (u_{1e} - c_{1u})^2} = \sqrt{132,8^2 + (277,41 - 0)^2} = 307,57 \text{ m/s} \quad (3.18)$$

$$M_{w_{1e}} = \frac{w_{1e}}{\sqrt{\kappa R T_{10}}} = \frac{307,57}{\sqrt{1,4 \cdot 287,05 \cdot 246,91}} = 0,974 \quad (3.19)$$

Otáčky tedy vychází  $n=28680 \text{ min}^{-1}$ . V případě požadavku vyšších otáček při zachování ostatních parametrů, by bylo nutné proud před vstupem rozvířit. Kontrola náběžného úhlu relativní rychlosti od obvodového směru, stanoveného na středním průměru. Úhel má být větší než  $25^\circ$ . [7]

$$\beta_{1s} = \arctg \frac{c_{1a}}{u_{1s} - c_{1us}} = \arctg \frac{132,8}{187,26 - 0} = 35,34^\circ \quad (3.20)$$

- 10) Výpočet výstupního průměru kola z unášivé rychlosti a získaných otáček kompresoru dle rovnice pro obvodovou práci.

$$D_2 = \frac{60 \cdot u_2}{\pi \cdot n_k} = \frac{60 \cdot 415,02}{\pi \cdot 28680} = 0,276 \text{ m} \quad (3.21)$$

11) Výpočet součinitele skluzu podle Stečkina. [10] Počet lopatek byl dle [7] zvolen  $z=20$

$$\mu = \frac{1}{1 + \frac{2}{3} \frac{\pi}{z_k} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{D_{1s}}{D_2}\right)^2}} = \frac{1}{1 + \frac{2}{3} \frac{\pi}{20} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{0,124}{0,276}\right)^2}} = 0,893 \quad (3.22)$$

12) Výpočet celkové teploty za oběžným kolem při zanedbání odvedeného tepla:

$$T_{2c} = T_{1c} + \frac{W_{ek}}{c_p} = 255,68 + \frac{157605,96}{1006} = 412,34 \text{ K} \quad (3.23)$$

13) Absolutní rychlost a statická teplota na výstupu z kola.

$$c_{2u} = u_2 \cdot \mu = 415,02 \cdot 0,893 = 370,77 \text{ m/s} \quad (3.24)$$

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2r}^2} = \sqrt{370,77^2 + 132,80^2} = 393,84 \text{ m/s} \quad (3.25)$$

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2c_p} = 412,34 - \frac{393,84^2}{2 \cdot 1006} = 335,25 \text{ K} \quad (3.26)$$

14) Výpočet ztrát v oběžném kole kompresoru. Součinitelé ztrát voleny dle [10]

$$z_{r1} = \xi_{vst} \cdot \frac{w_{1s}^2}{2} = 0,1 \cdot \frac{229,57^2}{2} = 881,88 \text{ J} \quad (3.27)$$

$$z_{r2} = \xi_{kolo} \cdot \frac{c_{2r}^2}{2} = 0,15 \cdot \frac{132,80^2}{2} = 1322,83 \text{ J} \quad (3.28)$$

$$z_{vent} = \alpha \cdot u_2^2 = 0,0411 \cdot 415,02^2 = 7452,56 \text{ J} \quad (3.29)$$

$$z_{celk} = z_{r1} + z_{r2} + z_{vent} = 881,88 + 1322,83 + 7452,56 = 9657,26 \text{ J} \quad (3.30)$$

15) Polytropický exponent stlačení vzduchu v kole při předpokladu, že není odváděno ani přiváděno žádné teplo:

$$\frac{n}{n-1} = \frac{\kappa}{\kappa-1} - \frac{z_{rn} + z_{r2} + z_{r3}}{R(T_2 - T_1)} = \frac{1,4}{1,4-1} - \frac{9657,26}{287,05(335,25 - 246,91)} = 3,04 \quad (3.31)$$

16) Parametry proudu na výstupu z kola.

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{n}{n-1}} = 52439,91 \left(\frac{335,25}{246,91}\right)^{3,04} = 135107,78 \text{ Pa} \quad (3.32)$$

$$p_{2c} = p_2 \left(\frac{T_{2c}}{T_2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 135107,78 \left(\frac{412,34}{335,25}\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 277376,32 \text{ Pa} \quad (3.33)$$

$$\rho_2 = \frac{p_2}{R \cdot T_2} = \frac{135107,78}{287,05 \cdot 335,25} = 1,4 \text{ kg/m}^3 \quad (3.34)$$

17) Šířka kola na výstupu z oběžného kola. Lopatkový poměr  $\tau_1$  udává, plochu pro výstup plynu k celkové ploše vnějšího průměru  $D_2$ . Tloušťka lopatky je volena v závislosti na průměru kola  $D_2$  a byla navržena podle [7]  $t=1,5$  mm.

$$\tau_1 = 1 - \frac{z_k t_1}{\pi D_2} = 1 - \frac{20 \cdot 0,0015}{\pi \cdot 0,276} = 0,965 \quad (3.35)$$

$$b_2 = \frac{\dot{m}}{c_2 \rho_2 \pi D_2 \tau_1} = \frac{2,31}{393,84 \cdot 1,4 \cdot \pi \cdot 0,276 \cdot 0,965} = 0,0147 \text{ m} \quad (3.36)$$

- 18) Kontrola součinitele tření disku a přetékání. Hodnota  $\delta$  je vůle mezi lopatkami kola a přední skříní kompresoru na vnějším průměru kola. U leteckých radiálních kompresorů se pohybuje mezi 0,3 až 0,6 mm [7]. Z těchto údajů byla vůle zvolena  $\delta=0,35$  mm.

$$\alpha_0 = \frac{D_2}{\frac{c_{2r}}{u_2}} \left[ 0,000148 + 0,013 \frac{z_k \delta}{D_2} \right] = \frac{0,276}{\frac{0,0147}{132,8}} \left[ 0,000148 + 0,013 \frac{20 \cdot 0,00035}{0,276} \right] \quad (3.37)$$

$$\begin{aligned} &= 0,0278 \\ \alpha &= \alpha_0 \left( 1 - \frac{2\delta}{r_{1e} - r_{1i} + b_2} \right) + \mu \left( \frac{2\delta}{r_{1e} - r_{1i} + b_2} \right) \\ &= 0,0278 \left( 1 - \frac{2 \cdot 0,00035}{\frac{0,184}{2} - \frac{0,064}{2} + 0,0147} \right) \\ &\quad + 0,89 \left( \frac{2 \cdot 0,00035}{\frac{0,184}{2} - \frac{0,064}{2} + 0,0147} \right) = 0,028 \end{aligned} \quad (3.38)$$

### 3.3.2 Návrh bezlopatkového difuzoru

- 19) Rychlost na vstupu do bezlopatkového difuzoru. Je doporučeno [7] zvětšit šířku bezlopatkového difuzoru vzhledem k šířce kola o 0,3 až 0,4 mm. Zvoleno 0,35 mm.

$$b'_2 = b_2 + (\delta + 0,0002) = 0,0147 + (0,00035 + 0,0002) = 0,01533 \text{ m} \quad (3.39)$$

- 20) Předpokládá se zachování unášivé složky absolutní rychlosti  $c'_{2u} = c_{2u}$

$$c'_{2r} = c_{2r} \cdot \tau_1 \cdot \frac{b_2}{b'_2} = 132,8 \cdot 0,965 \cdot \frac{0,0147}{0,01533} = 123,62 \text{ m/s} \quad (3.40)$$

$$c'_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2r}^2} = \sqrt{370,77^2 + 123,62^2} = 390,84 \text{ m/s} \quad (3.41)$$

- 21) Střední úhel na vstupu do bezlopatkového difuzoru.

$$\alpha' = \arctg \frac{c'_{2r}}{c_{2u}} = \arctg \frac{123,62}{370,77} = 18,43^\circ \quad (3.42)$$

- 22) Machovo číslo na vstupu do bezlopatkového difuzoru.

$$M'_2 = \frac{c'_2}{\sqrt{\kappa R T'_2}} = \frac{390,84}{\sqrt{1,4 \cdot 287,05 \cdot 336,42}} = 1,06 \quad (3.43)$$

$$T'_2 = T_{2c} - \frac{c'^2_2}{2c_p} = 412,34 - \frac{390,84^2}{2 \cdot 1006} = 336,42 \text{ K} \quad (3.44)$$

- 23) Poměrná šířka [7] mezilopatkového kanálu kola s radiálními lopatkami na průměru  $D_2$ , kterou zabírá úplav.

$$w_2 = \sqrt{c'^2_{2r} + (u_2 - c_{2u})^2} = \sqrt{123,62^2 + (415,02 - 370,77)^2} = 131,3 \text{ m/s} \quad (3.45)$$

$$\varepsilon = 0,3 \left( \frac{2w_2}{u_2} \right)^{0,4} = 0,3 \left( \frac{2 \cdot 131,3}{415,02} \right)^{0,4} = 0,25 \quad (3.46)$$

- 24) Součinitel ztrát vznikajících směšováním proudu a úplavu těsně za kolem.

$$\xi_m = \frac{1}{1 + \left(\frac{c_{2u}}{c'_{2r}}\right)^2} \cdot \left[ \frac{1 - \varepsilon - \frac{b'_2}{b_2}}{1 - \varepsilon} \right]^2 = \frac{1}{1 + \left(\frac{370,77}{123,62}\right)^2} \cdot \left[ \frac{1 - 0,25 - \frac{0,01533}{0,0147}}{1 - 0,25} \right]^2 \quad (3.47)$$

$$= 0,014$$

25) Celkový tlak na vstupu do bezlopatkového difuzoru.

$$p'_{2c} = p_{2c} - \xi_m \frac{\rho_2 c'^2_2}{2} = 277376,32 - 0,014 \frac{1,4 \cdot 390,84^2}{2} = 275806 \text{ Pa} \quad (3.48)$$

26) Polytropický exponent stlačení při průtoku vzduchu bezlopatkovým difuzorem. Tvar kanálu je ve většině případů v konstantním provedení šířky  $b'_2 = b_3$ . Součinitel tření u leteckých kompresorů se pohybuje v mezích  $\lambda=0,03-0,04$  [7]. Zvoleno 0,035:

$$\frac{n_2}{n_2 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{4 \sin \alpha'_2 \left(\frac{b'_2}{r_2}\right) - \lambda_{tr} \cdot \sin^2 \alpha'_2}{4 \sin \alpha'_2 \left(\frac{b'_2}{r_2}\right) - \lambda_{tr} (M_2^2 \cdot \sin^2 \alpha'_2 - \cos^2 \alpha'_2)} \quad (3.49)$$

$$= \frac{1,4}{1,4 - 1} \cdot \frac{4 \sin 0,32 \left(\frac{0,01533 \cdot 2}{0,276}\right) - 0,035 \cdot \sin^2 0,32}{4 \sin 0,32 \left(\frac{0,01533 \cdot 2}{0,276}\right) - 0,035 (1,06^2 \cdot \sin^2 0,32 - \cos^2 0,32)}$$

$$= 2,83$$

27) Úhel absolutního proudu na výstupu z bezlopatkového difuzoru. Machovo číslo pro lopatkové difuzory je  $M_3 \leq 0,9$  [7]. V následujícím výpočtu je  $b'_2 = b_3$ .

