



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## ÚSTAV AUTOMOBILNÍHO A DOPRAVNÍHO INŽENÝRSTVÍ

INSTITUTE OF AUTOMOTIVE ENGINEERING

## NOVÉ TRENDY VE VÝVOJI PROUDOVÝCH MOTORŮ

NEW TRENDS IN THE DEVELOPMENT OF JET ENGINES

### BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

### AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Martin Chabada

### VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Josef Štětina, Ph.D.

BRNO 2019



# Zadání bakalářské práce

Ústav: Ústav automobilního a dopravního inženýrství  
Student: **Martin Chabada**  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: **prof. Ing. Josef Štětina, Ph.D.**  
Akademický rok: 2018/19

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 bakalářské práce:

## **Nové trendy ve vývoji proudových motorů**

### **Stručná charakteristika problematiky úkolu:**

Současný stav poznání v oblasti proudových motorů s důrazem na termodynamiku. Rozpracování směrů, kterými je plánován další rozvoj pohonů letadel pomocí proudových motorů.

### **Cíle bakalářské práce:**

Popis funkce proudových motorů hlavně po stránce termodynamiky.

Alternativní paliva pro proudové motory.

Technologie výroby lopatek včetně 3D tisku.

Zvyšování termické účinnosti.

Základní termodynamický výpočet ve formě skriptu v Excelu nebo Matlabu.

### **Seznam doporučené literatury:**

ÇENGEL, Yunus A., BOLES, Michael A. Thermodynamics an engineering approach. 8. New York: McGraw-Hill, 2015, 1115 s. ISBN 978-0-07-339817-4.

HOCKO, Marián. Úvod do teórie leteckých motorov II. Košice: Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach, 2008. ISBN 978-80-553-0085-6.

OATES, Gordon C. Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997. ISBN 1-56347-241-4.

HÜNECKE, Klaus. Jet engines: fundamentals of theory, design, and operation. Osceola, WI, USA: Motorbooks International, 1997, 241 p. ISBN 07-603-0459-9.

LINKE-DIESINGER Andreas. Systems of commercial turbofan engines: an introduction to systems functions. Online-Ausg. New York: Springer, 2008. ISBN 978-354-0736-189.

ROLLS-ROYCE. The Jet Engine. 5. ed., reprinted with revisions. Derby: Rolls-Royce, 1996. ISBN 09-021-2123-5.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

---

prof. Ing. Josef Štětina, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

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

---

## ABSTRAKT

Táto práca je rozdelená na dve časti. Prvá časť sa zaoberá historickým vývojom a základným rozdelením prúdových motorov, následne ich konštrukciou a termodynamikou. Druhá časť je zameraná predovšetkým na nové trendy vo vývoji, či už sa jedná o 3D tlač alebo alternatívne palivá v leteckom priemysle.

## KLÚČOVÉ SLOVÁ

Prúdový motor, účinnosť, 3D tlač lopatiek, alternatívne palivá

## ABSTRACT

The thesis is divided into two parts. The first part deals with the historical development and the primary division of jet engines followed by their construction and thermodynamics. The second part mainly focuses on new trends in the development, the 3D printing and alternative fuels used in the aviation industry.

## KEYWORDS

jet engine, jet engine efficiency, 3D printing of rotor and stator blades, alternative fuels

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA**

CHABADA, M. *Nové trendy vo vývoji prúdových motorov*. Brno, 2019. Bakalárska práca. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Ústav automobilního a dopravního inženýrství. 61 s. Vedoucí diplomové práce Josef Štětina.

## **ČESTNÉ PREHLÁSENIE**

Prehlasujem, že táto práca je mojím pôvodným dielom, spracoval som ju samostatne pod vedením Josefa Štetinu a s použitím literatúry uvedenej v zozname.

V Brne dne 24. mája 2019

.....  
Martin Chabada

## **POĎAKOVANIE**

Týmto by som sa chcel poďakovať za rady a pripomienky pri vytváraní tejto práce prof. Ing. Josefovi Štetinovi Ph.D.

Taktiež by som sa chcel poďakovať všetkým ostatným, ktorí ma podporovali a stáli pri mne v priebehu môjho štúdia.



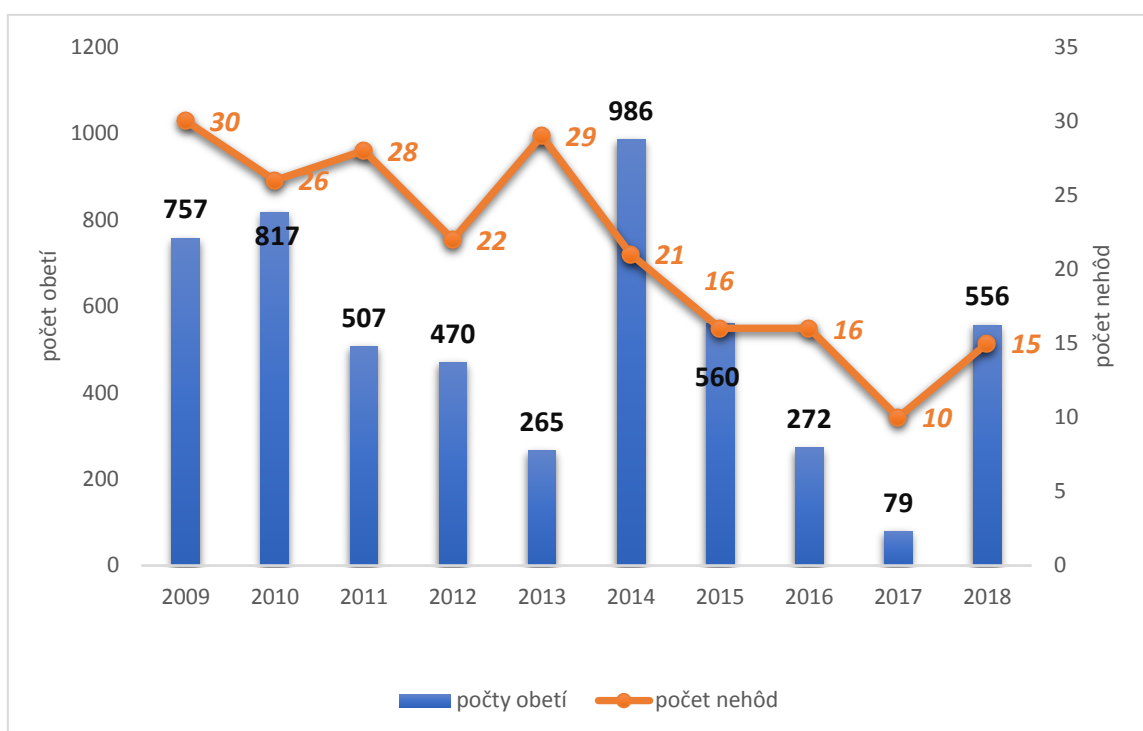
# Obsah

Úvod .....	9
1. História a vývoj leteckých motorov .....	10
2. Rozdelenie prúdových motorov .....	16
2.1. Bezkompresorové .....	16
2.1.1. Náporový motor .....	16
2.1.2. Pulzný motor .....	17
2.1.3. Raketový motor .....	17
2.2. Kompresorové .....	19
2.2.1. Turbokompresorový motor (turbojet) .....	19
2.2.2. Turboventilátorový motor (turbofan) .....	21
2.2.3. Turboventilátorové motory s prídavným spaľovaním .....	24
2.2.4. Turbovrtuľový motor (turboprop) .....	25
2.2.5. Turbbohriadeľový motor (turboshaft) .....	26
3. Konštrukcia prúdových motorov .....	28
3.1. Vstupné nasávacie ústrojenstvo .....	28
3.2. Kompresor .....	30
3.2.1. Radiálny kompresor .....	31
3.2.2. Axiálny kompresor .....	32
3.3. Spaľovacie komory .....	36
3.4. Turbína .....	38
3.5. Výstupné ústrojenstvo .....	41
4. Popis pracovného cyklu prúdenia vzduchu, vznik ťahu motora a jeho účinnosť .....	44
5. Použitie aditívnych technológií .....	48
6. Potenciálne alternatívne palivá v leteckom odvetví .....	51
7. Záver .....	54
8. Zoznam použitých zdrojov .....	56
9. Použitá symbolika pri výpočtových vzorcoch .....	59
Zoznam príloh .....	61

## Úvod

V leteckom priemysle sa môžeme stretnúť s veľkou škálou motorov. Motory môžeme deliť podľa koncepcie, či už sa jedná o motory piestové alebo prúdové, podľa použitého paliva alebo výkonu. Veľká väčšina leteckých pohonných jednotiek používa kerozín, ale môžeme sa stretnúť aj so vznetovými pohonnými jednotkami ako napríklad jednotka RED A03, ktorá prešla certifikáciou v decembri 2014 a ktorá bude poháňať cvičné lietadlá typu Jak – 152.

Veľký vzostup leteckého priemyslu za posledné storočie dal možnosť vývoju prúdového motoru, vďaka čomu sa letecká doprava stala neodmysliteľnou súčasťou našich životov. Jednoznačne to vyplýva zo štatistík z roku 2018, ktoré tvrdia, že sa uskutočnilo skoro 40 miliónov obchodných letov, pričom bolo prepravených viac než 4 miliardy pasažierov. Zároveň sa v tomto roku podarilo dospieť k celkom nízkemu pomeru nehôd na počet letov a to jedna nehoda na 2,54 milióna letov [35].

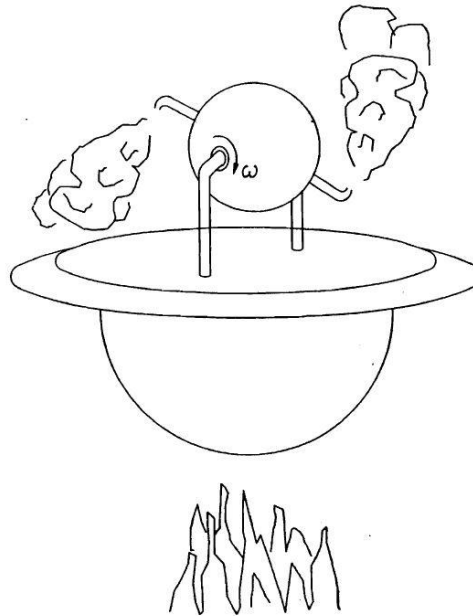


Graf 1: Štatistiky nehôd v období 2009 - 2018 [35]

Tento rok sa takto stal druhým najbezpečnejším rokom, čo sa týka počtu nehôd za posledných 10 rokov. Z grafu jednoznačne vidno, že najbezpečnejším rokom leteckej dopravy bol rok 2017 s celkovým počtom nehôd 10. Pokiaľ ide o civilné letectvo, len v roku 2018 bol využitý vzdušný priestor Českej republiky vyše 912 000 krát [35]. Keďže čísla ako počty letov, prepravených pasažierov a tovaru každoročne stúpajú, kladie sa veľký dôraz na emisie, spotrebu paliva a celkovú účinnosť motorov. Letecká doprava každoročne prispieva dvoma percentami celosvetovej produkcie emisných plynov a preto sa začalo s vývojom alternatívnych leteckých palív na báze rastlinných olejov.

# 1. História a vývoj leteckých motorov

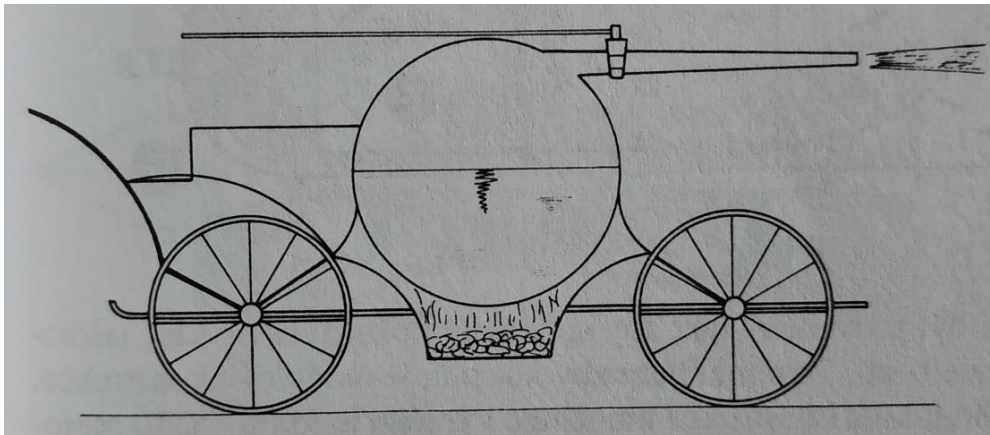
Akokoľvek sa zdá byť tryskový pohon objavom 20. storočia, v skutočnosti je známy už od staroveku. Prvé známky tryskového pohonu pochádzajú okolo roku 100 pred našim letopočtom. Ide o zariadenie známe ako Herónova guľa – aerolipila – primitívny parný stroj, ktorý bol prvým zariadením využívajúcim princíp reaktívnych síl (obrázok 1) [1, 3].



Obrázok 1: Heronova aerolipila [3]

Princíp spočíval v tom, že sčasti naplnená nádoba vodou bola zohrievaná až do bodu varu vody. Para bola vedená cez tuby do guľového rámu na dutom hriadelí. Dvoma výstupnými tryskami situovanými na opačných stranách gule, smerujúcimi opačnými smermi, prúdila vysokou rýchlosťou para, ktorá roztáčala guľový rám, okolo jej osi, ktorá prechádzala cez dutý hriadel'. Jedným z ďalších dôkazov o znalosti tryskového pohonu sú pokusy s raketami, ktoré sa datujú do 12. storočia [3].