$$\alpha_3 = \arctg \left[ \frac{b'_2}{b_3} \cdot \operatorname{tg} \alpha'_2 \left(\frac{M'_2}{M_3}\right)^{\frac{n_2 - \kappa}{\kappa(n_2 - 1)}} \cdot \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M'^2_2}\right)^{\frac{n_2 + \kappa}{2\kappa(n_2 - 1)}} \right] = \quad (3.50)$$

$$\left[ \operatorname{tg} 0,32 \left(\frac{1,06}{0,9}\right)^{\frac{2,83 - 1,4}{1,4 \cdot (2,83 - 1)}} \cdot \left(\frac{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,9^2}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 1,06^2}\right)^{\frac{2,83 + 1,4}{2 \cdot 1,4 \cdot (2,83 - 1)}} \right] = 17,3^\circ$$

28) Průměr na výstupu z bezlopatkového difuzoru.

$$D_3 = D_2 \cdot \frac{b'_2 \cdot \sin \alpha'_2 \cdot M'_2}{b_3 \cdot \sin \alpha_3 \cdot M_3} \cdot \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M'^2_2}\right)^{\frac{n_2 + 1}{2(n_2 - 1)}} \quad (3.51)$$

$$= 0,276 \cdot \frac{\sin 0,32 \cdot 1,06}{\sin 0,29 \cdot 0,9} \cdot \left(\frac{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,9^2}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 1,06^2}\right)^{\frac{2,83 + 1,4}{2 \cdot 1,4 \cdot (2,83 - 1)}}$$

29) Statická teplota na výstupu z bezlopatkového difuzoru za předpokladu, že  $T_{3c} = T_{2c}$

$$T_3 = \frac{T_{3c}}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_3^2} = \frac{412,34}{1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0,9^2} = 359,42 \text{ K} \quad (3.52)$$

30) Střední rychlost na výstupu z bezlopatkového difuzoru.

$$c_3 = M_3 \sqrt{\kappa R T_3} = \sqrt{1,4 \cdot 287,05 \cdot 359,42} = 342,53 \text{ m/s} \quad (3.53)$$

31) Celkový tlak, statický tlak a hustota na výstupu z bezlopatkového difuzoru dle stavové rovnice plynů

$$p_{3c} = p'_{2c} \left( \frac{T_3}{T'_2} \right)^{\frac{n_2}{n_2-1} - \frac{\kappa}{\kappa-1}} = 275806 \left( \frac{359,42}{336,42} \right)^{2,83 - \frac{1,4}{1,4-1}} = 264339 \text{ Pa} \quad (3.54)$$

$$p_3 = p_{3c} \left( \frac{T_3}{T_{3c}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 264339 \left( \frac{359,42}{412,34} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 163992 \text{ Pa} \quad (3.55)$$

$$\rho_3 = \frac{p_3}{R \cdot T_3} = \frac{163992}{287,05 \cdot 359,42} = 1,58 \text{ kg/m}^3 \quad (3.56)$$

### 3.3.3 Návrh lopatkového difuzoru

32) Úhel střední křivky lopatky difuzoru od obvodového směru na průměru  $D_3$ , kde úhel náběhu  $i_{LD} = 1^\circ$

$$\varphi_3 = \alpha_3 + i_{LD} = 17,3 + 1 = 18,3^\circ \quad (3.57)$$

33) Výstupní úhel proudu z lopatkového difuzoru.

$$\alpha_4 = \alpha_3 + 12 = 17,3 + 12 = 29,3^\circ \quad (3.58)$$

34) Úhel tečny ke střední křivce lopatky difuzoru na výstupu z lopatkového difuzoru, kde  $\delta_{LD} = 3^\circ$

$$\varphi_4 = \alpha_4 + \delta_{LD} = 29,3 + 3 = 32,3^\circ \quad (3.59)$$

35) Výstupní průměr lopatkového difuzoru  $D_4$  bývá určován z poměru  $D_4$  ku  $D_3$  v mezích od 1,15 do 1,3.

$$D_4 = 1,2 \cdot D_3 = 1,2 \cdot 0,290 = 0,348 \text{ m} \quad (3.60)$$

36) Počet lopatek difuzoru, jenž by neměl být soudělitelný s počtem lopatek oběžného kola.  $\vartheta_{ekv} = 8^\circ$

$$z_{LD} = \frac{360}{\vartheta_{ekv}} \left[ \left( \frac{D_4 \sin \varphi_4}{D_3 \sin \varphi_3} \right)^2 - 1 \right] \cdot \frac{\sin^2 \varphi_3}{\left( \frac{D_4}{D_3} \right)^2 - 1} \quad (3.61)$$

$$= \frac{360}{8} \left[ \left( \frac{0,348 \cdot \sin 32,3}{0,290 \cdot \sin 18,3} \right)^2 - 1 \right] \cdot \frac{\sin^2 18,3}{\left( \frac{0,348}{0,290} \right)^2 - 1} = 33,35 \doteq 33$$

37) Úhel rozšíření ekvivalentního difuzoru délky  $l$ . Střední křivka lopatky  $l$  bývá mnohdy kružnice.

$$l = \frac{D_4^2 - D_3^2}{2\sqrt{D_4^2 + D_3^2 - 2D_4D_3 \cos(\varphi_3 + \varphi_4)}} \quad (3.62)$$

$$= \frac{0,348^2 - 0,290^2}{2\sqrt{0,348^2 + 0,290^2 - 2 \cdot 0,348 \cdot 0,290 \cos(32,3 + 18,3)}} = 0,066 \text{ m}$$

$$d_{4,ekv} = \sqrt{\frac{4D_4b_4 \sin \varphi_4}{z_{LD}}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,348 \cdot 0,015 \cdot \sin 32,3}{33}} = 0,018 \text{ m} \quad (3.63)$$

$$d_{3,ekv} = \sqrt{\frac{4D_3 b_3 \sin \varphi_3}{z_{LD}}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,290 \cdot 0,01533 \cdot \sin 18,3}{33}} = 0,013 \text{ m} \quad (3.64)$$

$$\vartheta_{ekv} = 2 \cdot \arctg \left( \frac{d_4 - d_3}{2l} \right) = 2 \cdot \arctg \left( \frac{0,018 - 0,013}{2 \cdot 0,066} \right) = 4,7^\circ \quad (3.65)$$

38) Ztráty při průtoku vzduchu lopatkovým difuzorem. Součinitel ztrát lopatkového difuzoru byl odečten z tabulky v [7, s. 74] jako  $\xi_{LD} = 0,22$ . Ztráty lze pak vypočítat ze vzorce:

$$z_{rLD} = \xi_{LD} \cdot \frac{c_3^2}{2} = 0,22 \cdot \frac{342,53^2}{2} = 12906,45 \text{ J} \quad (3.66)$$

39) Parametry na výstupu z lopatkového difuzoru lze stanovit po zadání parametru výstupní rychlosti. Ta se určuje z poměru  $\frac{c_4}{c_3}$ , jenž byl dle [7] určen na 0,3.

$$c_4 = 0,3 \cdot c_3 = 0,3 \cdot 342,53 = 102,76 \text{ m/s} \quad (3.67)$$

$$T_4 = T_{4c} - \frac{c_4^2}{2c_p} = 412,34 - \frac{102,76^2}{2 \cdot 1006} = 407,09 \text{ K} \quad (3.68)$$

40) Polytropický exponent stlačení v LD a hustoty na výstupu z LD.

$$\frac{n_3}{n_3 - 1} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{z_{rLD}}{R(T_4 - T_3)} = \frac{1,4}{1,4 - 1} \cdot \frac{12906,45}{287,05 \cdot (407,09 - 359,41)} = 2,53 \quad (3.69)$$

$$\rho_4 = \rho_3 \left( \frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{1}{n_3 - 1}} = 1,58 \left( \frac{407,09}{359,41} \right)^{\frac{1}{2,53 - 1}} = 1,92 \text{ kg/m}^3 \quad (3.70)$$

41) Statický a celkový tlak na výstupu z LD.

$$p_4 = p_3 \left( \frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{n_3}{n_3 - 1}} = 163992 \left( \frac{407,09}{359,41} \right)^{\frac{2,53}{2,53 - 1}} = 224808 \text{ Pa} \quad (3.71)$$

$$p_{4c} = p_4 \left( \frac{T_{4c}}{T_4} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 224808 \left( \frac{412,34}{407,09} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 235042 \text{ Pa} \quad (3.72)$$

42) Ohnutí proudu je prováděno na kanále s poloměrem větším, než je šířka kanálu  $b_4 \leq r$  [7]

$$D_5 = D_4 + 2 \cdot b_4 = 0,348 + 2 \cdot 0,015 = 0,378 \text{ m} \quad (3.73)$$

43) Stavové veličiny na výstupu z kompresoru se určují za předpokladu axiálního směru výstupu vzduchu ( $c_5 = 0$ ), kdy rychlost  $c_5$  bývá v mezích 100 až 120 m/s. Pro zmenšení průměru kompresoru ve výstupním řezu byla zvolena rychlost stejná jako vstupní, tedy 130 m/s. Uvažujeme proces bez přívodu či odvodu tepelné energie, proto  $T_{5c} = T_{4c} = T_{3c}$ . Polytropický exponent stlačení  $n_4$  je dle [7] určen 1,75.

$$T_5 = T_{5c} - \frac{c_5^2}{2c_p} = 412,34 - \frac{130^2}{2 \cdot 1006} = 403,94 \text{ K} \quad (3.74)$$

$$p_5 = p_4 \left( \frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_4}{n_4 - 1}} = 224808 \left( \frac{403,94}{407,09} \right)^{\frac{n_4}{n_4 - 1}} = 220768 \text{ Pa} \quad (3.75)$$

$$\rho_5 = \frac{p_5}{R \cdot T_5} = \frac{220768}{287,05 \cdot 403,94} = 1,9 \text{ kg/m}^3 \quad (3.76)$$

44) Rozměry výstupu v řezu 5-5 z rovnice kontinuity vycházejí:

$$A_5 = \frac{\dot{m}}{\rho_5 \cdot c_5} = \frac{2,33}{1,9 \cdot 130} = 0,0093 \text{ m}^2 \quad (3.77)$$

$$D_{5i} = D_{5s} - \frac{A_5}{\pi \cdot D_{5s}} = 0,378 - \frac{0,0093}{\pi \cdot 0,378} = 0,371 \text{ m} \quad (3.78)$$

$$D_{5e} = 2 \cdot D_{5s} - D_{5i} = 2 \cdot 0,378 - 0,371 = 0,386 \text{ m} \quad (3.79)$$

45) Celkový tlak na výstupu z kompresoru

$$p_{5c} = p_5 \left( \frac{T_{5c}}{T_5} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 220768 \left( \frac{412,34}{403,94} \right)^{\frac{1,4}{1,4-1}} = 237137 \text{ Pa} \quad (3.80)$$

46) Kontrola stlačení a účinnosti kompresoru

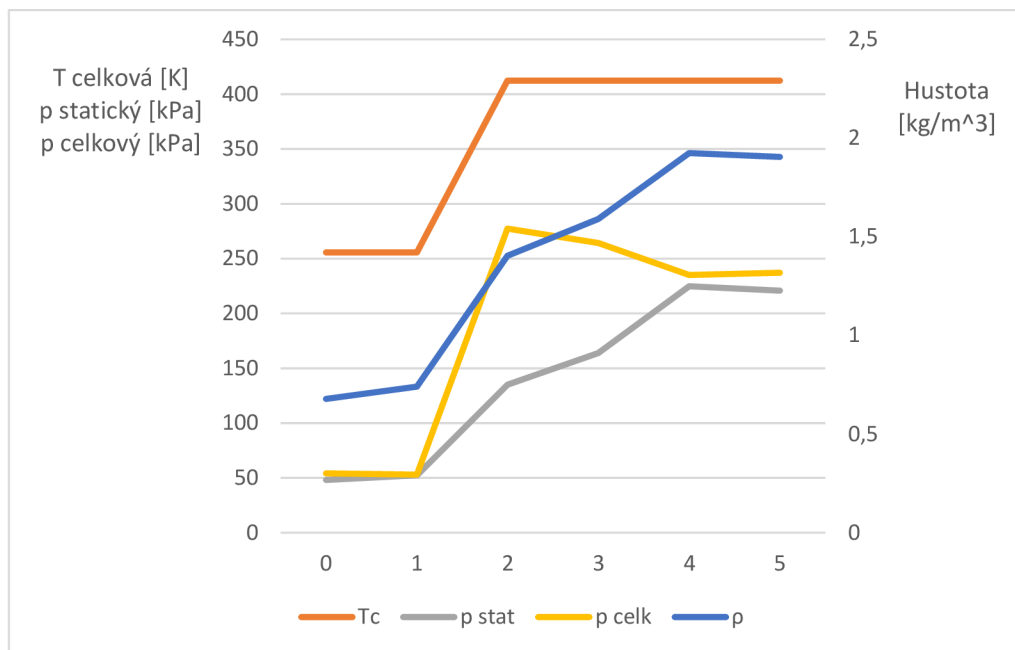
$$\varepsilon_k = \frac{p_{5c}}{p_{0c}} = \frac{237137}{54050} = 4,38 \quad (3.81)$$

$$\eta_{kc} = \frac{\varepsilon_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{p_{5c}}{p_{0c}} - 1} = \frac{4,38^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1}{\frac{237137}{54050} - 1} = 0,86 \quad (3.82)$$

Zatímco v předchozích výpočtech bylo počítáno s konstantními hodnotami veličin, především pak  $c_p$ , následující tabulka výsledků obsahuje hodnoty získané v programu EES, který s hodnotami pracuje jako s proměnnými veličinami. To vysvětluje odlišnost výsledků v předchozích rovnicích a v následující tabulce, jelikož se právě měrná tepelná kapacita vzduchu při kompresi podstatně mění. Skript je součástí elektronické přílohy pod názvem Vodíkový-motor.EES.

Tab. 2.1 Výsledky iterací výpočtů kompresoru pomocí software EES

Početní operace	$\eta_{kc}$ účinnost	$\varepsilon_k$ kompresní poměr	$p_{5c}$ tlak na výstupu
Prvotní odhad	0,8	4	216200 Pa
První výpočet	0,866	4,387	223904,5 Pa
Poslední iterace	0,8707	4,4738	242121,86 Pa



Obr. 3-4 Průběh teploty, hustoty, celkového a statického tlaku

V úvodu kapitoly byl zvolen radiální typ kompresoru. Podle propočtů jeho parametry nejen vyhovují požadavkům, ale jsou často i nadhodnoceny. Možným řešením by bylo zmenšení jeho rozměrů, zvláště pak průměru oběžného kola a difuzorů, což by zmenšilo celkový čelní průřez, a tak pozitivně ovlivnilo aerodynamické vlastnosti letounu. Pokud by ani takové úpravy nevyhovovaly případnému konstruktérovi letounu, stálo by za zmínku zaměnit radiální kompresor za axiální. To by se z ekonomického hlediska mohlo vyplatit u bezpilotních dronů, které jsou ale většinou rozměrově větší, a tedy koncipovány na vyšší tahy, téměř určitě by se ale nevyplatil u cvičných terčů, či balistických střel, ke kterým je právě tento výkonový rozsah 1 kN využíván.



#### 4 Spalovací komora

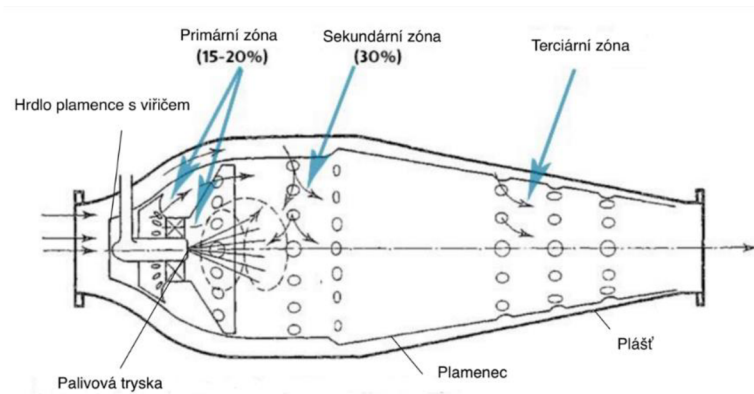
Ve spalovací komoře probíhá hoření paliva, které dodává pracovnímu plynu nezbytnou tepelnou energii a entalpii. Práce motoru je určena zejména stabilitou hoření a palivová ekonomie je přímo závislá na dokonalosti spalování. Krom základních požadavků, aplikovaných na všechny části motoru, jako jsou např. levná výroba, dlouhý resurs či snadná údržba, požadujeme od spalovacích komor:

- a) zajištění stability hoření při jakýchkoli letových podmínkách a pracovních režimech motoru
- b) minimální rozměry a hmotnost spalovacího prostoru
- c) co nejvyšší dokonalost spalování a minimalizace ztrát tepla sdílením do okolí
- d) požadované rozložení teplot na výstupu spalovací komory musí být přes změny režimu letu konstantní
- e) minimalizace hydraulických ztrát
- f) jednoduchý a bezpečný start motoru jak na zemi, tak za letu



Obr. 4-1 Spalovací komora [18]

Spalovací komora je tvořena třemi hlavními zónami. V primární zóně je palivo spalováno s přibližně stechiometrickým poměrem. Dochází zde tudíž k rychlému spalování a médium zde dosahuje vysokých teplot. V druhé zóně je do oblasti hoření vstupuje vzduch, který je sem přiveden otvory v plamenci. Pro dosažení vysoké účinnosti hoření musí vzduch vstupovat ve správných bodech, aby nedošlo k lokálnímu chlazení plamene, což by vedlo ke snížení rychlosti reakce. V terciární, nebo také ředící, zóně dochází k finálnímu mísení k dosažení požadované výstupní teploty, bez jakýchkoli teplejších proudnic, které by mohly poškodit turbínu.



Obr. 4-2 Schéma spalovací komory [19]

#### 4.1 Komponenty spalovací komory

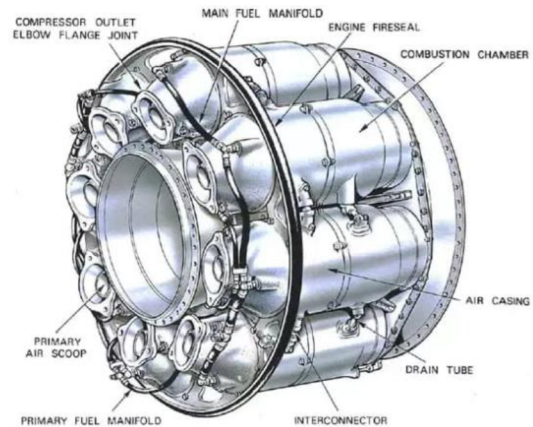
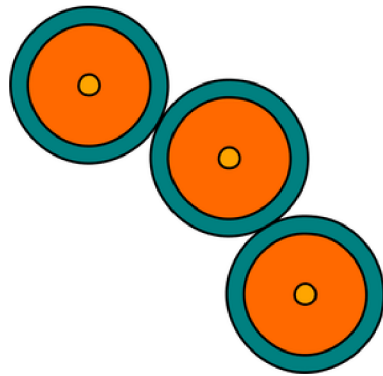
Hlavními komponentami spalovací komory jsou:

- plášť – relativně jednoduchá struktura, není nutno používat speciální žáruvzdorné slitiny. Plášť ale slouží jako tlaková nádoba, která musí ustát tlakové rozdíly mezi vnitřním vysokým tlakem a nižším tlakem zvenčí. Hlavním faktorem je tedy mechanické namáhání spíše než tepelné.
- plamenec – obsahuje zónu hoření a přivádí sekundární a terciární vzduch. Musí být navržen tak, aby odolal cyklickému tepelnému namáhání. Z toho důvodu jsou konstruovány ze slitin odolávajících vysokoteplotní korozi. I přes použití těchto materiálů se plamenec neobejde bez chlazení, které je dvou typů, filmové a porézní. Filmové chlazení bere vzduch z vnějšku a v podobě filmu ho vstříkává na vnitřní stranu plamence těsně k jeho stěně. Porézní chlazení je konstrukčně náročnější, jelikož vyžaduje, aby měl plamenec porézní vrstvu, kterou je vzduch nasáván dovnitř. Výhodou je vyrovnanější teplotní profil, čímž také dosahuje nižšího množství přisávaného vzduchu (okolo 10 %, oproti 20–50 % při filmovém chlazení). Přisávání menšího množství vzduchu rovněž umožňuje použít více vzduchu pro spalování, což je preferováno se vzrůstajícím požadavkem na vysokovýkonnostní motory.
- palivová tryska – spolu s vířičem zajišťuje mísení paliva se vzduchem. Existují obecně 4 typy.
- vířič – zvyšuje turbulence vstupujícího vzduchu, čímž zajišťuje rovnoměrné smísení palivovzdušné směsi. U správně rozvířené směsi vznikají těsně za primární zónou zpětné proudy, které zajišťují dokonalé vyhoření paliva a udržují plamen v chodu bez nutnosti zážehu svíčkou.

## 4.2 Typy spalovacích komor

### 4.2.1 Trubková

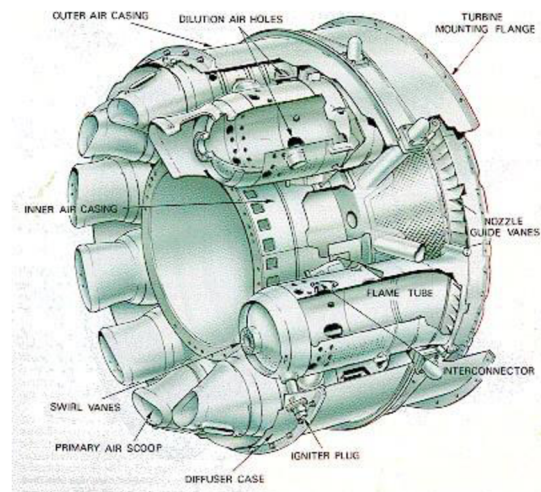
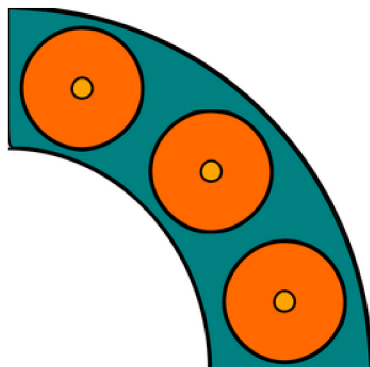
Obsahuje několik trubek, umístěných koncentricky po obvodu prstence, v nichž v každé jednotlivě probíhá hoření.