V roku 1680 anglický fyzik a matematik sir Isaac Newton navrhol a skonštruoval samohybný parný voz na princípe tryskového pohonu (obrázok 2). Tento voz je vynikajúcou ukážkou tretieho pohybového zákona: „Každá akcia vyvolá rovnako veľkú reakciu opačného smeru“. Bohužiaľ kvôli nadmernej hmotnosti vozu pokus zlyhal [1, 4].

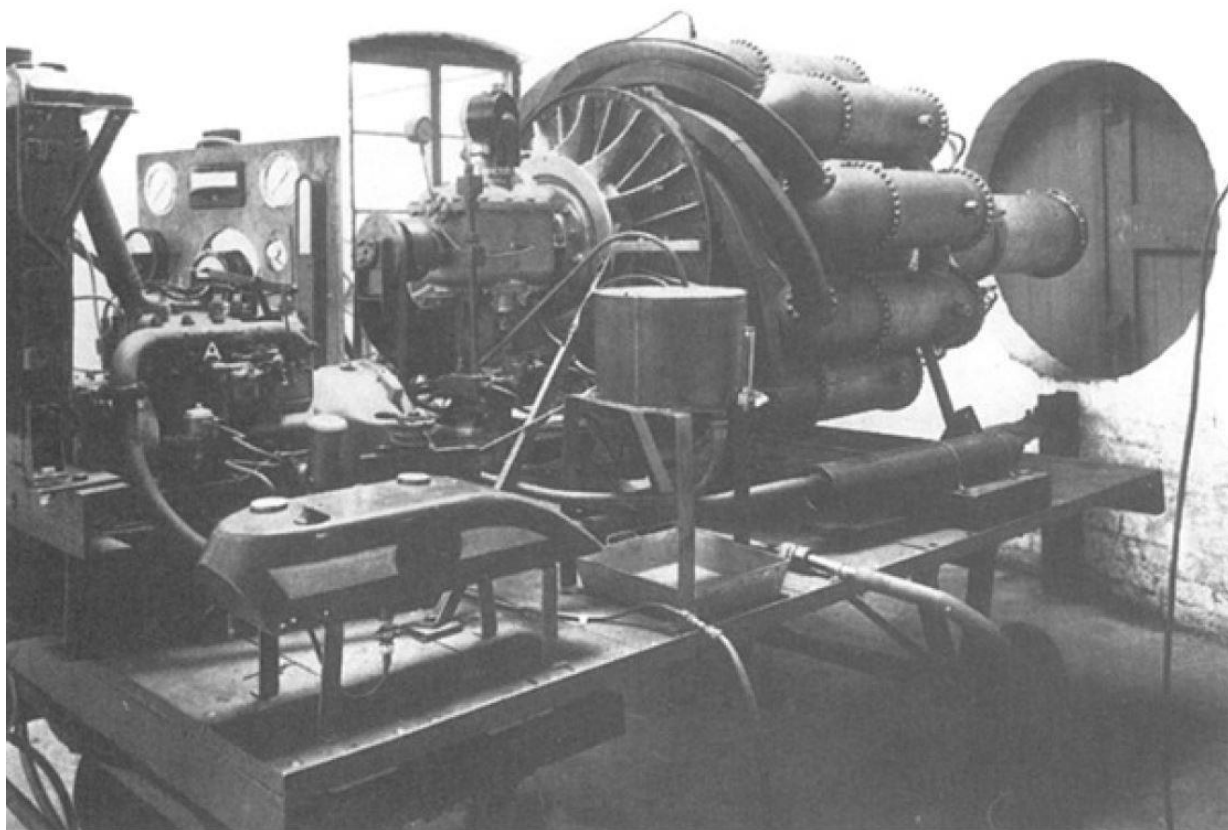


Obrázok 2: Newtonov samohybný voz [1]

Na konci 18. storočia Angličan John Barber si nechal patentovať turbínový motor, ktorý využíval termodynamický cyklus moderných turbín. Tento motor sa skladal z čerpadla s kompresorom, spaľovacej komory a turbínového kolesa, čo sú základné komponenty dnešných motorov. Jeho motor však nebol nikdy postavený [3]. O necelých sto rokov neskôr Laval vyvinul takzvanú Herónovu reakčnú turbínu, používanú pre skoré vodné turbíny. O pár rokov neskôr vyvinul impulznú parnú turbínu, ktorá využívala prúdy pary otáčajúce veniec lopatiek montovaných na otáčajúci sa hriadeľ [2, 3]. Na prelome 19. a 20. storočia nastal rapidný vývoj parných a plynových turbín. Napríklad v roku 1891 Charles Parson vyvinul prvú parnú turbínu skladajúcu sa z dvoch oddelených komponentov a to z kompresoru a turbíny. Na začiatku 20. storočia bola turbína rovnakého konštrukčného princípu namontovaná v elektrárni v Chicagu o výkone 25 MW [4]. Zatiaľ čo parné turbíny svoje praktické využitie už našli, prúdové motory to ešte len čakalo.

Počiatky vývoja prúdových motorov, tak ako ich poznáme dnes, začali v tridsiatych rokoch 20. storočia. Konštruktéri piestových motorov v druhej svetovej vojne neboli schopní uspokojiť požiadavky konštruktérskych lietadlových firiem na stále väčší výkon motorov. Piestové motory boli príliš ťažké, veľké a zložité a ďalšie zvýšenie výkonu nebolo v podstate možné. Čiže pomer výkonu motoru k hmotnosti lietadla bol malý.

V roku 1930 si nechal F. Whittle patentovať princíp prúdového motoru. Jeho motor mal radiálny kompresor a revers – flow spaľovacie komory (tok vzduchu v komorách bol v opačnom smere ako vtok vzduchu do motora) (obrázok 3)[3].

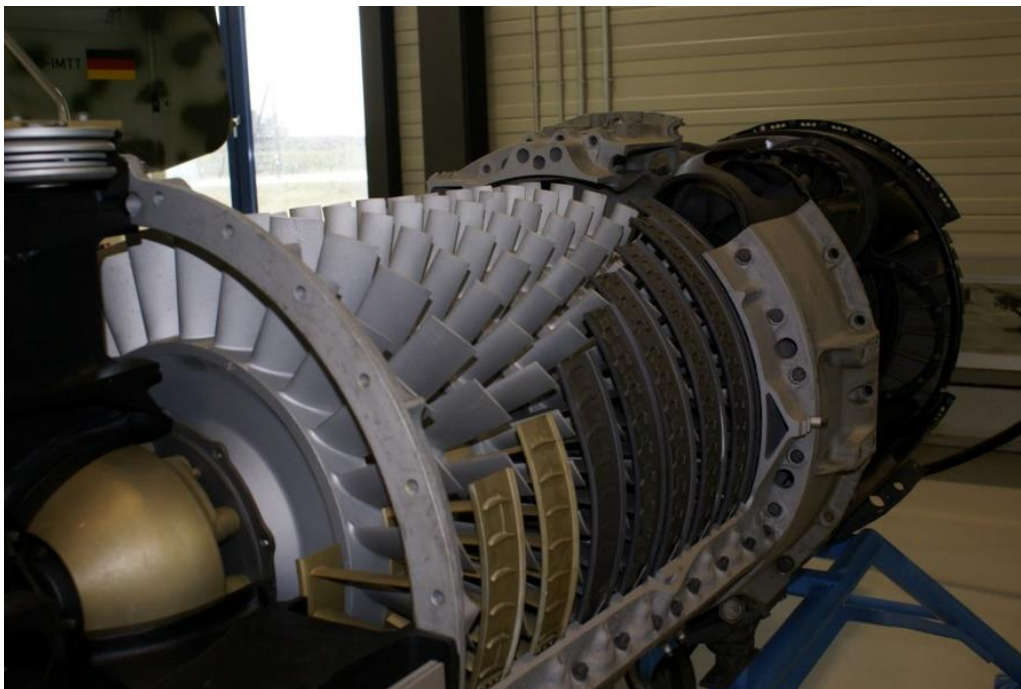


*Obrázok 3: Prúdový motor Franka Whittla [4]*

Avšak v Nemecku bol vývoj prúdového motoru rýchlejší a vzlet prvého prúdového lietadla nastal už v roku 1939. Bolo to experimentálne lietadlo Heinkel He 178 (obrázok 4) s motorom prof. Von Ohaina [1]. Najznámejšie nemecké prúdové lietadlo počas druhej svetovej vojny, Messerschmitt Me – 262 Schwalbe (obrázok 6), poháňané dvojicou motorov Jumo 004 (obrázok 5), vykonalo prvý vzlet v polovici júla 1942. Toto lietadlo dokázalo dosiahnuť rýchlosť až 880 km/h. Do konca marca 1945 bolo celkovo vyrobených skoro 6000 týchto motorov [6].



*Obrázok 4: Heinkel He 178 [7]*



Obrázok 5: Detailný záber na kompresorovú časť motora Jumo 004 [6]

V rovnakom čase ale na britských ostrovoch firma Rolls – Royce prebrala vývoj a produkciu Whittlovho motora. Lietadlá britskej konštrukcie Gloster meteor 1 (obrázok 7), do ktorých boli montované vyššie spomenuté motory, boli zaradené do prevádzky RAF (Britského kráľovského letectva) v roku 1944 [3, 10].

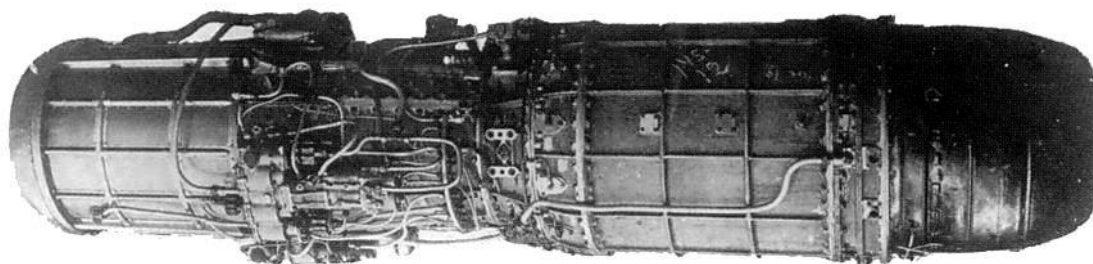


Obrázok 6: Messerschmitt Me 262 Schwalbe [8]

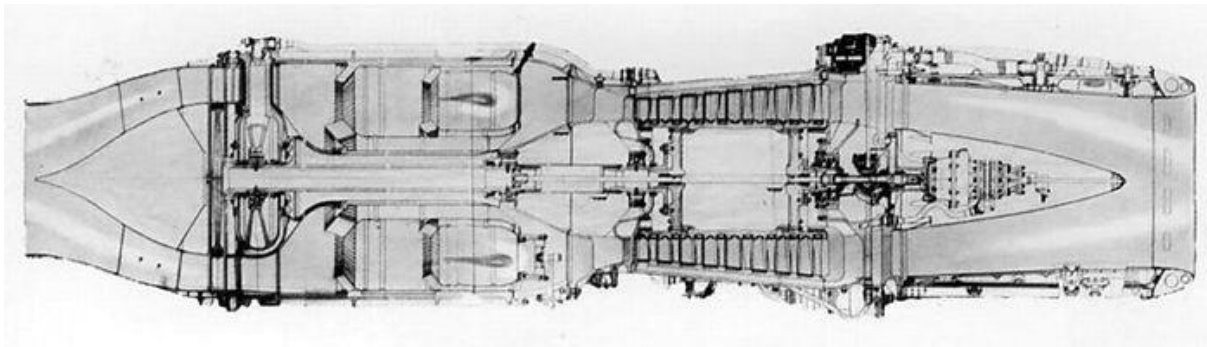


*Obrázok 7: Gloster Meteor [10]*

Počas druhej svetovej vojny začali s vývojom vlastného prúdového motoru aj v USA. Generál Henry H. Arnold vybral pre túto úlohu firmu General Electric vďaka veľkým skúsenostiam tejto firmy vo vývoji turbokompresorov pre lietadlové piestové motory. Prvý motor sa im podarilo zostaviť a otestovať v marci 1942. V Rusku pracoval na vývoji konštruktér A. M. Ljuka a v roku 1941 si nechal patentovať princíp dvojprúdového motora, ale vojna vývoj spomalila a až v roku 1944 sa vývoj posunul ďalej. Dokončil ho v roku 1947. Motor s označením TR – 1 (obrázok 8 a 9) mal axiálny kompresor a bol montovaný do lietadiel Suchoj Su – 11 [1, 6].



*Obrázok 8: Ruský prúdový motor TR -1 [6]*



Obrázok 9: Prierez motoru TR - 1 [6]

Po tom, ako sa tieto motory stali komerčne prístupné, niekoľko ďalších konštrukčných firiem začalo okamžite s vývojom vlastných prúdových motorov. Ide o firmy ako Pratt & Whitney, Honeywell, Volvo, Solar a ďalšie. Od tej doby technika prúdových motorov prešla búrlivým vývojom [3, 4]. Tento vývoj je však obmedzovaný a limitovaný stavom a úrovňou technológie a metalurgie. Úroveň technológie určuje výrobné metódy, teda aj cenu a úroveň metalurgie určujeme použité materiály, teda aj životnosť. V dnešnej dobe sú prúdové motory najrozšírenejšia a najefektívnejšia metóda lietadlových pohonov, objavujú sa vo forme turbokompresového jednoprúdového, turbovrtuľového, turbodmychadlového dvojprúdového alebo propfan motoru [3, 6].