Obr. 4-3 Schéma trubkové komory [19]

### 4.2.2 Trubkově-anulární

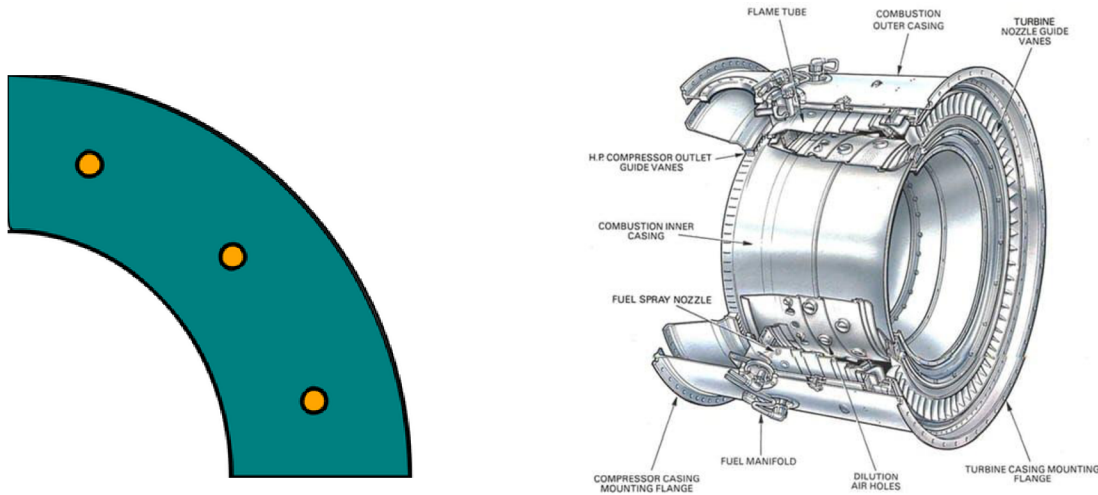
Stejně jako trubková obsahuje několik po obvodu rozmístěných trubek, v nichž probíhá hoření. Na rozdíl od předchozího typu zde však trubky neslouží jako tlakové nádoby. K tomuto účelu jsou na vnějším obvodu obklopeny prstencem, který uvnitř udržuje požadovaný tlak.



Obr. 4-4 Schéma trubkově-anulární komory [19]

### 4.2.3 Anulární

Obsahují jeden kontinuální plamenec a plášť ve tvaru prstence (anulus).



Obr. 4-5 Schéma anulární komory [19]

Výhodou oproti předchozím typům jsou homologičtější hoření, kratší rozměry, a tedy nižší hmotnost méně kontaktního povrchu. Nejdůležitější však je jednodušší teplotní profil plynů na výstupu a nižší tlakové ztráty. Nevýhodou v podobě náročnějšího vývoje a testování vynahrazuje svými vlastnostmi a v současné době směřuje vývoj právě k používání tohoto typu. Patentovány byly také dvou- a víceanulární typy.

### 4.3 Bilance spalovací komory

Hlavním úkolem provedení bilance komory je zjištění hodnot  $c_p$  a  $\kappa$  spalin, které budou rozhodující pro další výpočty turbíny. Tyto veličiny jsou závislé jak na vlastnostech paliva a vzduchu, tak na jejich poměru ve spalovacím prostoru.

- 1) Energetická bilance spalovací komory obsahuje na jedné straně hmotnostní tok výchozích látek a jejich entalpií (popřípadě nižší hodnoty výhřevnosti LHV) a na straně druhé hmotnostní tok produktů a jejich entalpií.

$$\dot{m}_{vz} \cdot i_{vz} + \dot{m}_{pal} \cdot LHV = \dot{m}_{sp} \cdot i_{sp} \quad (4.1)$$

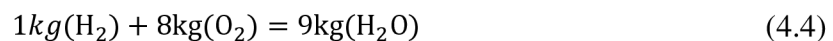
Po vyjádření hmotnostního toku paliva:

$$\dot{m}_{pal} = \frac{\dot{m}_{vz} \cdot i_{sp} - \dot{m}_{sp} \cdot i_{sp}}{LHV - i_{sp}} = 0,013 \text{ kg/s} \quad (4.2)$$

- 2) Hmotnostní tok spalin:

$$\dot{m}_{sp} = \dot{m}_{vz} + \dot{m}_{pal} = 2,429 + 0,013 = 2,442 \text{ kg/s} \quad (4.3)$$

- 3) Při uvážení molárních hmotností, vypadá rovnice chemické reakce následovně:



- 4) Dalším parametrem ve výpočtu spalovací komory je tlak, který je, jak bylo zmíněno výše, ovlivněn ztrátami. Ve výsledku tak tlak ve spalovací komoře klesá, což je vyjádřeno součinitelem zachování tlaku, jenž je definován jako poměr celkového tlaku na vstupu ku celkovému tlaku na výstupu, který se u současných spalovacích komor pohybuje mezi 0,93 a 0,97. Zvolena byla hodnota 0,94, která realisticky zohledňuje menší schopnost motoru utěsnit spalovací komoru.

$$p_{sk} = p_{5c} \cdot \sigma_{sk} = 242121,86 \cdot 0,94 = 227594,54 \text{ Pa} \quad (4.5)$$

5) Měrné tepelné zatížení komory  $q_{sk}^v$  je jeden z hlavních parametrů spalovací komory [8]

$$q_{sk}^v = \frac{\dot{q}_{sk}}{V_{sk}} \quad (4.6)$$

kde  $V_{sk}$  je objem spalovací komory a  $\dot{q}_{sk}$  teplo uvolněné ve spalovací komoře.

6) Spalovací komory v leteckých motorech jsou tepelně zatěžovány více, a to z důvodu úspory místa a zmenšení objemu spalovací komory. Zavádí se tedy pojem redukované měrné zatížení objemu  $q_{sk,red}^v$ , což je poměr měrného zatížení a tlaku v komoře. Pro letecké spalovací turbíny se pohybuje mezi  $(350-800) \cdot 10^3 \text{ kW}/(\text{m}^3 \cdot \text{MPa})$ , bude uvažována konzervativnější hodnota  $350 \cdot 10^3 \text{ kW}/(\text{m}^3 \cdot \text{MPa})$ :

$$q_{sk,red}^v = \frac{q_{sk}^v}{p_{sk}} \quad (4.7)$$

$$q_{sk}^v = q_{sk,red}^v \cdot p_{sk} \quad (4.9)$$

$$\dot{q}_{sk} = \text{LHV} \cdot p_{sk} \quad (4.10)$$

$$V_{sk} = \frac{\dot{q}_{sk}}{q_{sk}^v} = 0,0047 \text{ m}^3 \quad (4.11)$$

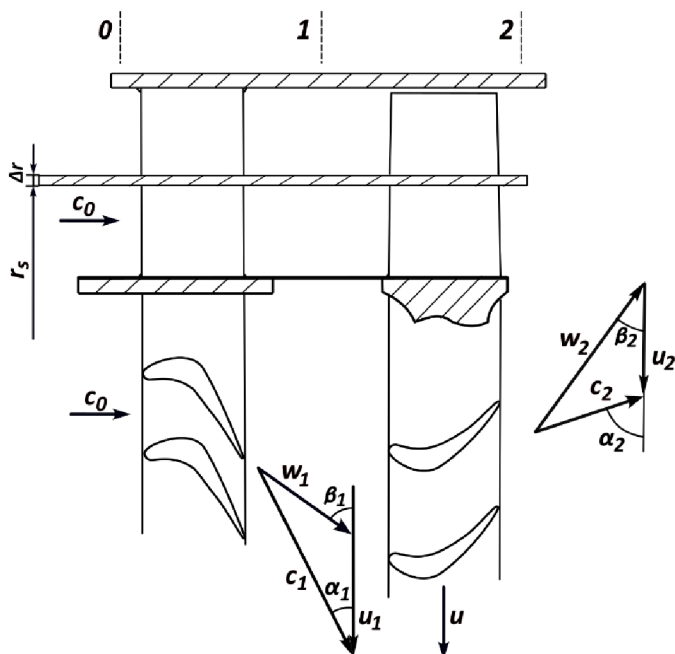
Tabulka 4.1 Měrná tepelná kapacita spalin a hmotnostní poměry obsahu spalin

$c_p$ spalin	$O_2$	$H_2O$	$N_2$
1086 J/(kg·K)	16,34 %	5,11 %	78,55 %

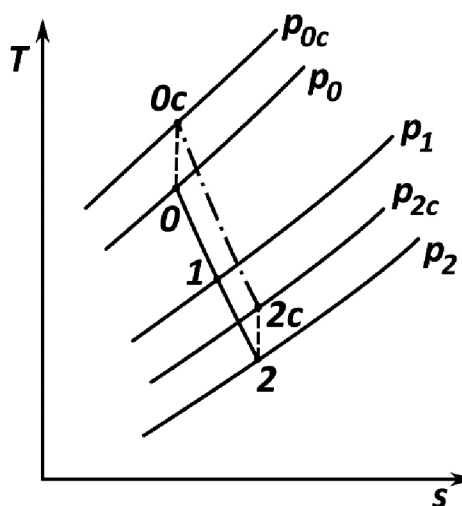
Parametry spalovací komory mají na účinnost celého motoru jeden z největších vlivů. Bylo by možné propočítat další parametry specifikující komoru, to však není předmětem této práce, uvedené veličiny jsou tedy dostačující.

## 5 Turbína

Plynová turbína je motor, v němž se tepelná a tlaková energie pracovní tekutiny transformuje na práci. K přeměně na kinetickou energii dochází v systému zužujících se kanálů umístěných před rotorem, nazývaných stator či rozváděcí kolo. K přeměně na mechanickou práci dochází v rotoru neboli v oběžném kole.



Obr. 5-2 Schéma turbíny



Obr. 5-1 T-s diagram turbíny

Plyny proudí v turbíně buď ve směru shodném s osou rotace, takové jsou nazývány osové neboli axiální, či ve směru poloměru, ty jsou nazývány radiální. Radiální se dále dělí na odstředivé a dostředivé dle toho, jakým směrem putuje pracovní látka. Radiální turbíny se využívají především pro malé hmotnostní průtoky (turbodmychadla aut, v letectví pak u různých agregátů, velmi malých lopatkových motorů nebo po pohon čerpadel v kapalínových raketových motorech).

Turbíny mohou být dále děleny na akční, zvané též rovnotlakové, či reakční, zvané protitlakové. V rovnotlakové turbíně je statický tlak před a za rotorem shodný, v přetlakové turbíně je statický tlak před rotorem vyšší než za ním. Poměr tlaků před a za rotorem, a tím i využitý entalpický spád v rotoru, vyjadřuje stupeň reakce.

### 5.1 Návrh turbíny

Stejně jako v návrhu kompresorové části motoru je i u té turbínové nutno počítat s několika předem danými parametry na vstupu do turbíny, jako jsou otáčky, teplota a tlak horkých plynů a hmotnostní tok spalin. Z předchozích výpočtů v kapitole o kompresoru a spalovací komoře byly zjištěny následující hodnoty:

$$p_{0c} = 227594,54 \text{ Pa}$$

$$T_{0c} = 1000 \text{ K} = 726,85 \text{ °C}$$

$$\dot{m}_{sp} = 2,442 \text{ kg/s}$$

$$n = 28680 \text{ min}^{-1}$$

Veličiny budou označeny indexy, přičemž index 0 znamená stav před statorem, stav 1 za statorem a stav 2 za rotorem turbíny.

**5.1.1 Výpočet parametrů proudu na středním průměru**

V oboru klasických parních či spalovacích turbín je zadáno ještě více parametrů než v úvodu kapitoly, např. střední průměr lopatkování dané z důvodu typizace a unifikace, nebo tlak za regulačním stupněm z důvodu konstrukčních či materiálových požadavků [11]. V obou případech je pak dále nutno volit další veličiny ovlivňující výpočet, zpravidla dle zkušenosti konstruktéra (v prvním případě volba optimálního poměru mezi celkovou a obvodovou rychlostí, v druhém otáčky rotoru). Díky tomu, že nebyly tyto parametry zadáním nijak specifikovány, byl volen výpočet pomocí Lavalova čísla, jak bude dále rozvedeno bodě 4.