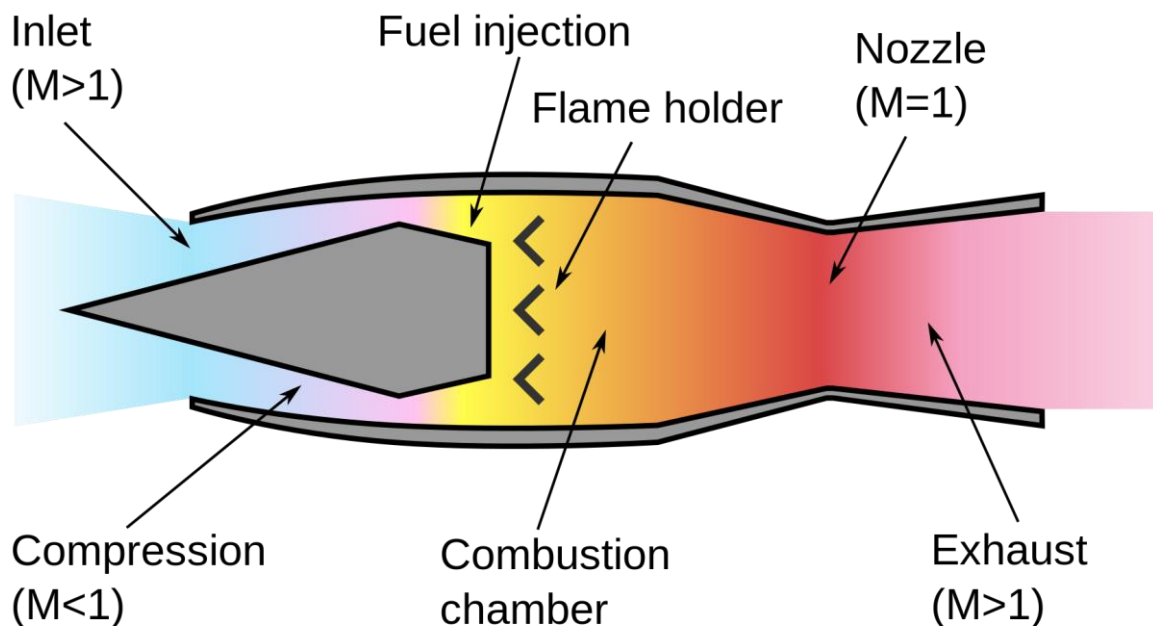
## 2. Rozdelenie prúdových motorov

Existuje veľa druhov prúdových motorov, ktoré sa rozdeľujú podľa ich využitia, úlohy a konštrukcie. Hlavné rozdelenie je na kompresorové a bezkompresorové [1]. Ďalej ich môžeme rozdeliť na tie, čo majú prídavné spaľovanie a tie čo prídavné spaľovanie nemajú [6]. V leteckom priemysle sa používajú prevažne kompresorové motory, u ktorých poznáme existenciu štyroch druhov prúdových motorov: turbokompresorový (turbojet), turboventilátorový (turbofan), turbohriadeľový (turboshaft) a turbovrtuľový (turboprop) [2, 6].

### 2.1. Bezkompresorové

#### 2.1.1. Náporový motor

Predstavuje najjednoduchší typ prúdového motoru (obrázok 10). Základom tohto motora je zužujúca sa trubka otvorená na oboch koncoch, do ktorej sa vstrekuje palivo [3]. Vzduch je nasávaný určitou rýchlosťou do difúzoru, kde dôjde k jeho spomaleniu a zvýšenie jeho tlaku a pri priechode spaľovacou komorou je vstreknuté palivo. Tým sa uvoľní veľké množstvo tepelnej energie, následne prudko vzrastie teplota spalín, ktoré vychádzajú cez zužujúcu sa trysku. Z tohto popisu jasne vyplýva, že tento druh motora nepracuje v pokoji, preto sa tento druh motora prakticky nepoužíva [1, 9].

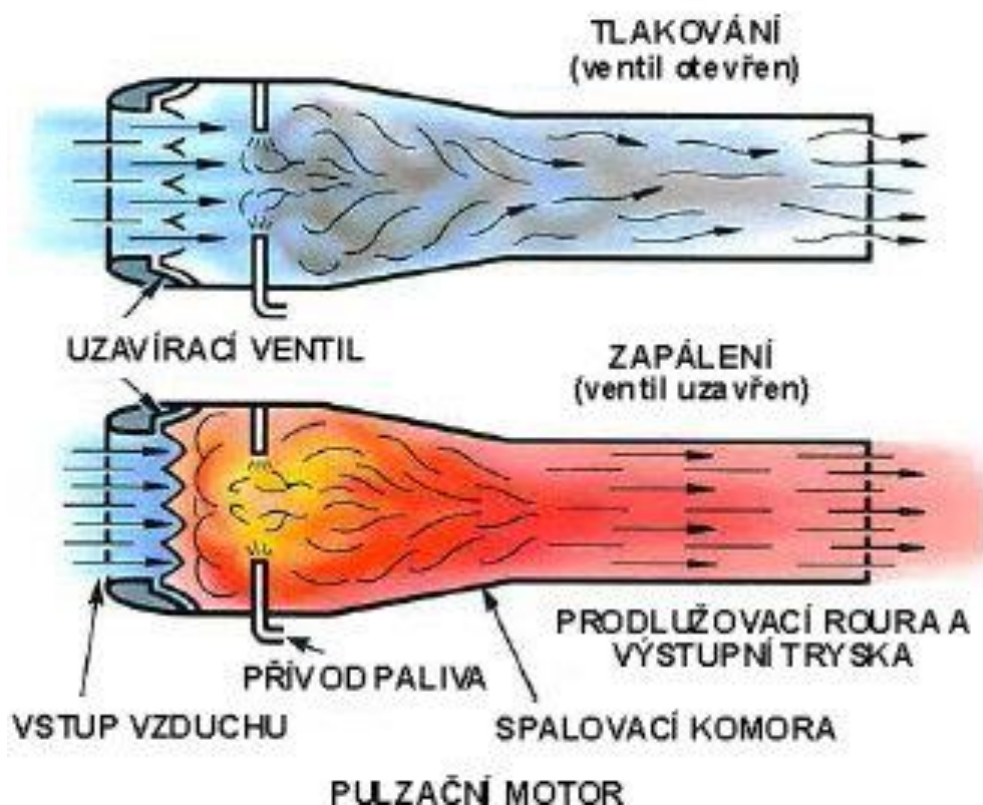


Obrázok 10: Schéma pulzného motora [9]

inlet – vstupný otvor  
 compression – kompresia  
 fuel injection – vstrekovanie paliva  
 combustion chamber – spaľovacia komora  
 nozzle – tryska  
 exhaust – spaliny  
 M – machovo číslo

### 2.1.2. Pulzný motor

Je to v podstate náporový motor opatrený ventilmi rôznej konštrukcie hneď za difúzorom (obrázok 11). Po otvorení ventilov sa nasaje určité množstvo vzduchu. Zhorením paliva v spaľovacej komore dôjde k zvýšeniu tlaku, čo spôsobí zatvorenie ventilov. Spaliny následne prúdia cez výtokovú trysku do atmosféry, tým dôjde k poklesu tlaku. To spôsobí otvorenie ventilov a nasatie ďalšieho množstva vzduchu. Tento typ motora dokáže pracovať aj v pokoji pomocou nádoby so stlačeným vzduchom. Charakteristický zvuk týchto motorov je hluk podobný dvojtaktnému motoru [1, 6].



Obrázok 11: Schéma pulzačného motora [6]

### 2.1.3. Raketový motor

Náporový a pulzný motor potrebovali k svojej činnosti kyslík alebo atmosférický vzduch. Na rozdiel od nich raketové motory nie sú závislé od kyslíka respektíve atmosférického vzduchu. Vďaka tomu sa môžu pohybovať mimo atmosféru. Raketové motory podľa druhu paliva delíme na motory na tuhé palivo a motory na kvapalné palivo [1, 6].

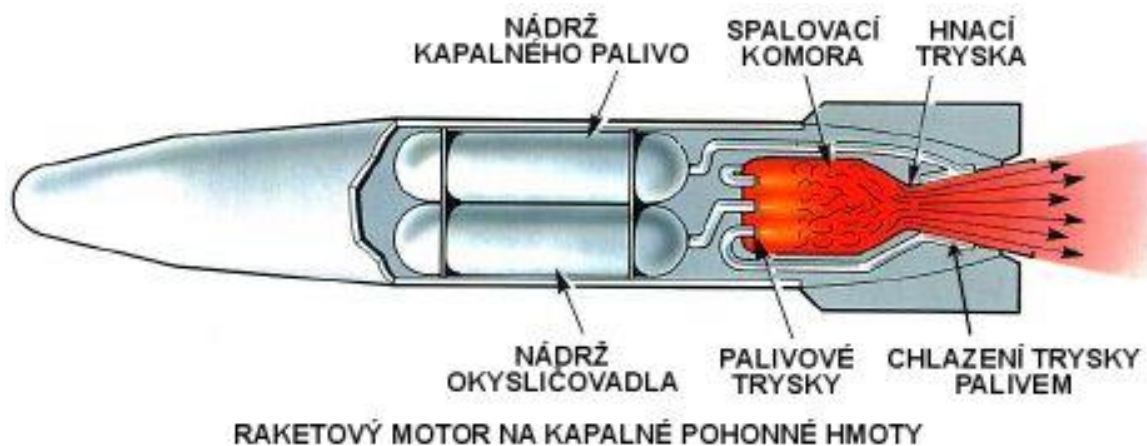
#### Raketové motory na tuhé palivo

Raketové motory na tuhé palivo sú najjednoduchším typom raketového motora, lebo je tvorené len spaľovacou komorou a tryskou. Skoro celú spaľovaciu komoru vyplňuje palivo v tuhej forme, ktorého povrch je tvarovaný podľa požiadaviek kladených na spôsob odhorievania paliva. Tieto motory sú veľmi spoľahlivé vďaka absencii pohyblivých súčastí. Používajú sa na pohon rôznych rakiet, vrátane pomocných rakiet pre skrátenie dráhy vzletu lietadla [1].

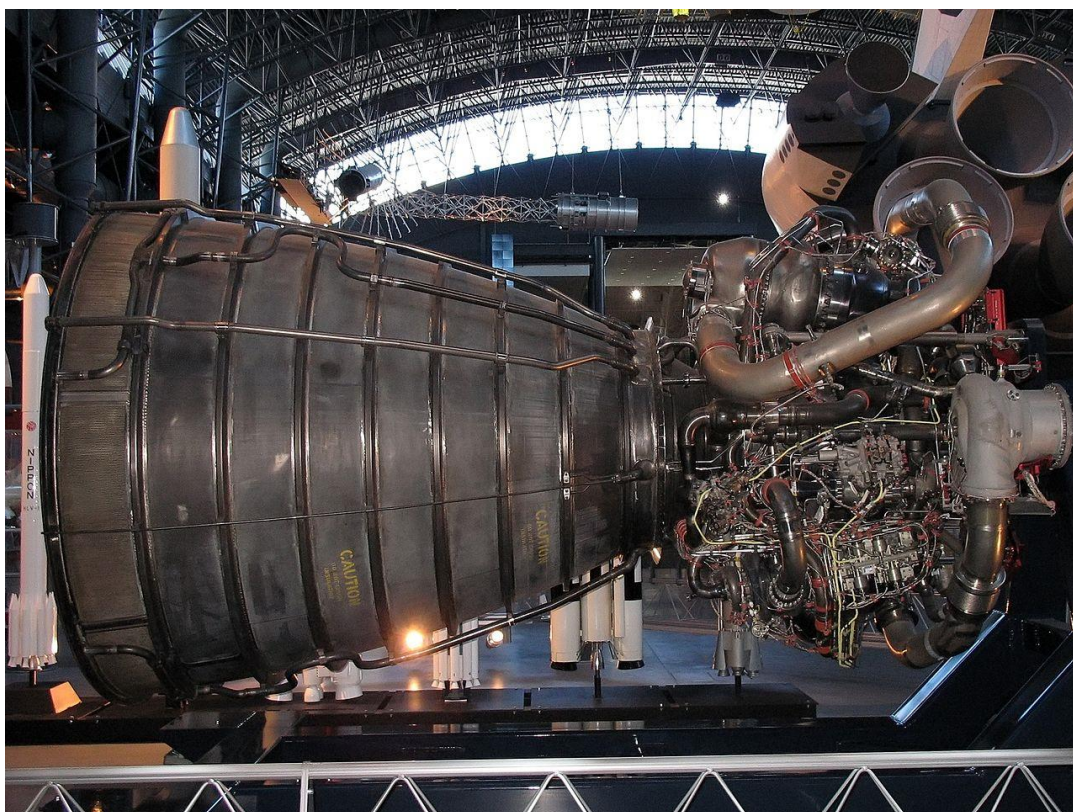
#### Raketové motory na kvapalné palivo

Tieto motory sú podstatne zložitejšie ako motory na tuhé palivo (obrázok 13). Kvapalná pohonná hmota a okysličovadlo sa vháňajú pomocou odstredivých čerpadiel alebo len tlakom

inertného plynu do spaľovacej komory. Spaľovacia komora a tryska sú vysoko tepelne a mechanicky namáhané, a preto sú chladené kvapalným palivom. Odstredivé čerpadlá sú poháňané parnými turbínami, pre ktoré sa para vyrába rozkladom peroxidu vodíka alebo manganistanu draselného. Vzhľadom k vysokému eróznemu namáhaniu hnacej trysky býva tryska obložená grafitom alebo iným keramickým povlakom. K vznieteniu paliva dochádza chemickou reakciou s okysličovadlom bez použitia elektrickej či inej iskry (obrázok 12).