- 1) Výkon turbíny se musí rovnat příkonu kompresoru. Efektivní práce turbíny lze spočítat při znalosti mechanické účinnosti, která bývá 0,97 až 0,98 [7]. Pro zvolenou turbínu je počítáno s 0,97.

$$W_{eT} = \frac{W_{eK}}{\eta} = \frac{W}{\eta} \quad (5.1)$$

- 2) Obvodová rychlost na středním průměru.

$$u_{1s} = \sqrt{\frac{W_{eT}}{\mu}} \quad (5.2)$$

Kde součinitel zatížení  $\mu = \frac{\cos \alpha_1}{\frac{u_{1s}}{c_1}}$ . Reakční letecké turbíny mívají úhel  $\alpha_1 = 22^\circ$  až  $30^\circ$  a poměr  $\frac{u_{1s}}{c_1}$  mezi 0,55 až 0,7. Určeny hodnoty  $30^\circ$  a 0,7.

- 3) Rychlost na výstupu ze statoru [7].

$$c_1 = \frac{u_{1s}}{\frac{u_{1s}}{c_1}} \quad (5.3)$$

- 4) Lavalovo číslo  $\lambda_1$  na výstupu ze statoru, stanovené za předpokladu, že není ze statoru přiváděno ani odváděno teplo.

$$\lambda_1 = \frac{c_1}{\sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} \cdot r \cdot T_{1c}}} \quad (5.4)$$

- 5) Ideální rychlost a Lavalovo číslo na výstupu ze statoru.  $\varphi$  značí součinitel ztráty rychlosti ve statoru, jenž se u leteckých turbín pohybuje v rozmezí 0,95 až 0,98, [7] zvoleno 0,96.

$$c_{1id} = \frac{c_1}{\varphi}, \quad \lambda_{id} = \frac{\lambda_1}{\varphi} \quad (5.5) \quad (5.6)$$

- 6) Stavové veličiny na výstupu ze statoru ze stavové rovnice.

$$p_1 = p_{0c} \cdot \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \cdot \lambda_{1id}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (5.7)$$

$$p_{1c} = \frac{p_1}{\left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \cdot \lambda_1^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (5.8)$$

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} \quad (5.9)$$

7) Střední průměr na výstupu ze statoru.

$$D_{1s} = \frac{u_{1s} \cdot 60}{\pi \cdot n_T} \quad (5.10)$$

8) Plocha výstupu ze statoru.

$$A_1 = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \cdot c_1 \cdot \sin \alpha_1} \quad (5.11)$$

9) Délka lopatky statoru.

$$l_1 = \frac{A_1}{\pi \cdot D_{1s}} \quad (5.12)$$

10) Vnitřní a vnější průměr na vstupu do rotoru.

$$D_{1e} = D_{1s} + l_1 \quad (5.13)$$

$$D_{1i} = D_{1s} - l_1 \quad (5.14)$$

11) Relativní rychlost na vstupu do rotoru.

$$w_1 = c_1 \sqrt{1 + \left(\frac{u_{1s}}{c_1}\right)^2 - 2 \frac{u_{1s}}{c_1} \cos \alpha_1} \quad (5.15)$$

12) Volba lopatkování stupně. Zvoleno lopatkování dle volného víru, [7] pro nějž platí následující podmínky:  $c_{1a}, c_{2a}, W_T = \text{konst.}$ ,  $c_{1u} \cdot r, c_{2u} \cdot r = \text{konst.}$  Při splnění podmínek lze stanovit úhel.

$$\operatorname{tg} \alpha_{1i} = \operatorname{tg} \alpha_1 \cdot \frac{D_{1i}}{D_{1s}} \quad (5.16)$$

13) Pro zvolený druh lopatkování je určena relativní reakce [7].

$$\bar{\rho} = \cos^2 \alpha_{1i} \left[ 1 - \left(\frac{D_{1i}}{D_{1s}}\right)^2 \right] \quad (5.17)$$

14) Je určena reakce na středním průměru, přičemž  $\rho_i$  je zvolen 0,1 z možného rozmezí 0 až 0,1. [7]

$$\rho = \rho_i + \bar{\rho}(1 - \rho_i) \quad (5.18)$$

15) Adiabatický spád entalpie na rotoru.

$$h_{02} = \frac{c_1^2}{2\varphi^2} \cdot \frac{\rho}{1 - \rho} \quad (5.19)$$

16) Relativní rychlost na výstupu z rotoru, pro niž bývá relativní součinitel ztráty  $\Psi$  pro krátké lopatky 0,9. [7]



$$w_2 = \Psi \sqrt{w_1^2 + 2h_{02}} \quad (5.20)$$

17) Obvodová složka relativní rychlosti, jejíž výpočet je prováděn na průměru  $D_{1s}$ , a proto je  $u = u_{2s} = u_{1s}$ .

$$w_{2u} = \frac{W_T}{u_s} - (c_1 \cdot \cos \alpha_1 - u_{1s}) \quad (5.21)$$

18) Složky absolutní rychlosti na výstupu z rotoru.

$$c_{2u} = w_{2u} - u_s \quad (5.22)$$

$$c_{2a} = w_{2a} = \sqrt{w_2^2 - w_{2u}^2} \quad (5.23)$$

19) Úhel absolutní rychlosti na výstupu z rotoru.

$$\operatorname{tg} \alpha_2 = \frac{c_{2a}}{c_{2u}} \quad (5.24)$$

20) Stavové veličiny na výstupu z rotoru.

$$c_2 = \frac{c_{2a}}{\sin \alpha_2} \quad (5.25)$$

$$T_{2c} = T_{0c} \cdot \frac{W_T}{c_p} \quad (5.26)$$

$$T_2 = T_{2c} - \frac{c_2^2}{2c_p} \quad (5.27)$$

$$p_2 = p_1 \left( 1 - \frac{2h_{02}}{T_1 \cdot c_p} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (5.28)$$

$$\rho_2 = \frac{p_2}{R \cdot T_2} \quad (5.29)$$

21) Plocha na výstupu z rotoru.

$$A_2 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 \cdot c_2 \cdot T_2} \quad (5.30)$$

22) Výběr tvaru kanálu je na uvážení konstruktéra, popřípadě je dáno dispozičním řešením celého draku létajícího stroje. [7] V našem případě není okolí turbíny nijak specifikováno, a proto byl zvolen kanál s konstantním vnějším průměrem  $D_{1e} = D_{2e}$ , aby byly rozměry stroje co nejmenší.

$$D_{2i} = \sqrt{D_e^2 - \frac{4 \cdot A_2}{\pi}} \quad (5.31)$$

$$D_{2s} = \frac{D_{2i} + D_e}{2} \quad (5.32)$$

23) Šířka lopatky  $h$ . Pro lopatky kratší než 40 mm je poměr  $\frac{l}{h}$  v rozmezí 0,7 až 0,9. [7] Zvolen poměr 0,8.

$$h = 0,8 \cdot l_2 \quad (5.33)$$

24) Celkový tlak na výstupu z rotoru.

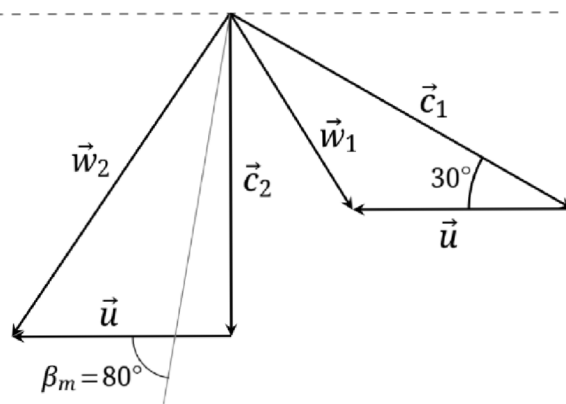
$$p_{2c} = p_2 \left( \frac{T_{2c}}{T_2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (5.34)$$

25) Celková účinnost turbíny.

$$\eta_{Tc} = \frac{1 - \frac{T_{2c}}{T_{0c}}}{1 - \left( \frac{p_{2c}}{p_{0c}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (5.35)$$

### 5.1.2 Návrh rotorové lopatkové mříže na středním průměru

1) Zobrazení rychlostních trojúhelníků pro grafické řešení středního úhlu  $\beta_m$ .



Obr. 5-3 Rychlostní trojúhelník na středním průměru

2) Podle šířky mříže  $h$  je stanovena těživa profilu  $b$ . [7]

$$b = \frac{h}{\sin \beta_m} \quad (5.36)$$

3) Dle diagramu z [7, s. 277] je stanovena relativní rozteč  $\frac{t}{b} = 0,91$ , za účelem minimalizace ztrát.

4) Rozteč mříže. [7]

$$t = b \cdot \frac{t}{b} \quad (5.37)$$

5) Počet lopatek.

$$z = \pi \cdot \frac{D_s}{t} \quad (5.38)$$

6) Počet lopatek je zaokrouhlen na celé číslo, načež je zpětně upravena hodnota  $t$ .

### 5.1.3 Kontrola součinitelů ztráty rychlosti ve statorové mříži

1) Dle diagramu [7, s. 277] je pro úhel  $\alpha_1$  a poměr  $\frac{t}{b}$  určen součinitel profilové ztráty  $\xi_p = 0,03$ .

2) Určení plochy  $A_{1n}$  za předpokladu, že výstupní hrana statorové lopatky je shodná s úhlem absolutní rychlosti na výstupu ze statoru  $\varphi_1 = \alpha_1$ . [7]

$$A_{1n} = A_1 \cdot \sin \varphi_1 \quad (5.39)$$

3) Stanovení poměru průtočných ploch.

$$\left(\frac{A_{1n}}{A_{0n}}\right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{D_{1i}}{D_{1e}}\right)} \quad (5.40)$$

4) Z tohoto poměru lze dle diagramu v [7, s. 286] určit součinitele indukovaných ztrát, jenž pro tento konkrétní výpočet vychází  $\xi_i = 0,0074$ .

5) Je určen teoretický součinitel vztlaku. [7]

$$\cotg \alpha_m = \frac{\cotg \alpha_1}{2} \quad (5.41)$$

$$c_{yt} = 2 \frac{t}{b} \sin \alpha_m (\cotg \alpha_0 + \cotg \alpha_1) \quad (5.42)$$

6) Indukované ztráty lze spočítat dle [7]:

$$\xi_i = \lambda \left(\frac{c_{yt}}{\frac{t}{b}}\right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \alpha_1}{\sin^3 \alpha_m} \quad (5.43)$$

7) Ztráty radiální vůlí u statoru nejsou aplikovatelné a vychází tedy nulové,  $\xi_m = 0$

8) Celkové ztráty statoru se rovnají sumě všech dílčích ztrát.

$$\xi_c = \xi_p + \xi_i + \xi_m \quad (5.44)$$

9) Součinitel ztráty rychlosti. [7]

$$\varphi = \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_c}} \quad (5.45)$$

#### 5.1.4 Kontrola součinitelů ztráty rychlosti v rotorové mříži

1) Profilové ztráty pro daný poměr  $\frac{t}{b}$  a úhel  $\beta$  odečteme z [7, s. 277]

$$\xi_{2p} = \left[ \xi_{p \beta_1=90^\circ} + \left(\frac{90 - \beta_1}{90 - \beta_2}\right)^2 \cdot (\xi_{p \beta_1=\beta_2} - \xi_{p \beta_1=90^\circ}) \right]^2 \cdot \left(\frac{\frac{c}{b}}{0,2}\right)^{-\frac{90-\beta_1}{90-\beta_2}} \quad (5.46)$$

2) Určení průtočných ploch na vstupu a výstupu z rotoru orientovaných kolmo k směru rychlosti proudnic. [7]

$$A_{1n} = A_1 \cdot \sin \varphi_1 \quad (5.47)$$

$$A_{2n} = A_2 \cdot \sin \varphi_2 \quad (5.48)$$

3) Výpočet poměru patních a špicových průměrů.

$$D'_i = \frac{D_{1i} + D_{2i}}{2} \quad (5.49)$$

$$D'_e = \frac{D_{1e} + D_{2e}}{2} \quad (5.50)$$

- 4) V závislosti na poměru průtočných ploch a průměrů lze dle diagramu [7, s. 286] určit součinitel indukovaných ztrát  $\lambda$ .

$$\lambda = f \left[ \left( \frac{A_{2n}}{A_{1n}} \right)^2 \cdot \frac{1}{1 + \left( \frac{D'_i}{D'_e} \right)} \right] \quad (5.51)$$

- 5) Teoretický součinitel vztlaku [7].

$$c_{yt} = 2 \frac{t}{b} \sin \beta_m (\cotg \beta_1 + \cotg \beta_2) \quad (5.52)$$

- 6) Indukované ztráty rotoru. [7]

$$\xi_{2i} = \lambda \left( \frac{c_{yt}}{t} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_2}{\sin^3 \beta_m} \quad (5.53)$$

- 7) Hodnota vůle odhadnuta tak, aby bylo splněno: [7]

$$\delta = D_{2s} \cdot 0,002 \quad (5.54)$$

- 8) Teoretický součinitel tlaku je již znám a předpokládáme oběžné kolo bez bandáže, proto lze hodnotu radiální vůle určit přímo pomocí: [7]

$$\xi_{2m} = \frac{\delta}{2 \cdot \frac{l_1 + l_2}{2}} \left( \frac{c_{yt}}{t} \right)^2 \cdot \frac{\sin^2 \beta_2}{\sin^3 \beta_m} \quad (5.55)$$

- 9) Celkové ztráty v rotorové mříži.

$$\xi_{2c} = \xi_{2p} + \xi_{2i} + \xi_{2m} \quad (5.56)$$

- 10) Součinitel ztráty rychlosti. [7]

$$\Psi = \sqrt{\frac{1}{1 + \xi_{2c}}} \quad (5.57)$$

### 5.1.5 Návrh lopatkování rotoru

Bylo zvoleno lopatkování dle volného víru, jak je u leteckých turbín častá praxe. [7]

- 1) Rychlosti na vnějším průměru.

$$u_{1e} = u_{1s} \cdot \frac{D_{1e}}{D_{1s}} \quad (5.58)$$

$$c_{1as} = c_{1ae} \quad (5.59)$$

$$c_{1ue} = c_{1us} \cdot \frac{D_{1s}}{D_{1e}} \quad (5.60)$$

$$c_{2as} = c_{2ae} \quad (5.61)$$

$$c_{2ue} = c_{2us} \cdot \frac{D_{1s}}{D_{1e}} \quad (5.62)$$

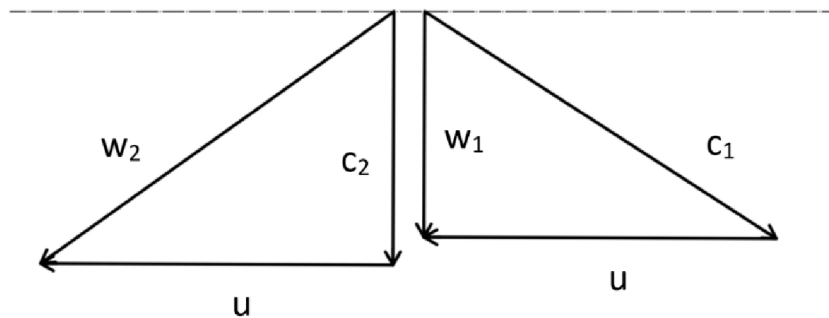
$$c_{1e} = \sqrt{c_{1as}^2 + c_{1ue}^2} \quad (5.63)$$

$$w_{1e} = \sqrt{c_{1as}^2 + (c_{1ue} - u_e)^2} \quad (5.64)$$

$$c_{2e} = \sqrt{c_{2as}^2 + c_{2ue}^2} \quad (5.65)$$

$$w_{2e} = \sqrt{c_{2as}^2 + (c_{2ue} - u_e)^2} \quad (5.66)$$

Rychlosti jsou graficky znázorněny na rychlostním trojúhelníku.



Obr. 5-4 Rychlostní trojúhelník pro rotor na vnějším průměru

Tabulka 5.1 Hodnoty rychlostí na vnějším průměru v m/s

$u_{1e}$	$c_{1ue}$	$c_{1e}$	$w_{1e}$	$c_{2e}$	$w_{2e}$
407,03	399,17	475,76	258,97	299,17	505,15

2) Rychlosti na vnitřním průměru.

$$u_{1i} = u_{1s} \cdot \frac{D_{1i}}{D_{1s}} \quad (5.67)$$

$$c_{1as} = c_{1ai} \quad (5.68)$$

$$c_{1ui} = c_{1us} \cdot \frac{D_{1s}}{D_{1i}} \quad (5.69)$$

$$c_{2as} = c_{2ai} \quad (5.70)$$

$$c_{2ui} = c_{2us} \cdot \frac{D_{1s}}{D_{1i}} \quad (5.71)$$

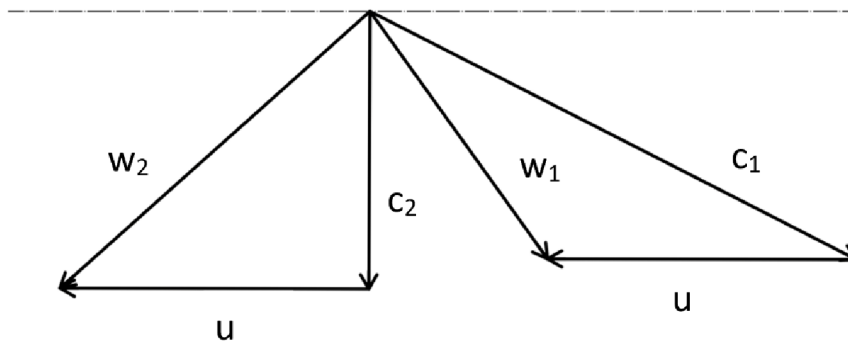
$$c_{1i} = \sqrt{c_{1as}^2 + c_{1ui}^2} \quad (5.72)$$

$$w_{1i} = \sqrt{c_{1as}^2 + (c_{1ui} - u_i)^2} \quad (5.73)$$

$$c_{2i} = \sqrt{c_{2as}^2 + c_{2ui}^2} \quad (5.74)$$

$$w_{2i} = \sqrt{c_{2as}^2 + (c_{2ui} - u_i)^2} \quad (5.75)$$

Rychlosti jsou graficky znázorněny na rychlostním trojúhelníku.



Obr. 5-5 Rychlostní trojúhelník pro rotor na vnitřním průměru

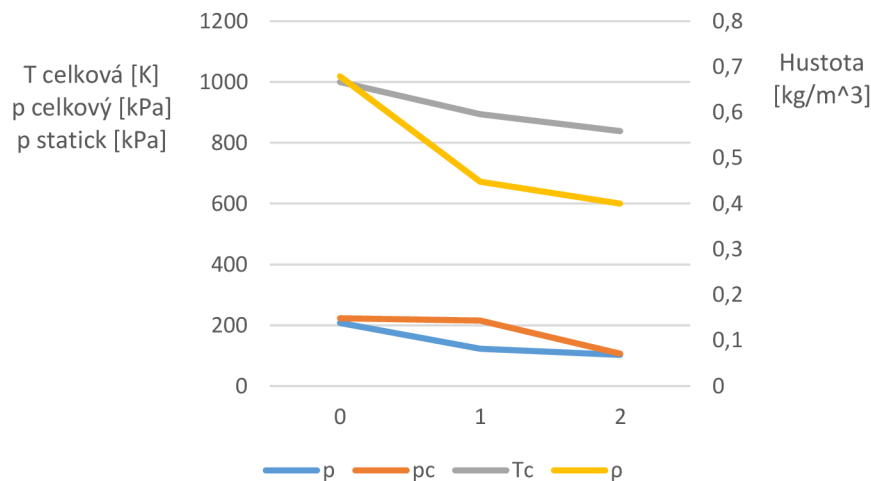
Tabulka 5.2 Hodnoty rychlostí na vnitřním průměru v m/s

$u_{1i}$	$c_{1ui}$	$c_{1i}$	$w_{1i}$	$c_{2i}$	$w_{2i}$
317,75	511,33	573,12	323,23	299,17	436,43

3) Reakce na vnějším průměru. [7]

$$\bar{\rho}_e = \cos^2 \alpha_{1i} \left[ 1 - \left( \frac{D_{1s}}{D_{1e}} \right)^2 \right] \quad (5.76)$$

$$\rho_e = \rho_i + \bar{\rho}_e (1 - \rho_i) \quad (5.77)$$



Obr. 5-6 Průběh teploty, statického a celkového tlaku a hustoty v turbíně

Tabulka 5.3 Výsledné hodnoty určujících parametrů turbíny

n otáčky	$\eta_c$ účinnost	$l_1$ délka stat. lopatky	$l_2$ délka rot. lopatky
28680 min <sup>-1</sup>	0,893	29,72 mm	29,68 mm
$p_2$	$p_{2c}$	$T_{2c}$	$\rho_2$
96 499,9 Pa	101 414,4 Pa	850 K = 577 °C	0,4154 kg/m <sup>3</sup>

## 6 Tryska

V dnešních leteckých tryskových motorech je používána řada druhů výstupních soustav, což je dáno druhem motoru (proudový, turbohřídelový, raketový nebo náporový), umístěním motoru v draku letadla, použitím letounu a jeho režimem letu. Smyslem trysky je přeměna tlakové energie v energii kinetickou a vytvoření tahu, při čemž klesá statická entalpie pracovní tekutiny.

### 6.1 Návrh trysky

$p_{2c} = 101414,4$  Pa, tlak za turbínou, na kterou přímo navazuje tryska

$T_{2c} = 850$  K = 577 °C

$\dot{m}_{sp} = 2,442$  kg/s

- 1) Zprvu je nutné zjistit, zdali bude proudění v trysce podkritické, kritické či nadkritické, a to podle rovnice pro kritický tlak. [12]

$$p'_{krit} = \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (6.1)$$

$$p_{krit} = \frac{p_0}{p_{2c}} \quad (6.2)$$

- 2) Expanzní podíl, tedy podíl tlaků v okolní atmosféře a v trysce, vychází nižší než kritický podíl tlaků. Proudění tedy bude nadkritické, což znamená, že bude v trysce zpracován jen určitý tlak spalin a zbytek bude vyexpandován v okolní atmosféře. [12] Je tedy nutné, nastavit tlak v trysce tak, aby se rovnal kritickému expanznímu poměru při jmenovitém stavu.

$$p_3 = p'_{krit} \cdot p_{2c} \quad (6.3)$$

- 3) Výpočet stavu plynu v bodě 3 v trysce pro adiabatickou expanzi ze stavové rovnice plynů.

$$T_{3\ iz} = T_{2c} \left( \frac{p_0}{p_{2c}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \quad (6.4)$$

$$i_{3\ iz} = (T_{3\ iz} - 273,15) \cdot c_p \quad (6.5)$$

- 4) Výpočet stavu plynu v bodě 3 v trysce při uvažování ztrát. Odhad účinnosti trysky  $\eta_{tr} = 0,92$ .

$$i_3 = i_2 - \eta_{tr}(i_2 - i_{3\ iz}) \quad (6.6)$$

$$T_3 = \frac{i_3}{c_p} \quad (6.7)$$

- 5) Výpočet hustoty plynu v bodě 3.

$$\rho_3 = \frac{p_3}{T_3 \cdot R} \quad (6.8)$$

6) Rychlost proudění na výstupu z trysky. [12]

$$c_e = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} R \cdot T_{2c} \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{p_{2c}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (6.9)$$

7) Průtočná plocha trysky lze vypočítat ze zákona zachování hmotnosti.

$$A_3 = \frac{\dot{m}}{c_e \cdot \rho_3} \quad (6.10)$$

8) Průměr trysky.

$$D_3 = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_3}{\pi}} \quad (6.11)$$

9) Tah motoru.

$$F = A_3 \cdot (p_3 - p_0) + (c_e - c_1) \cdot \dot{m} \quad (6.12)$$

$c_e$ výstupní rychlost	$A_3$ plocha průřezu	$D_3$ průměr	F tah
611,5 m/s	0,0176 m <sup>2</sup>	0,149 m	1360,2 kN



## 7 Porovnání současných leteckých motorů s vodíkovým motorem

Myšlenka leteckého motoru poháněného vodíkem znovu vstoupila do povědomí výrobců letadel a jejich pohonů. Tentokrát ne pouze na úrovni vojenského letectví s cílem dosahovat vyššího dosahu a dostup, ale hlavně v civilním sektoru, a to v souvislosti se zpřísnujícími se normami na emise, znečišťující životní prostředí společně s obecným trendem snižování uhlíkové stopy napříč všemi odvětvími průmyslu. Několik velkých aerolinek se již zavázalo k dosažení netto nulových emisí oxidu uhličitého do poloviny 21. století [13].