Obrázok 12: Schéma raketového motora na kvapalné palivo [6]



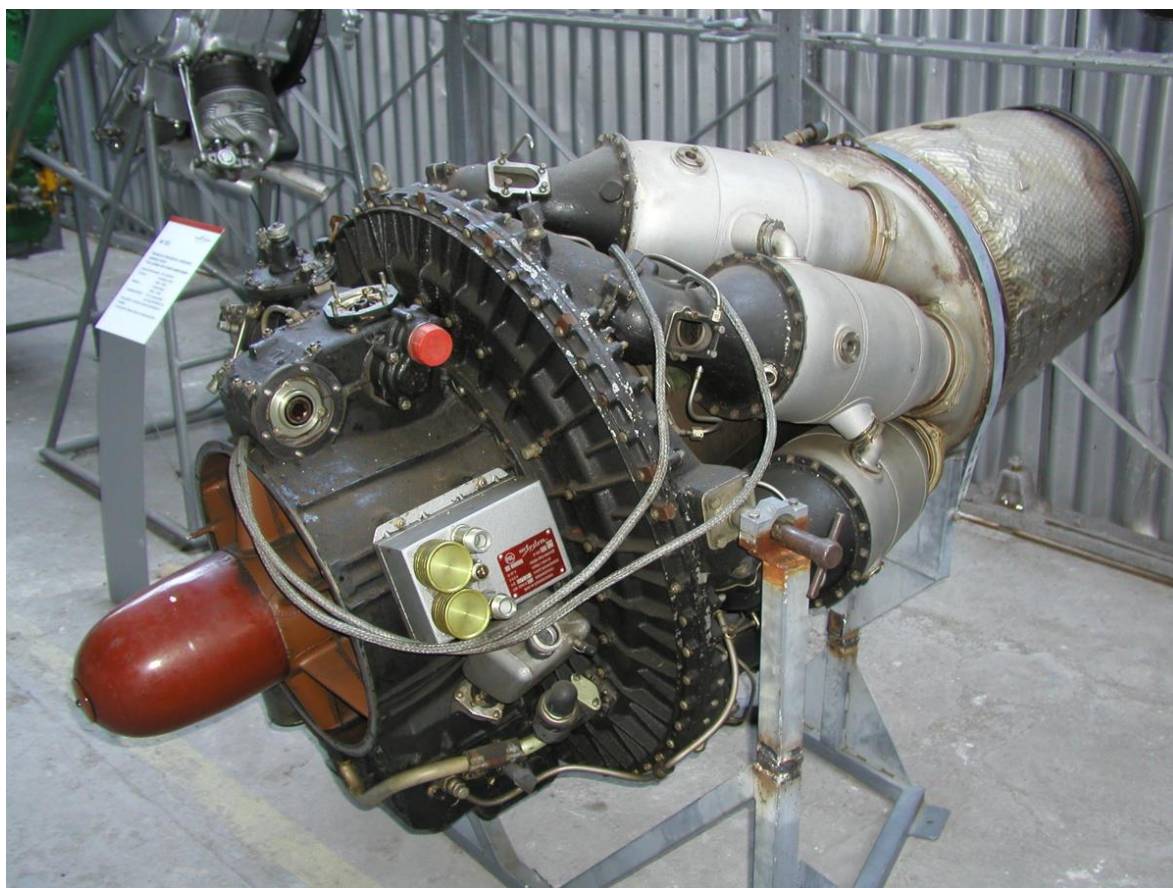
Obrázok 13: Raketový motor na kvapalné palivo, ktorý bol používaný do raketoplánov [20]

## 2.2. Kompresorové

### 2.2.1. Turbokompresorový motor (turbojet)

Tento druh motoru je najjednoduchším a najstarším turbínovým motorom. Ako bolo spomenuté v predošlej kapitole, prvé experimenty začali ešte pred začatím druhej svetovej vojny.

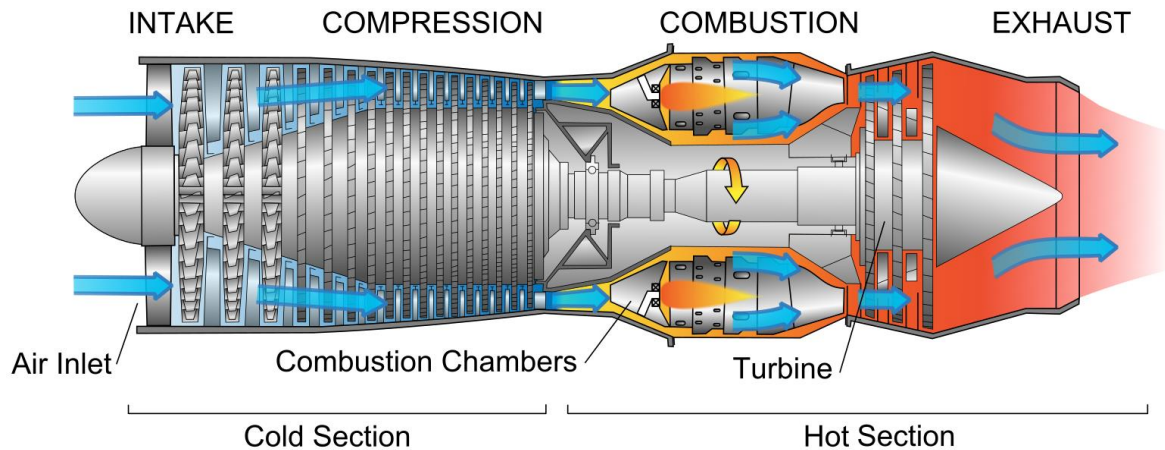
Pri vstupe vzduchu do motora vzduch vstupuje cez difúzor, čo spôsobí zníženie rýchlosti vzduchu a zvýšenie tlaku vstupného vzduchu. Následne vzduch vstupuje do kompresoru (buď radiálneho alebo axiálneho), kde je zvyšovaná jeho hustota. Tento proces je sprevádzaný hlavne zvýšením tlaku a miernym zvýšením teploty. Akonáhle je vzduch stlačený na vysoký tlak, vstupuje do spaľovacích komôr prevažne, kde je spaľované vstreknuté palivo, pričom tlak vzduchu ostáva rovnaký. Turbína, ktorá je umiestnená za spaľovacími komorami, je používaná na extrahovanie časti energie z prúdiaceho vzduchu na poháňanie kompresoru. Aby to bolo možné, turbína a kompresor sú na jednom hriadeľi. Nakoniec horúce spaliny o teplote okolo 1500 K prúdia cez trysku. To spôsobí zvýšenie rýchlosti spalín a produkciu ťahu motora [2, 3]. Typickým príkladom takéhoto motora je motor československej výroby Walter M 701 (obrázok 14), ktorý bol montovaný do lietadiel L – 29 Delfín [6].



Obrázok 14: Československý motor M 701 s radiálnym kompresorom [6]

Pri konfigurácii dvojhriadeľového motora je podstata fungovania rovnaká. Motory s touto konfiguráciou sú viac zložité ako jednohriadeľové, ale na druhej strane majú lepšie

charakteristiky. Tieto motory majú dva za sebou oddelené kompresory a dve za sebou oddelené turbíny uložené na dvoch rôznych hriadel'och (obrázok 15). Prvý kompresor sa nazýva nízko – tlakový. Je poháňaný nízko–tlakovou turbínou a tá je spolu s kompresorom uložená na spoločnom hriadeli. Druhý kompresor – vysoko–tlakový je poháňaný vysoko–tlakovou turbínou a spolu sú tak isto uložené na spoločnom hriadeli. Vysoko – tlakový hriadľ sa otáča podstatne rýchlejšie ako nízko–tlakový [3]. Dobrým príkladom motora s touto konfiguráciou je motor od spoločnosti Pratt & Whitney s označením J52 – P408 (obrázok 16), ktorý dokáže vyvinúť ťah o veľkosti 50 kN.



Obrázok 15: Schéma dvojhriadel'ového motora [11]

*cold section – studená časť*

*hot section – horúca časť*

*air inlet – vtok vzduchu*

*intake – nasávanie*

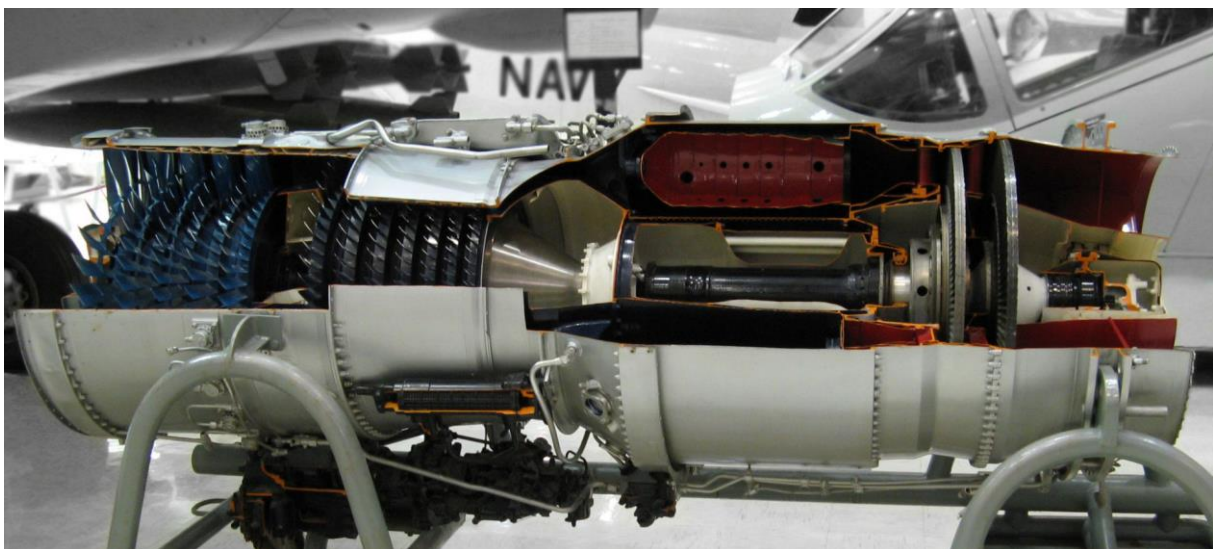
*compression – kompresia*

*combustion chambers – spaľovacie komory*

*combustion – spaľovanie*

*turbine – turbína*

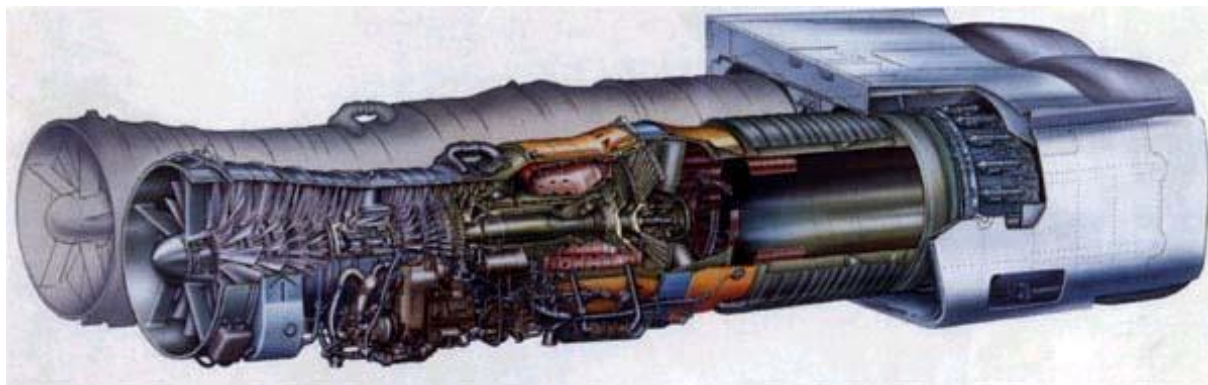
*exhaust – spaliny*



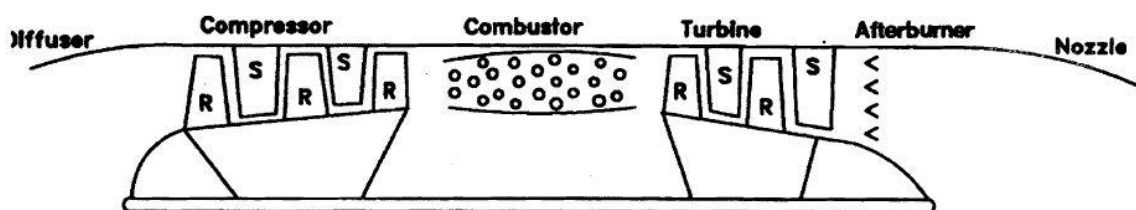
Obrázok 16: Dvojhriadel'ový motor Pratt & Whitney J52 - P408 [12]

Turbokompresorové motory s prídavným spaľovaním majú možnosť okamžitej akcelerácie a zvýšenie ťahu motora až o 40 – 60 % vďaka prídavným tryskám, ktoré sú umiestnené za turbínou (obrázok 18). Takému spaľovaniu sa tiež hovorí forsáž. Tento druh

spaľovania sa používa hlavne v militaristickom letectve a ako výsledok všetky nadzvukové stíhacie lietadlá majú prídavné spaľovanie. Prídavné spaľovanie zvýši teplotu a objem spalín, čo spôsobí výrazné zrýchlenie prúdenia spalín z trysiek a aj zvýšenie ťahu motora. Avšak používanie prídavného spaľovania je veľmi termodynamicky neefektívne a aj veľmi hlučné, preto sa to používa iba na krátkodobé potreby, ako na príklad pri štartovaní lietadla alebo pri prenasledovaní lietadla iným nepriateľským lietadlom alebo pri akrobacii. V civilnom letectve sa prídavné spaľovanie nepoužíva. Výnimkou boli motory Rolls – Royce / Snecma Olympus 593 (obrázok 17 a 18), používané v lietadlách Concorde, ktoré dokázali vyvinúť ťah až 170 kN so zapnutým prídavným spaľovaním [3].