Způsob, jakým je těchto cílů dosahováno, však v současnosti nejde cestou spalování vodíku v letadlových motorech, popřípadě jeho použití v palivových článcích pro pohon elektrických motorů, kdežto cestou obnovitelného letadlového benzínu (SAF-sustainable air fuel). Ten je získáván z použitého oleje na vaření a dalších odpadních a zbytkových materiálů. V porovnání se získáváním leteckého benzínu ze surové ropy tak lze údajně ušetřit až 80 % skleníkových plynů [14]. Toho by mělo palivo dosáhnout díky čistějšímu spalování, protože je palivo předem purifikováno hydrodeoxygenací, která palivo zbavuje síry a dalších nečistot, což výrazně snižuje hlavně emise pevných částic po spalování. V současnosti je dle americké legislativy SAF pouze přimícháván do konvenčního paliva v poměru 50:50. Důvod pro tento limit je, že na těsnění v nádržích, které bylo po dlouhou dobu vystaveno fosilnímu palivu, může docházet k netěsnostem. Nicméně aerolinky v Evropě již experimentují se 100% SAF. [13]

Další možností je získávat SAF pomocí syntézy vodíku a CO<sub>2</sub>. Za předpokladu, že by elektrická energie, potřebná k syntéze SAF a elektrolýze vodíku, byla získávána z obnovitelných zdrojů, bylo by možné dosáhnout uhlíkově neutrální životní cyklus paliva. Jedním ze způsobů získávání CO<sub>2</sub> ze vzduchu je DCC (direct carbon capture), tedy získávání plynného oxidu uhličitého přímo z atmosféry. Tato metoda je však energeticky i ekonomicky velmi náročná, a proto, pokud aerolinky potřebují splnit kvóty v souvislosti s emisními povolenkami, volí jiné cesty, např. konzervace lesů, která reálně problém s nadprodukcí CO<sub>2</sub> neřeší. Realisticky tak bude uhlíkově neutrální cyklus obnovitelného paliva záviset na DCC.

### 7.1 Novodobé projekty letadel na vodíkový pohon

Ambiciózní projekt firmy Airbus nazvaný ZEROe má za cíl vyvinout první komerční letadlo na vodíkový pohon do roku 2035. Ve svém vývojovém projektu experimentuje s třemi různými konfiguracemi letadel, a sice turboprop, turbofan a BWB (blended-wing body), tedy tvar letadla kde, trup splývá s křídlem a není mezi nimi zřetelně rozeznatelná hranice. Všechny z nich mají hybridní pohon, což znamená, že je vodík jednak spalován v motoru se spalovací turbínou a zároveň využívány v palivových článcích pro generaci elektrické energie, která v modifikovaném motoru napomáhá hřídel, čímž je dosaženo vyšší účinnosti. [15]



Obr. 7-1 Turbofan od Airbusu [15]



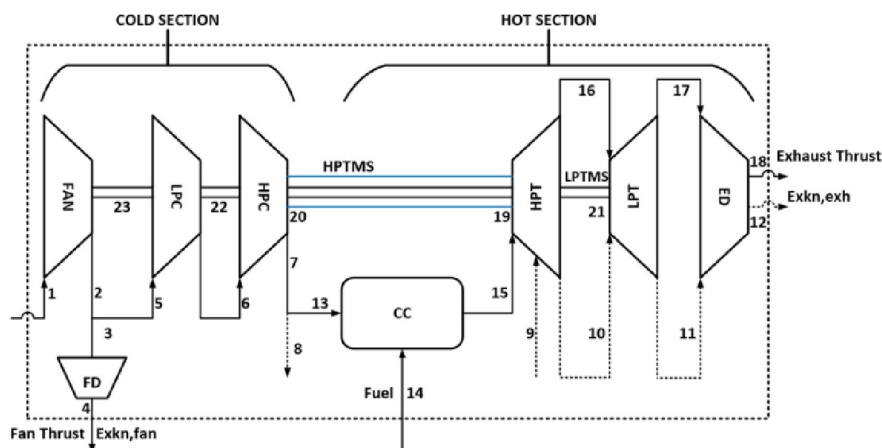
Obr. 7-2 Turboprop od Airbusu [15]



Obr. 7-3 Blended-wing body od Airbusu [15]

## 7.2 Srovnání vodíku s konvenčním palivem v leteckém motoru

Společnosti jako Airbus nebo Rolls-Royce plánují vývoj nového motoru, který by měl fungovat na vodík s vyšší účinností. Vodík lze ale už nyní použít v řadě stávajících leteckých motorů, důvodem, proč se tomu tak zatím neděje, je problém uchování vodíku v letadle. V případě využití těchto dvou různých paliv ve stejném motoru je průběh stavových veličin vzduchu v kompresorové části srovnatelný, tedy motor nasává a komprimuje prakticky stejné množství vzduchu. Rozdíl nastává v části spalovací komory, kde je vodík díky vyššímu energetickému obsahu spalován s mnohem vyšším přebytkem vzduchu. Pokud je hmotnostní tok vzduchu vystupujícího z kompresoru konstantní, znamená to tedy přibližně dvaapůlkrát nižší spotřebu vodíku oproti kerosinu. [16] Následující obrázek popisuje schéma turboventilátorového dvouhřídelového motoru Pratt&Whitney 4056 s tahem 249,1 kN, po němž následují tabulky průběhů hmotnostního toku, tlaku, teploty, tepelných kapacit a energetických poměrů v jednotlivých částech motoru zvláště pro kerosin a pro vodík.



Obr. 7-4 Schéma motoru PT4056 [16]

Tabulka 7.2 Průběhy tlaků, teplot a energetických bilancí v sekcích motoru pro kerosin [16]

Station	Fluid/Work	Location	$\dot{m}$ (kg/s)	$P$ (kPa)	$T$ (K)	$C_p$ (kJ/kgK)	$\dot{E}_x^{ph}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{kn}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{ch}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{total}$ (kJ/kg)	Energy flow (kJ/kg)
0	Air	Ambient	0.00	101.33	288.15	1.00375	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1	Air	Fan inlet	774.07	101.33	288.15	1.00375	0.00	11.38	0.00	8806.79	8806.79
2	Air	Fan outlet	774.07	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	41607.77	44500.33
3	Air	Fan Duct inlet	645.06	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	34673.23	37083.70
4	Air	Fan Duct outlet	645.06	166.75	337.50	1.00651	45.02	7.92	0.00	34146.97	37660.95
5	Air	LPC inlet	129.01	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	6934.54	7416.63
6	Air	HPC inlet	129.01	261.82	399.50	1.01301	95.93	7.37	0.00	13327.19	15847.25
7	Air	HPC outlet	129.01	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	71100.82	82624.70
8	Air	Cooling air	12.90	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	7110.08	8262.47
9	Air	Cooling air	12.90	2940.96	935.45	1.12802	625.96	0.59	0.00	8083.17	9889.52
10	Air	Cooling air	12.90	510.45	1103.65	1.15602	629.13	6.00	0.00	8193.71	12805.62
11	Air	Cooling air	12.90	104.45	862.85	1.11242	290.26	7.83	0.00	3845.67	8752.70
12	Air	Cooling air	12.90	103.93	855.52	1.11076	284.01	10.23	0.00	3795.88	8660.11
13	Air	CC inlet	116.11	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	63990.74	74362.23
14	Fuel		2.85	2500.00	298.15		0.00	0.00	45806.98	130549.89	122903.40
15	Combustion gases	HPT inlet	118.96	2940.96	1505.15	1.29724	1242.34	0.59	0.00	147858.08	197936.27
16	Combustion gases	LPT inlet	118.96	510.45	1103.65	1.22634	660.71	6.00	0.00	79310.15	127311.46
17	Combustion gases	LPT outlet	118.96	104.45	862.85	1.17117	305.48	7.83	0.00	37271.70	86738.61
18	Combustion gases	ED outlet	118.96	103.93	855.52	1.16942	298.92	10.23	0.00	36775.18	85824.12
19	Mechanical work										67708.71
20	Mechanical work										66777.45
21	Mechanical work										44625.78
22	Mechanical work										44124.16
23	Mechanical work										35693.53

Tabulka 7.1 Průběhy tlaků, teplot a energetických bilancí v sekcích motoru pro vodík [16]

Station	Fluid/Work	Location	$\dot{m}$ (kg/s)	$P$ (kPa)	$T$ (K)	$C_p$ (kJ/kgK)	$\dot{E}_x^{ph}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{kn}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{ch}$ (kJ/kg)	$\dot{E}_x^{total}$ (kJ/kg)	Energy flow (kJ/kg)
0	Air	Ambient	0.00	101.33	288.15	1.00375	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1	Air	Fan inlet	774.07	101.33	288.15	1.00375	0.00	11.38	0.00	8806.79	8806.79
2	Air	Fan outlet	774.07	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	41607.77	44500.33
3	Air	Fan Duct inlet	645.06	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	34673.23	37083.70
4	Air	Fan Duct outlet	645.06	166.75	337.50	1.00651	45.02	7.92	0.00	34146.97	37660.95
5	Air	LPC inlet	129.01	172.25	338.60	1.00660	47.87	5.88	0.00	6934.54	7416.63
6	Air	HPC inlet	129.01	261.82	399.50	1.01301	95.93	7.37	0.00	13327.19	15847.25
7	Air	HPC outlet	129.01	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	71100.82	82624.70
8	Air	Cooling air	12.90	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	7110.08	8262.47
9	Air	Cooling air	12.90	2940.96	895.15	1.11956	592.44	0.59	0.00	7650.73	9205.26
10	Air	Cooling air	12.90	510.45	1051.50	1.14883	582.16	6.00	0.00	7587.76	11930.31
11	Air	Cooling air	12.90	104.45	822.46	1.10314	258.54	7.83	0.00	3436.49	8074.62
12	Air	Cooling air	12.90	103.93	816.96	1.10185	253.90	9.93	0.00	3403.67	8009.86
13	Air	CC inlet	116.11	3031.92	838.50	1.10687	549.55	1.57	0.00	63990.74	74362.23
14	Fuel		1.03	2500.00	298.15		0.00	0.00	134778.00	138674.43	122903.30
15	Combustion gases	HPT inlet	117.14	2940.96	1420.15	1.39069	1235.93	0.59	0.00	144842.92	197536.12
16	Combustion gases	LPT inlet	117.14	510.45	1051.50	1.30128	652.37	6.00	0.00	77119.40	127102.11
17	Combustion gases	LPT outlet	117.14	104.45	822.46	1.23825	290.10	7.83	0.00	34899.31	86332.35
18	Combustion gases	ED outlet	117.14	103.93	816.96	1.23675	284.89	9.93	0.00	34535.16	85636.46
19	Mechanical work										67708.96
20	Mechanical work										66777.45
21	Mechanical work										44625.44
22	Mechanical work										44124.16
23	Mechanical work										35693.53

Jak lze z průběhů vidět, celková energetická účinnost motoru klesá z původních 26,9 % pro kerosin na 24,3 % pro vodík, což je stále relativně uspokojivý výsledek, vezmeme-li v úvahu, že byl motor primárně konstruován pro kerosinové palivo a většina ztrát se odehrávala právě ve spalovací komoře, která byla navržena pro spalování kerosinu. Modifikace, potřebné pro zvýšení této účinnosti, by musely brát v úvahu vlastnosti spalování vodíku, mimo jiné vyšší rychlost šíření vodíkového plamene, nižší vzdálenost vyhasnutí od stěny spalovací komory. Další konstrukční modifikace, potřebné pro využívání vodíku by byly například výměník tepla, kde by se kapalný vodík přeměnil na plynný.