Obrázok 17: Motor Rolls - Royce olympus používaný v lietadlách Concorde [5]



Obrázok 18: Schéma turbokompresorového motora s prídavným spaľovaním [3]

diffuser – difúzor

compressor – kompresor

S – stator

R – rotor

combustor – spaľovacia komora

turbine – turbína

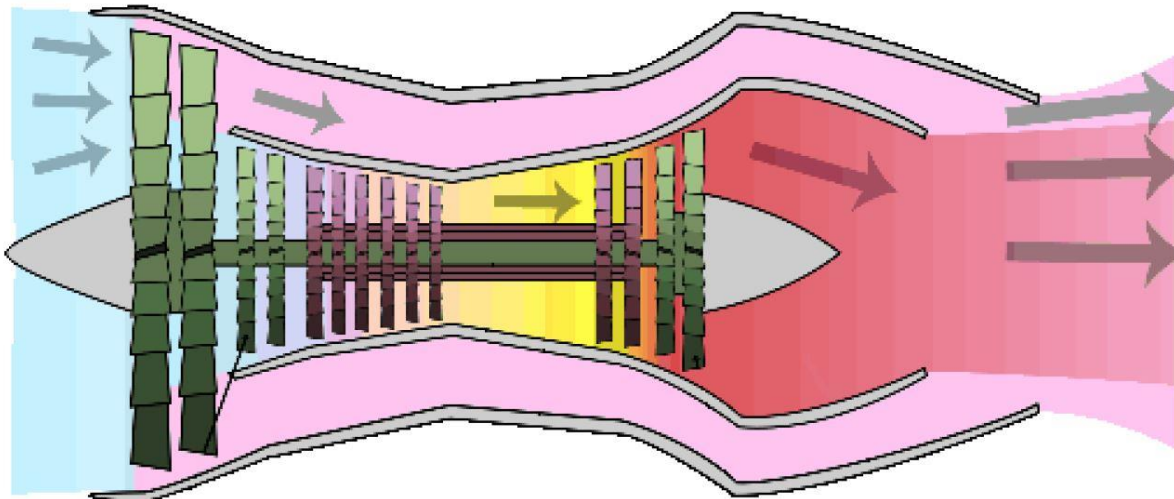
afterburner – prídavné spaľovanie

nozzle – tryska

### 2.2.2. Turboventilátorový motor (turbofan)

Turboventilátorový alebo tiež dvojprúdový motor predstavuje najrozšírenejší druh používaného prúdového motora v súčasnosti (obrázok 19). Tento druh motora je ťažší ako turbokompresorový, ale je ekonomickejší, čo sa týka spotreby paliva. Tieto motory sú rozpoznateľné vďaka ventilátoru, ktorý môže dosahovať v priemere až 3 metre a je na prednej časti motora. Tieto motory sú vždy viac hriadeľové a to preto, lebo na poháňanie ventilátoru treba samostatný hriadeľ, ktorý tiež poháňa aj nízko – tlakový kompresor s veľkým priemerom. Vzduch vstupujúci do nasávania motora je po prejení sekcie ventilátora rozdelený na dva prúdy vzduchu. Časť vzduchu obteká okolo jadra a expanduje buď zo samotnej výtokovej trysky a vytvára takzvaný studený ťah alebo po obtečení jadra sa spája so zvyškom vzduchu,

ktorý prúdi cez jadro motora (nízko – tlakový kompresor, vysoko–tlakový kompresor, spaľovacie komory a turbíny) a to zapríčiňuje zvýšenie hnacej účinnosti. Pre tento druh motora je charakteristický takzvaný obtokový pomer alebo bypass číslo. Toto číslo dáva do pomeru množstvo vzduchu obtekajúce jadro motora a množstvo vzduchu vtekajúce do jadra motora. Delíme dva základné typy a to na motory s nízkym obtokovým pomerom a motory s vysokým obtokovým pomerom.



Obrázok 19: Schéma furtboventilátorového motora [14]

#### Turboventilátorové motory s nízkym obtokovým pomerom

Ak je obtokový pomer v rozmedzí 0,2:1 až 1:1 tak sa jedná o turboventilátorové motory s nízkym obtokovým pomerom. To znamená, že množstvo vzduchu, ktoré obteká jadro motora, má hodnotu 20 – 100 % množstva vzduchu, ktoré prúdi do jadra. Motory s obtokovým pomerom 1:1 boli používané v šesťdesiatych rokoch na lietadlách Boeing modelovej rady 727 (obrázok 20). Relatívne vysoká rýchlosť spalín týchto typov motorov, zapríčiňovala vysokú hladinu hluku, čo je netolerovateľné v dnešnom modernom civilnom letectve. Avšak tieto motory si našli široké využitie v moderných bojových lietadlách a vďaka malej spotrebe paliva vo vysokých podzvukových rýchlostiach (0,8 - 0,9 mach) umožňuje veľký rozsah operatívneho nasadenia [3].

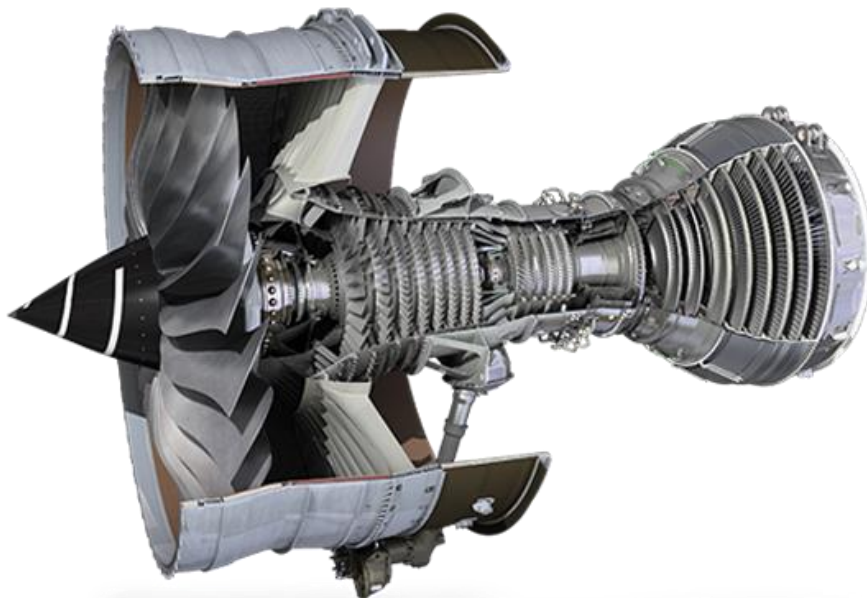


Obrázok 20: Dvojica motorov Pratt & Whitney JT8D dnes už nelietajúceho lietadla Boeing 727 [15]

#### Turboventilátorové motory s vysokým obtokovým pomerom

Do tejto kategórie sa radia motory s obtokovým pomerom 5:1 a väčším. Týmto technologickým pokrokom ekonomika transportných a civilných lietadiel napredovala. Tento typ si našiel svoje prvé civilné využitie koncom šesťdesiatych rokov minulého storočia v široko palubných (wide – body) vysoko kapacitných lietadlách, ako napríklad Boeing 747, Lockheed L – 1011 TriStar alebo McDonnell Douglas DC – 10. Typická vlastnosť tohto typu motorov je veľký jednostupňový ventilátor. Hlavnou výhodou veľkého pomeru obtekania je jeho vysoká hodnota ťahu, obzvlášť pri vzlietaní, čo sa prejaví hlavne z akcelerácie veľkého množstva obtekaného vzduchu. Ako ďalšou výhodou je vysoká úroveň ekonomického spaľovania pohonnej látky v porovnaní s motormi s nízkym obtokovým pomerom. Tak isto aj úroveň hluku, ktorú vydávajú motory s vysokým obtokovým pomerom, je oveľa nižšia vďaka nižšej rýchlosti výtokových spalín [2, 3]. Dokonalými príkladmi tohto motora sú motory od spoločnosti Rolls – Royce skupiny Trent (obrázok 21).

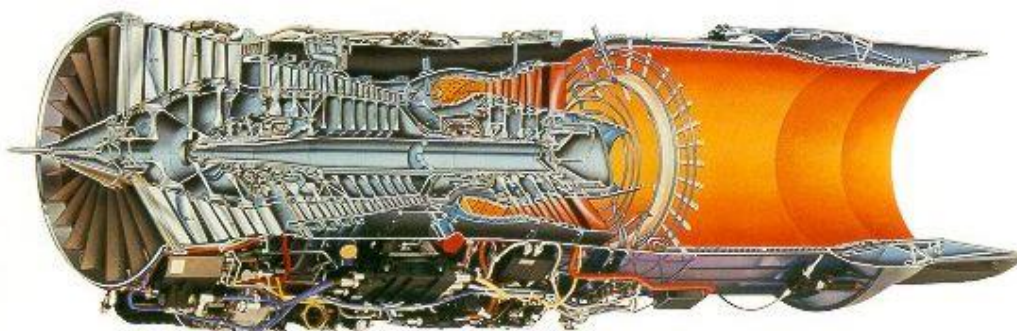




Obrázok 21: Rez motorom Rolls - Royce Trent XWB pohonnou jednotkou lietadla Airbus A 350 XWB [16]

### 2.2.3. Turboventilátorove motory s prídavným spaľovaním

Trysky prídavného spaľovania sú umiestnené až za miestom, kde sa mieša vzduch obtekajúci jadro motora so vzduchom prechádzajúcim jadrom motora. Táto konfigurácia sa používa hlavne v militaristickom letectve, prevažne v stíhacích lietadlách. Dobrým príkladom tohto typu motora je Pratt &Whitney F100 – PW – 229 (obrázok 22 a 23), ktorý bol montovaný do lietadiel typu F – 15 a F – 16 a dokáže vyvinúť ťah až 129 kN so zapnutým prídavným spaľovaním [3, 6].



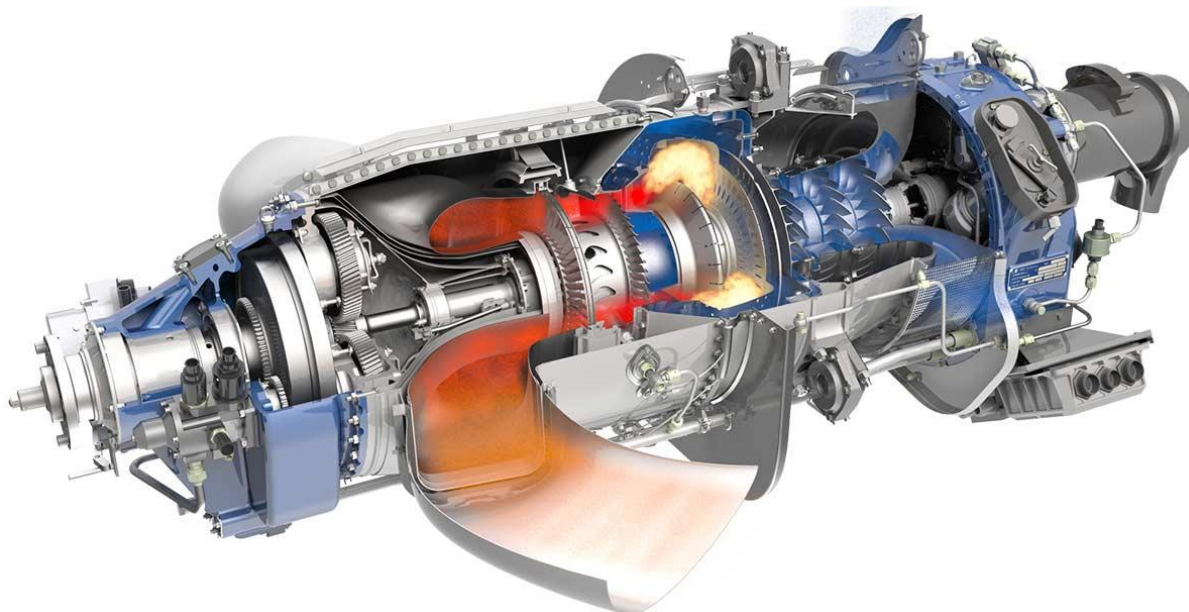
Obrázok 22: Rez turboventilátorovým motorom Pratt &Whitney F100 – PW – 229 s prídavným spaľovaním [6]



Obrázok 23: Montáž motora Pratt &Whitney F100 – PW – 229 do lietadla F – 16 [17]

#### 2.2.4. Turbovrtuľový motor (turboprop)

Ďalším typom motora je turbovrtuľový (obrázok 24). Jadro motora je podobné ako pri turbokompresorovom motore (difúzor, kompresor, spaľovacie komory a turbína). Ťah, ktorý spôsobuje vzduch vychádzajúci tryskou, je jednou z dvoch častí celkového ťahu. Druhá časť ťahu, tá hlavná, je získavaná z vrtule. Výkon na poháňanie vrtule je prenášaný z hriadeľa, na ktorom je umiestnený kompresor a turbína cez prevodovku, ktorá redukuje otáčky hriadeľa vrtule tak, aby mala vrtuľa značne menšie otáčky ako kompresor. Tieto motory sa nedajú použiť vo vysokých rýchlostiach kvôli veľkosti a nízkej rýchlosti vrtule. Avšak napriek týmto aspektom sú tieto motory vysoko termodynamicky účinné. Ako výsledok je tento druh motorov montovaný hlavne na ľahšie lietadlá krátkeho a stredného doletu v civilnom, ale aj vo vojenskom letectve. Typickým príkladom turbovrtuľového motora v militaristickom letectve je General Motors T56 – A – 7 (obrázok 25), ktorých štvorica poháňala Lockheed KC 130 Hercules [2, 3]. Ďalším príkladom môže byť motor československej výroby Walter M 601, ktorý je montovaný do lietadiel L 410 [6].



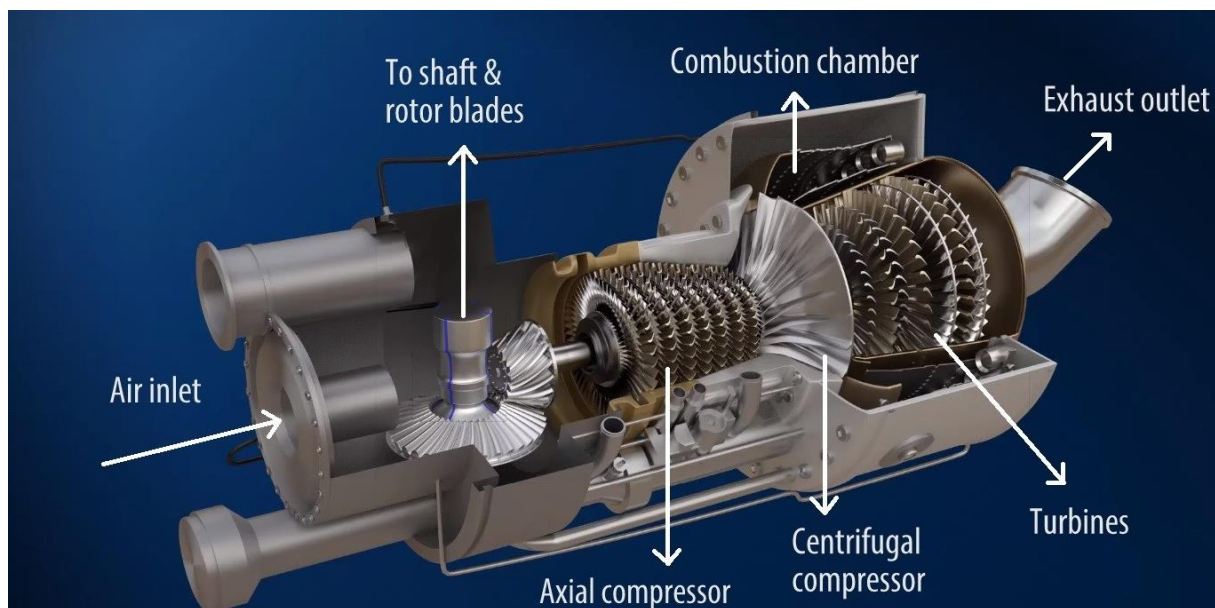
Obrázok 24: Prierez turbovrtuľovým motorom Walter M 601, neskôr označovaným ako General Electrics H 80 [18]



Obrázok 25: demontáž motora General Motors T56 – A – 7 z lietadla KC - 130 Hercules [6]

### 2.2.5. Turbohriadeľový motor (turboshaft)

Posledným typom turbínových motorov je turbohriadeľový (obrázok 26). Tento typ je v podstate podobný ako turbovrtuľový, ale líši sa hlavne v úlohe druhej turbíny. Namiesto poháňania vrtule je hriadeľ pripojený na systém prevodoviek, ktorý poháňa listy rotorov. Celkový ťah je získaný z ťahu, ktorý produkujú listy rotorov [2, 3].



Obrázok 26: Rez turbohriadeľovým motorom [6]

air inlet – vtok vzduchu

to shaft & rotor blades – výstup na hriadeľ a hlavný rotor

axial compressro – axiálny (osový) kompresor

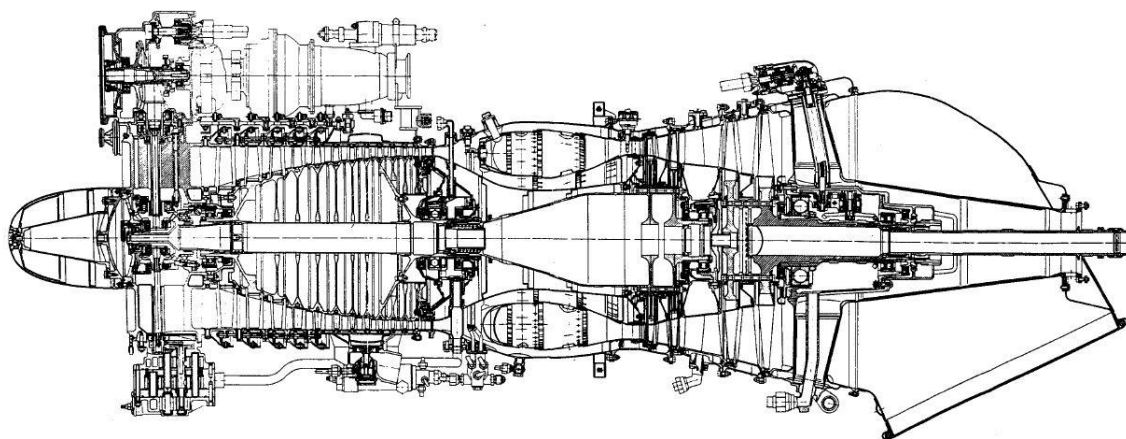
centrifugal compressor – radiálny kompresor

combustin chamber – spaľovacia komora

turbines – turbíny

exhaust outlet – vývod spalín

Tieto motory sú používané hlavne pre vrtuľníky, ale za zmienku stojí aj použitie turbohriadeľových motorov v pozemnej technike, hlavne na poháňanie tankov a ostatných obrnených vozidiel. Dobrým príkladom tohto typu je motor TV3 – 117 (obrázok 27), ktorý poháňa vrtuľníky Mi – 24 [1, 6].



Obrázok 27: Pozdĺžny rez motorom TV3 – 117 [19]

### 3. Konštrukcia prúdových motorov

Ako už bolo zmienené, základné súčasti každého prúdového (všeobecne turbínového) motora je generátor plynu skladajúci sa z kompresora, spaľovacej komory a turbíny. Jednotlivé typy motorov potom majú špecifické komponenty a to napríklad dmychadlo, vrtuľu, trysky prídavného spaľovania alebo vektorovanie ťahu [6].

#### 3.1. Vstupné nasávacie ústrojenstvo

Pri vstupe prúdu vzduchu do motora je logické, že musí ako prvé prejsť cez vstupné nasávacie ústrojenstvo. Pri nadzvukových rýchlostiach letu je vtekajúce množstvo vzduchu veľkým mechanickým problémom [1, 6]. Preto je vstupné ústrojenstvo veľmi dôležitým prvkom pre správny chod motora a jeho vysokú účinnosť. Z konštrukčného hľadiska delíme vstupné ústrojenstvo na dva celky a to: vonkajšie a vnútorné. Základnou úlohou vstupného ústrojenstva je privedenie potrebného množstva vzduchu do kompresora [1, 2]. Vonkajšie ústrojenstvo je súčasťou draku lietadla, to znamená, že konštruktér lietadla volí tvar a typ vstupného ústrojenstva podľa druhu, účelu a rýchlosti lietadla [4].



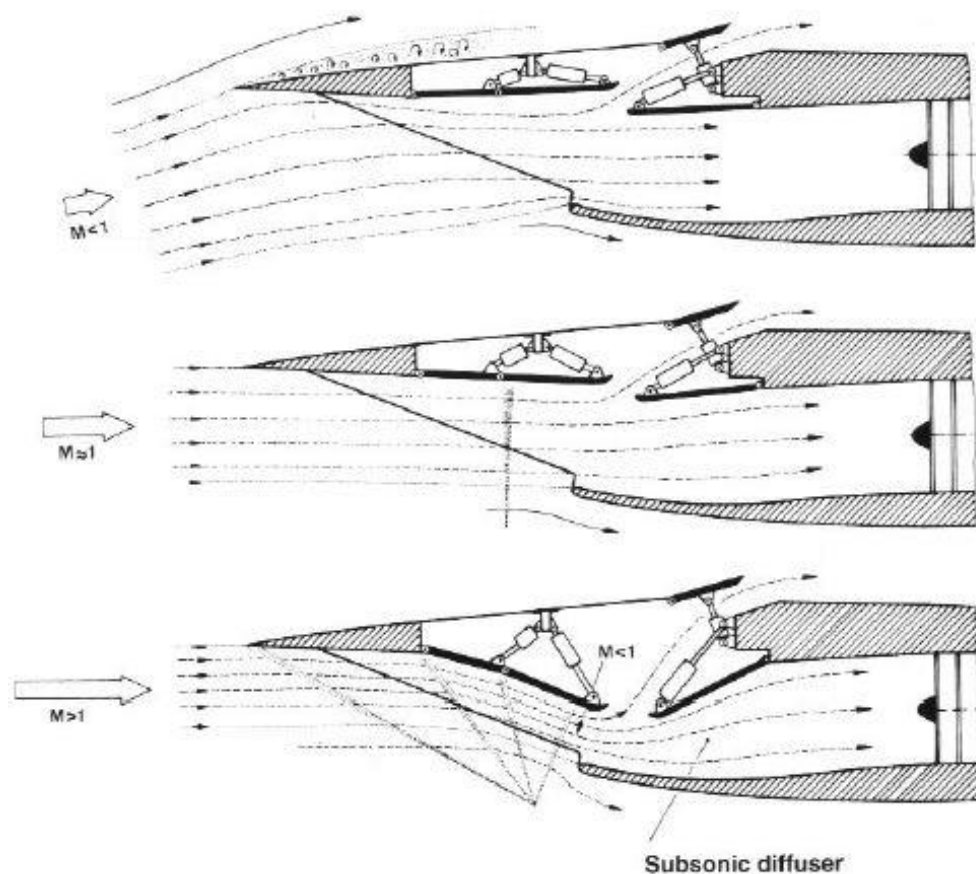
Obrázok 28a: Nasávacie ústrojenstvo L - 29 Delfín    Obrázok 28b: Nasávacie ústrojenstvo L - 159 Alca

Záležiac na použití motora poznáme v súčasnosti rôzne druhy vstupných ústrojenstiev. Dôležitým hľadiskom na rozdelenie je rýchlosť letu. Rozpoznávame vstupné ústrojenstvá podzvukové, nadzvukové, regulovateľné aj pevné, s vonkajším aj vnútorným stlačením. Podzvukové neregulovateľné sa používajú u lietadiel s rýchlosťou letu do  $M = 1,4$ . Pri zvyšovaní rýchlosti nad túto hranicu dochádza u tohto typu ústrojenstva k veľkým stratám vplyvom čelných rázových vln. Ku znižovaniu strát sa preto musí používať koncepcia nadzvukového ústrojenstva, ktorého reguláciou je možné vykonať viacerými spôsobmi: u centrálného vstupného ústrojenstva výsuvným kužeľom alebo u bočných alebo spoločných vstupov naklápaním celého ústrojenstva alebo pomocou klapiek umiestnených vo vstupnom ústrojenstve (Obrázok 30) [1, 2].



Obrázok 29: Nasávacie ústrojenstva lietadiel Eurofighter Typhoon (hore vľavo), Saab Jas 39C Gripen (hore vpravo), F – 4 Phantom (dole vľavo), MiG – 21 (dole vpravo)

Hlavným účelom nadzvukového vstupného ústrojenstva je vytvorenie niekoľkých šikmých rázových vln so záverečnou slabou kolmou. Celkové energetické straty sú teda menšie ako v pomere jednej kolmej rázovej vlny. Regulovateľné ústrojenstvo sa používa preto, aby pri každej nadzvukovej rýchlosti letu rázové vlny končili na ostrej nábežnej hrane difúzora. Pre rôzne rýchlosti letu sa odporúčajú rôzne počty šikmých rázových vln s ohľadom na minimálne straty. Hlavnou črtou podzvukových vstupných ústrojenstiev sú zaoblené hrany (obrázky 28a, 28b), a preto sú veľmi málo náchylné ku zhoršeniu funkcie motora vplyvom zmeny uhlu nábehu. Naproti tomu nadzvukové sa vyznačujú ostrými hranami (obrázky 29) a prechodmi, na ktorých sa vytvárajú rázové vlny a sú citlivejšie na zmenu uhlu nábehu [1, 2].