Podobného výsledku dosáhla studie, jež použila pro srovnání paliv jednoproudový motor firmy General Electric J79-GE-17. Oproti motoru PT4056 však celková energetická účinnost vzrostla z původních 28,54 % pro JP-8 (kerosin využívaný ve vojenském sektoru) na 30,73 %. [17]

## **ZÁVĚR**

Výpočty kompresoru a turbíny vyžadovaly předpoklad několika zadaných veličin, které byly následně iteračně ověřeny. První iterace byla provedena v tabulkovém procesoru Excel pro ideální plyn, přesný výpočet pro termodynamická data reálného plynu pak v programu EES. Výběr radiálního kompresoru byl z hlediska dosahovaného stlačení vhodný, stejně jako konstrukční uspořádání turbíny. Tryska je jednoduchá konfuzorová bez možnosti změny geometrie, do níž byla vložena hubice, aby změna průměru motoru byla po jeho délce rovnoměrná. Lze podotknout, že dle vypočítaných hodnot je motor mírně předimenzován a splňuje tak nad míru očekávání, dané zadáním. V reálné praxi se však vypočítané hodnoty málokdy shodují s hodnotami naměřenými při testovací fázi výsledného produktu, a to proto, že je z technologického hlediska obtížné vyrobit komponenty přesně dle konstrukčního zadání. Mírně vyšší kompresní poměr a měrný tah trysky tak vyhovují potřebám práce. V porovnání s dosavadními typy motorů shledáváme, že konstrukční odlišnosti nejsou výrazné a podstatná změna nastává až při konstrukci samotného letounu, pro nějž musí být vyřešena otázka skladování vodíku s velmi nízkou hustotou, což je spolu s ekonomicky náročným získáváním vodíku a nedostačující infrastrukturou jeho hlavní nevýhodou. Výhodou však zůstává příznivý vliv z hlediska ekologie při využití obnovitelných zdrojů a jeho vysoká energetická hustota.

Z logistických a ekonomických důvodů lze konstatovat, že budoucnost vodíku v letectví bude především záviset na jedné straně na ekonomičnosti přechodu na vodík, potažmo na tom, budou-li vyvinuty efektivnější technologie k jeho získávání a skladování, a na straně druhé legislativa zvláště západních zemí, které se snaží prosadit uhlíkově neutrální politiku. Pokud v těchto dvou směrech nedojde k zásadní změně, je pravděpodobné, že se budoucnost letectví bude ubírat spíše cestou biopaliv, které nevyžadují zásadnějších investic do infrastruktury.

## SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] Jet Engine. In: *Wikipedia.org* [online]. online: wikipedia.org, 2007 [cit. 2023-05-17]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Jet\\_engine](https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_engine)
- [2] *Skunčí dílny firmy Lockheed: Prvních padesát let*. 1. Plzeň: Lasser - books s.r.o. ISBN 80-7193-046-6.
- [3] *General Aviation World Records* [online]. USA: FAI, 2004 [cit. 2023-05-11]. Dostupné z: [https://web.archive.org/web/20100729111021/http://records.fai.org/general\\_aviation/aircraft.asp?id=779](https://web.archive.org/web/20100729111021/http://records.fai.org/general_aviation/aircraft.asp?id=779)
- [4] Tu-155. In: *Wikipedie.org* [online]. USA: wikipedie.org, 2020 [cit. 2023-02-08]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen-powered\\_aircraft#/media/File:CCCP-85035\\_Tupolev\\_Tu.155\\_\(7286104458\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Hydrogen-powered_aircraft#/media/File:CCCP-85035_Tupolev_Tu.155_(7286104458).jpg)
- [5] U.S. Standard Atmosphere vs. Altitude. In: *Engineeringtoolbox.com* [online]. USA: engineeringtoolbox.com, 2003 [cit. 2023-02-16]. Dostupné z: [https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d\\_604.html](https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html)
- [6] MATTINGLY, Jack. *Aircraft Engine Design*. 4. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002. ISBN 1-56347-538-3.
- [7] KMOCH, Petr a Josef RŮŽEK. *Teorie leteckých motorů: Část první*. První. ČSSR: VA AZ, 1979.
- [8] KOUSAL, Milan. *Spalovací turbíny*. Druhé. Praha: STNL - Nakladatelství technické literatury, 1980.
- [9] KMOCH, Petr. *Teorie leteckých motorů: Část třetí*. První. Brno: Univerzita obrany, 2011. ISBN 9788072317943.
- [10] KADRNOŽKA, Jaroslav. *Tepelné turbíny a turbokompresory*. První. Brno: CERM, 2004. ISBN 80-7204-346-3.
- [11] FIEDLER, Jan. *Parní turbíny*. První. Brno: CERM, 2004. ISBN 8021427779.
- [12] ŠKORPÍK, Jiří. *Proudění plynů a par tryskami* [online]. Druhé. Brno: Jiří Škorpík, 2006 [cit. 2023-05-22]. ISBN 1804-8293. Dostupné z: <https://www.transformacni-technologie.cz/40.html>. English version: Flow of gases and steam through nozzles. Web: [https://www.transformacni-technologie.cz/en\\_40.html](https://www.transformacni-technologie.cz/en_40.html)
- [13] The future of flight in a net-zero-carbon world: 9 scenarios, lots of sustainable aviation fuel. In: *Theconversation.com* [online]. online: theconversation.com, 2023 [cit. 2023-05-15]. Dostupné z: <https://theconversation.com/the-future-of-flight-in-a-net-zero-carbon-world-9-scenarios-lots-of-sustainable-aviation-fuel-199062>
- [14] SAF reduces emissions in aviation by up to 80%. In: *Neste.com* [online]. online: neste.com, 2023 [cit. 2023-05-16]. Dostupné z: <https://www.neste.com/products/all-products/saf/key-benefits>
- [15] ZEROe Towards the world's first hydrogen-powered commercial aircraft. In: *Airbus.com* [online]. online: airbus, 2023 [cit. 2023-05-19]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>
- [16] *Impact of different fuel usages on thermodynamic performances of a high bypass turbofan engine used in commercial aircraft* [online]. [cit. 2023-05-19]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360544221019939>

- [17] BALLI, Ozgur. *Energy, exergy, environmental and sustainability assessments of jet and hydrogen fueled military turbojet engine* [online]. International Journal of Hydrogen Energy, 2022 [cit. 2023-05-19]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360319922017529>. 1<sup>st</sup> Air Maintenance Factory Directorate.
- [18] Jet Engine Combustion Chamber and Turbine Wheel.jpg. In: *Thaiaviation.com* [online]. WWW: [thaiaviation.com](http://thaiaviation.com), 2023 [cit. 2023-04-11]. Dostupné z: <https://thaiaviation.com/gallery2/v/Tango+Squadron+Chiang+Mai/Jet+Engine+Combustion+Chamber+and+Turbine+Wheel.jpg.html>
- [19] Spalovací komora. In: *Rajagiritech.ac.in* [online]. online: [rajagiritech.ac.in](http://rajagiritech.ac.in), 2011 [cit. 2023-05-17]. Dostupné z: [https://www.rajagiritech.ac.in/Home/mech/Course\\_Content/Semester%20IV/ME%20204%20Thermal%20Engineering/Module%206.pdf](https://www.rajagiritech.ac.in/Home/mech/Course_Content/Semester%20IV/ME%20204%20Thermal%20Engineering/Module%206.pdf)

## SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

Symbol	Veličina	Jednotka
$\dot{m}$	Hmotnostní průtok	$kg/s$
$A$	Plocha	$m^2$
$b$	Šířka difuzoru	$m$
$BPR$	Bypass Ratio - obtokový poměr	
$c$	Absolutní rychlost	$m/s$
$c_p$	Měrná tepelná kapacita za konstantního tlaku	$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$
$D$	Průměr	$M$
EES	Engineering equation solver	
$Ex$	Exergie – využitelná část energie	$J$
$Ex^{ch}$	Exergie chemická	$J$
$Ex^{kn}$	Exergie kinetická	$J$
$Ex^{ph}$	Exergie fyzikální	$J$
$F$	Tah	$N$
$i$	Entalpie	$J \cdot kg^{-1}$
$l$	Délka lopatky	$m$
$LHV$	Nižší hodnota výhřevnosti	
$M$	Machovo číslo	-
$p$	Statický tlak	$Pa$
$P_c$	Celkový tlak	$Pa$
$Q$	Teplo	$J$
$q$	Zatížení spalovací komory	$kW/m^3/MPa$
$R$	Měrná plynová konstanta	$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$
$s$	Entropie	$J \cdot K^{-1}$
$SAF$	Sustainable air fuel	
$T$	Statická teplota	$K$
$t$	Čas	$s$
$T_c$	Celková teplota	$K$
$u$	Unášivá rychlost	$m/s$
$UAV$	Bezpilotní letoun	
$USAF$	Americké letectvo	
$v$	Rychlost	$m/s$
$V$	Objem	$m^3$
$W$	Práce	$J$
$w$	Relativní rychlost	$m/s$
$z$	Počet lopatek	-
$z$	Ztráty	$J$
$\delta$	Mezilopátková vůle	$m$
$\Delta$	Rozdíl	-
$\eta$	Účinnost	-
$\eta$	Viskozita	$N \cdot s/m^2$
$\lambda$	Součinitel tření	-
$n$	Polytropický exponent	-
$n$	Otáčky	$min^{-1}$
$\alpha$	Úhel absolutní rychlosti	$^\circ$

$\alpha$	Součinitel tření disku	-
$\beta$	Úhel relativní rychlosti	°
$\varepsilon$	Kompresní poměr	-
$\mu$	Skluz	-
$\xi$	Součinitel ztrát	-
$\rho$	Hustota	$kg/m^3$
$\rho$	Stupeň reakce	-
$\sigma$	Součinitel zachování tlaku	-
$\tau$	Tloušťka lopatky	$m$
$\varphi$	Rychlostní součinitel	-
$\varphi$	Úhel střední křivky lopatky	°
$\kappa$	Poissonova konstanta	-