Obrázok 30: Nasávacie ústrojenstvo lietadla F - 14 pri rôznych rýchlostiach [2]  
subsonic diffuser – podzvukový difúzor

Vnútročné vstupné ústrojenstvo, ktoré tvorí konštrukčný celok s pohonnou jednotkou lietadla, je pomerne jednoduché, lebo vzduch obvykle vstupuje do motora podzvukovou rýchlosťou. Centrálna časť, v ktorej je spravidla uložené predné ložisko a tak isto aj niektoré pomocné zariadenia, je spojená rebrami s vonkajšou prstencovou skriňou. Vzhľadom k pomerne nízkym pracovným teplotám je zvyčajne tento druh ústrojenstva odlievajú z ľahkých zliatin, niekedy sa zhotovuje z titánu alebo ocele [1].

### 3.2. Kompresor

Úlohou kompresora je dodávať stlačený vzduch ďalej do motora a spaľovacích komôr. Podľa spôsobu práce delíme kompresory na axiálne a radiálne. Oba typy kompresorov hodnotíme podľa niekoľkých parametrov a to:

- kompresný pomer – je to pomer tlaku vzduchu na výstupe z kompresora ku tlaku, ktorý má vzduch pri vstupe doň. Dôležitosť kompresného pomeru sa odzrkadľuje na všetkých ďalších vlastnostiach motora ako ťah, spotreba paliva a celková účinnosť. Kompresný pomer sa dá zvýšiť väčším počtom stupňov kompresora
- hltnosť - množstvo vzduchu, ktoré prejde kompresorom za jednotku čas, najčastejšie sa používa sekunda
- účinnosť [1, 2, 5]

Všetky tri parametre sú úzko medzi sebou späté. Zmenou hltnosti priamo ovplyvníme kompresný pomer, tým spotrebu paliva a tým aj celkovú účinnosť motora. V súčasnosti kompresory dosahujú účinnosti až do 90 % s kompresným pomerom 16:1 (30:1 s veľkým obtokovým pomerom) a hlnosťou až 200 kg/s (900 kg/s u motorov s veľkým obtokovým pomerom) [2]. U dnešných motorov sa používajú ako kompresory axiálne tak kompresory radiálne, alebo aj ich kombinácia (kompresor má niekoľko axiálnych stupňov a je zakončený posledným radiálnym) [2, 5]. Na kompresory je kladených viacero nárokov a to:

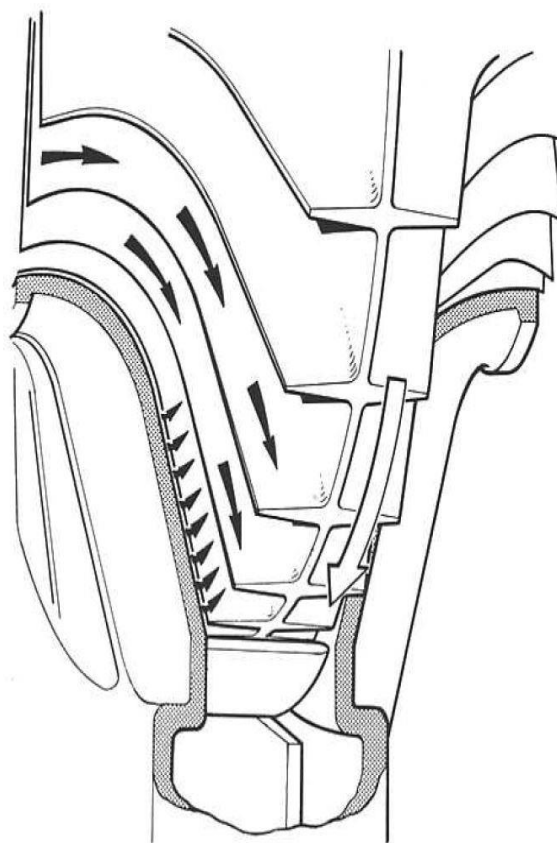
- vysoký stupeň stlačenia
- vysoká účinnosť
- minimálna hmotnosť a rozmery
- široký rozsah pracovných otáčok s vysokou účinnosťou a malým sklonom k pumpáži
- jednoduchá konštrukcia a vysoká spoľahlivosť [1, 2]

### 3.2.1. Radiálny kompresor

Radiálny kompresor sa skladá z troch hlavných častí a to z radiálneho kola, difúzora a kompresorového rozdeľovacieho potrubia [4]. U tohto typu kompresora sa mechanická energia predáva cez rotujúce lopatkové kolo. Vzduch v kompresore prúdi radiálnym smerom (kolmým k ose kompresora). Z konštrukčného hľadiska delíme radiálne kompresory na jednostranné (obrázok 31a) a obojstranné (obrázok 31b) [1, 5].



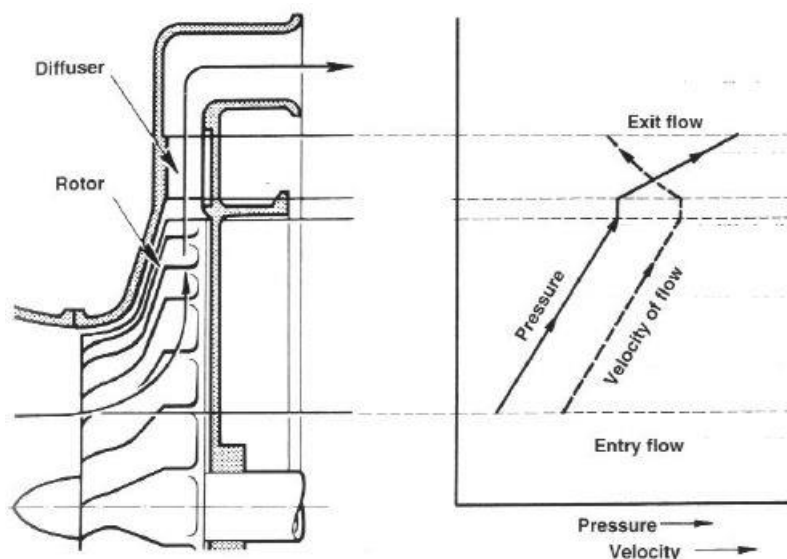
Obrázok 31a: Jednostranné a obojstranné kolo radiálneho kompresora [5]



Obrázok 31b: Prúdenie vzduchu v obojstrannom kole [5]



Výhodou obojstranných kôl je väčšia hĺtkosť, hodí sa pre motory s väčším výkonom pri rovnakom čelnom priemere [1]. Kolá odstredivých kompresorov môžu byť robené s lopatkami priamymi alebo zakrivenými dopredu či dozadu. Neoddeliteľnou súčasťou týchto kompresorov je difúzor, kde dochádza k premene kinetickej energie na tlakovú (obrázok 32) [2]. Radiálne kompresory sa používali prevažne na počiatku vývoja prúdových motorov, lebo boli teoreticky viac prepracované ako axiálne kompresory v tej dobe [5]. Avšak radiálne kompresory sa používajú aj dnes, ale len v malých turbohriadeľových a v turbortuľových motoroch. Najväčšími výhodami tohto kompresora sú veľký kompresný pomer na jednotlivý stupeň (až 5:1 s účinnosťou až 80 %) a relatívne nízka výrobná cena.



Obrázok 32: Priebeh tlaku a rýchlosti vzduchu prechádzajúcim radiálnym kompresorom [2]

rotor – rotor  
diffuser – difúzor  
pressure – tlak  
velocity of flow – rýchlosť prúdenia  
entry flow – prúdenie na vstupe  
exit flow – prúdenie na výstupe

Zvyšovaním kompresného pomeru na jednom stupni rapídne klesá účinnosť, preto sa na zvýšenie tlakového pomeru používajú ďalšie stupne. Tým sa dosiahne pomerne vysoký tlakový pomer a nedôjde tak k prekročeniu kritickej uhlovej rýchlosti, pri ktorej vznikajú rázové vlny [1, 2].

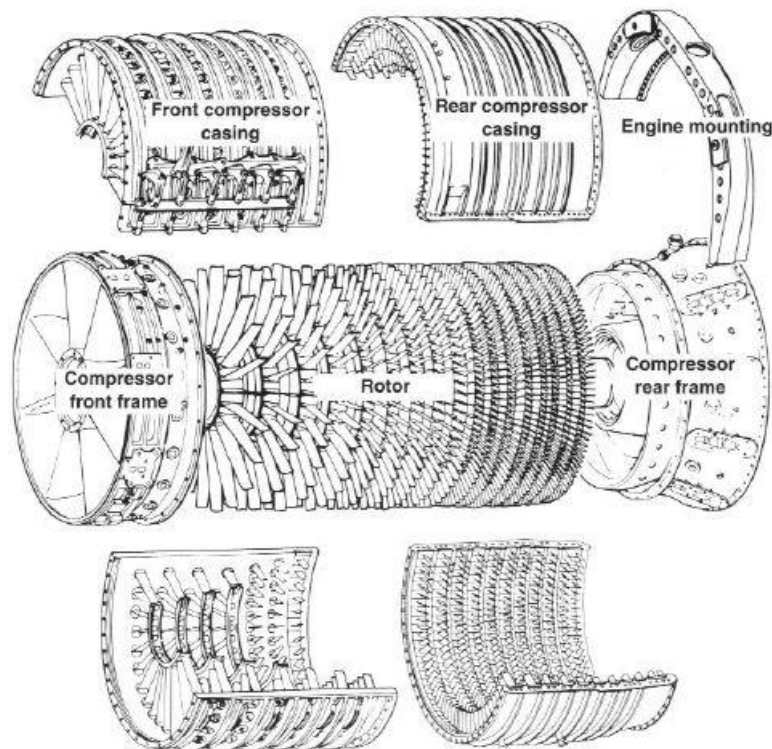
### 3.2.2. Axiálny kompresor

Axiálny kompresor si našiel uplatnenie vo veľkej väčšine moderných prúdových motorov. Základnou a najväčšou výhodou týchto kompresorov je schopnosť dodať veľkú masu prúdiaceho vzduchu s veľkým kompresným pomerom súčasne. Avšak motory s týmto druhom kompresorom sú náchylnejšie na uhol nábehu a perturbáciu prúdenia. Ďalšou nevýhodou je zložitejšia štruktúra, ktorá výrazne zvyšuje náklady na výrobu a opravu, ale aj väčšia hmotnosť.

Metóda stlačenia vzduchu v axiálnom kompresore sa výrazne líši od radiálneho. Zatiaľ čo v radiálnom kompresore je mechanická energia premieňaná hlavne vďaka odstredivým silám, v axiálnom je to na základe síl aerodynamických [2]. Axiálne kompresory sa zvyčajne skladajú z veľkého množstva individuálnych súčastí. Základom axiálneho kompresora je takzvaný stupeň, ktorý je tvorený radom rotujúcich lopatiek a radom statických lopatiek. Účinnosť stupeňov v tomto druhu kompresora sa pohybuje na hranici 90 %.

U nadzvukových motorov sú tie straty vyššie kvôli rázovým vlnám o 2 až 4 % [1]. Napriek tomu že sa robí veľa rôznych variácií, podľa rôznych aplikácií, všetky typy sa skladajú z týchto hlavných častí (obrázok 33):

- Predná kostra kompresora
- Puzdro so statickými lopatkami (stator)
- Rotor rotujúcimi lopatkami
- Zadná kostra kompresora



Obrázok 33: Schéma zloženia axiálneho motora [2]

compressor front frame – predná kostra kompresora

rotor – rotor

compressor casing – kompresorová skriňa

compressor rear frame – zadná kostra kompresora

engine mounting – úchyt motora

### Predná kostra kompresora

Táto časť kompresora je väčšinou vyrábaná z hliníka alebo menej kvalitnej ocele. Charakteristickou konštrukciou pre túto časť je vonkajší kruh, stredové obloženie a 6 až 8 výstuží, ktoré ich spájajú. Hlavnou úlohou je uloženie predného ložiska rotorovej časti kompresora do stredového obloženia. Výstuže sú zväčša duté, aby v nich boli umiestnené prívody maziva pre ložiská a tak isto, aby v nich boli umiestnené elektrické rozvody, ktoré vedú do štartéra, ktorý je montovaný na prednej časti hriadeľa [2].

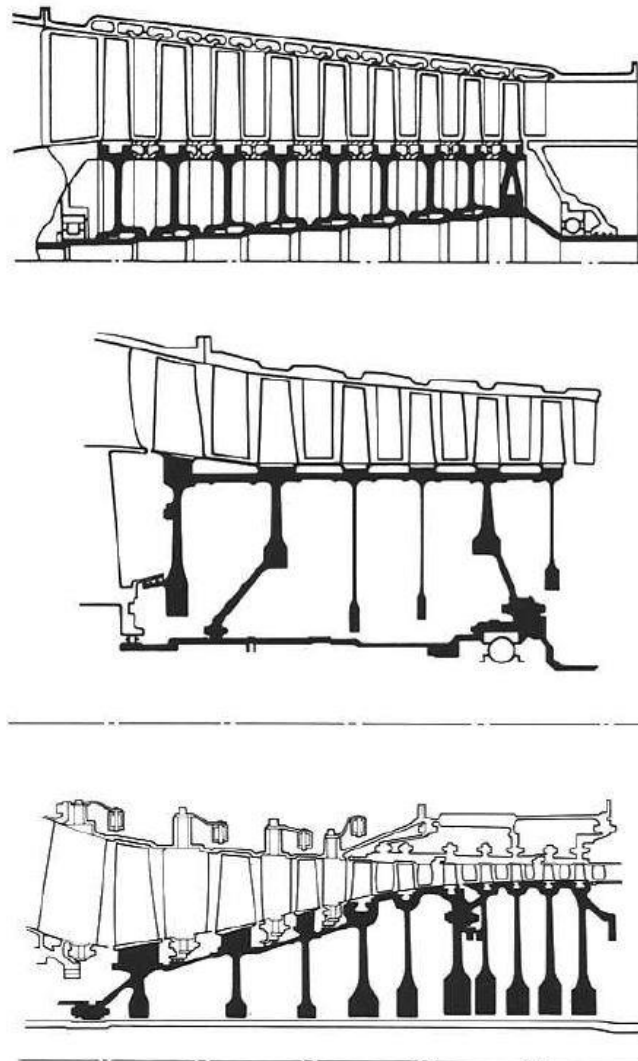
### Puzdro so statickými lopatkami (stator)

Stator tvorí nehybné, so skriňou kompresora pevne spojené lopatkovanie. Puzdro kompresora má konštrukciu trubicového tvaru, rozdelené priečne, pozdĺžne, alebo kombinovane tak, aby to uľahčilo montáž a údržbu motora [1, 2]. Konštrukcia puzdra závisí od

typu použitého motoru, technológie výroby statorových lopatiek a v neposlednom rade na počte stupňov [1]. Po tom ako je rotor vložený do puzdra, obidve časti sú k sebe primontované cez pozdĺžne príruby pomocou skrutiek. Ako materiál sa zväčša používa odľahčený titán, ktorý prechádza procesom kovania. V moderných vysoko výkonných motoroch je uprednostňované použitie zliatin, ktoré sú legované žiaruvzdornými a žiarupevnými materiálmi kvôli vysokým prevádzkovým teplotám za chodu motora. Jednou z takých zliatin je zliatina Thermax, zliatina na báze niklu a titánu, od spoločnosti Inconel, ktorá je používaná v motoroch Pratt & Whitney motorovej rady 4000, ktoré poháňajú Boeing 777. Jednou z typických čít moderných kompresorov axiálneho typu je variácia vstupných lopatiek. Statorové lopatky sú napevno uchytené v kasni z vnútornej strany či už pomocou takzvaných T drážok alebo udržiavacích krúžkov [2, 5].

### Rotor s rotujúcimi lopatkami

Rotorová časť kompresora sa považuje za najviac zložitú časť celého axiálneho kompresora. Existujú tri základné konštrukčné typy rotorovej časti kompresora a to bubnová, disková, a ich kombinácia (obrázok 34) [5].



Obrázok 34: Konštrukčné typy rotorovej časti axiálneho kompresora (zhora: disková, bubnová, diskobubnová) [1]

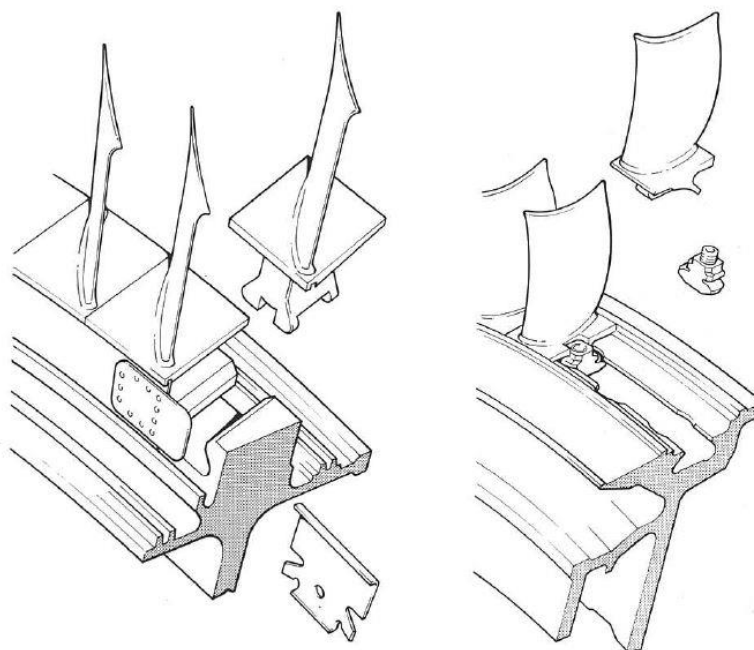
Bubnový typ je tvorený valcovým alebo kužeľovým plášťom, do ktorého sú vsádzané obežné lopatky. Najväčšou výhodou bubnového typu je jeho vysoká tuhosť a relatívne jednoduchá výroba, ale nevýhodou je, že je schopný prevádzky pri nižších obvodových rýchlostiach [1, 5].

Rotory diskového typu sú tvorené sústavou diskov, na ktorých sú montované lopatky. Výhodou je vysoká obvodová rýchlosť, ale najväčšou nevýhodou je malá tuhosť pri vysokých rýchlostiach. Nevýhodou diskového typu je veľká výrobná náročnosť. To vyplýva z toho že každý disk musí byť nalisovaný alebo spojený zubovými spojkami [1].

V diskobubnovom type, v súčasnosti najviac rozšírenom type, sú rotorové lopatky montované na jednotlivé disky, ktoré sú následne separátne zaistené na spoločnom hriadeľi distančnými krúžkami. Zároveň má tento typ rotora dostatočne vysokú ohybovú tuhosť na rozdiel od diskového typu. Hriadeľ, na ktorom sú nasadené disky, prenáša točivý moment od turbíny ku kompresoru [1, 2].

Tvary rotorových lopatiek (tak ako tých statorových) sú porovnateľné tvarmi krídel. Avšak lopatky rotorovej časti sú skrútené po celej dĺžke od koreňa po koniec, aby bol dosiahnutý optimálny uhol nábehu prúdiaceho vzduchu po celej dĺžke lopatiek. Dôvodom pre toto konštrukčné riešenie je rôzna tangenciálna rýchlosť po celej dĺžke lopatiek (korene majú menšiu rýchlosť ako koncové časti, ktoré môžu dosahovať rýchlosti až 360 m/s) [2, 5]. Dlhé lopatky prvých stupňov sú ukladané s vôľou. Pôsobením odstredivých síl počas chodu motora dôjde k vymedzení tejto vôľe. Vďaka zavedeniu tejto metódy sa rapídne znížila koncentrácia napätia v koreňoch lopatiek [2].

Ako konštrukčný materiál pri výrobe rotorov sa uplatňuje zväčša dural, oceľ a titán. Hriadele sú vyrábané výhradne z ocele. Lopatky sú prichytávané tak ako aj u statorovej časti pomocou T drážok alebo udržiavacích krúžkov (obrázok 35). Po finálnom zložení rotora musí byť celá rotorová časť zodpovedne skontrolovaná. Čo i len malá nevyváženosť rotorovej časti môže kedykoľvek spôsobiť zlyhanie celého motora.



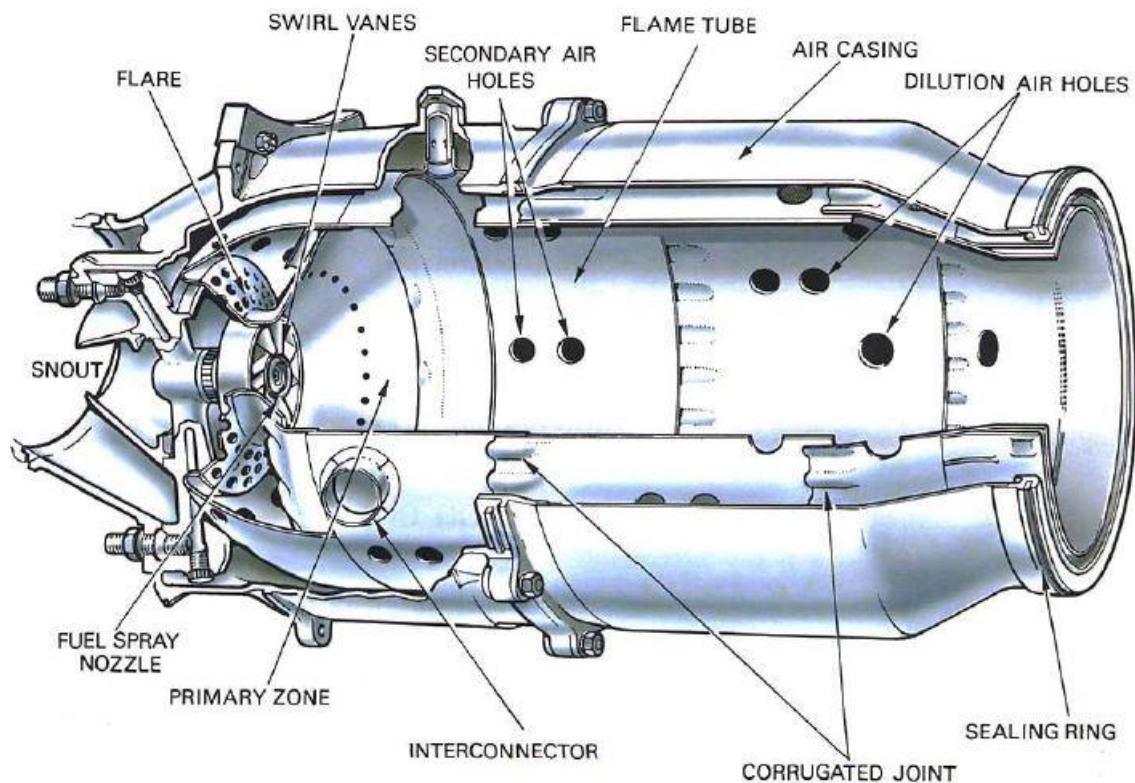
Obrázok 35: spôsoby uchopenia lopatiek (vľavo T - drážky, vpravo udržiavacie krúžky ) [5]

## Zadná kostra kompresora

Základnou a hlavnou úlohou tejto časti kompresora je dodanie stačeného vzduchu do sekcie spaľovacích komôr. Tvary prechodových otvorov preto odzrkadľujú typy použitých spaľovacích komôr. Stredové centrum zadnej kostry je tvarované tak, aby tu bolo umiestnené zadné ložisko rotorovej časti kompresora. S ohľadom na ťahové sily motora je táto časť veľmi dôležitá, a to z dôvodu, že práve tu (alebo v blízkosti zadnej kostry kompresora) sú primárne montážne miesta, ktoré spájajú motor s lietadlom. Tým pádom sú práve cez tieto miesta prenášané ťahové sily motora na konštrukciu lietadla [2].

### 3.3. Spaľovacie komory

Časti, kde je do obehu motora dodávaná tepelná energia vo forme horenia kvapalného paliva, ktoré je rozprašované tryskami v dodávanom vzduchu od kompresora, sa volajú spaľovacie komory (obrázok 36) [5, 6].



Obrázok 36: Rez trubkovou spaľovacou komorou [5]

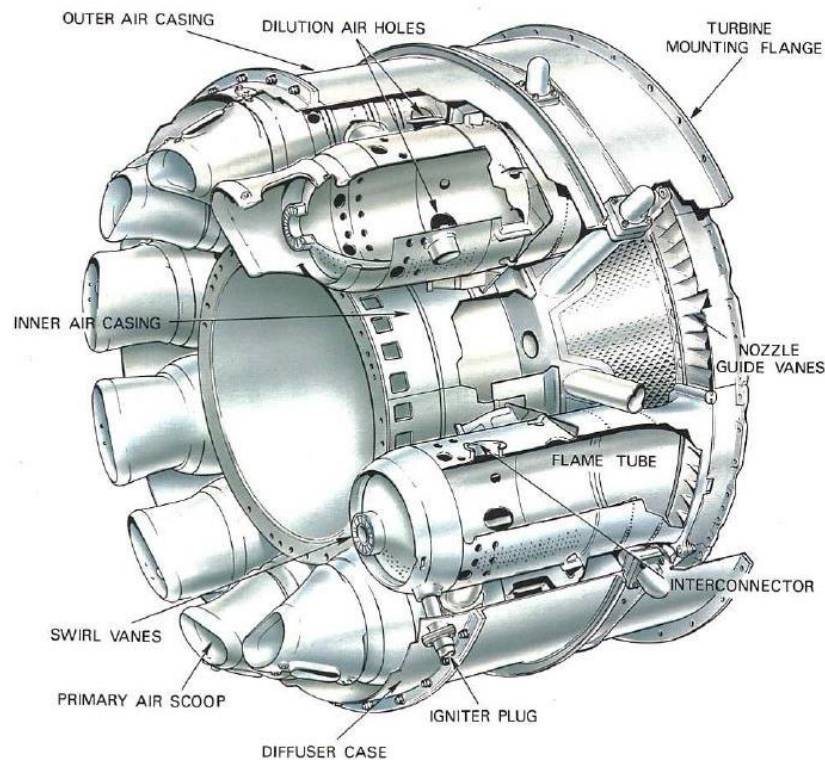
- snout – výpust*
- fuel spray nozzle – sprejová tryska paliva*
- flare – zvon*
- swirl vane – vírivová lopatka*
- primary zone – primárna zóna horenia*
- secondary air hole – sekundárne diery pre vzduch*
- flame tube – rúra horenia*
- interconnector – prepájacie potrubie*
- air casing – kryt prúdenia vzduchu*
- corrugated joint – vlnitý spoj*
- dilution air holes – diery na riedenie vzduchu*
- sealing ring – utesňovací kruh*

Spaľovacie komory sú konštrukčne veľmi zložité prvky a to preto, lebo sú na ne kladené viaceré požiadavky ako [1]:

- stabilné horenie, ktoré zaručuje spoľahlivú prácu motora
- vysokú účinnosť horenia
- minimálne rozmery a hmotnosť
- rovnomernosť teplotného poľa v obvodovom smere aj po výške lopatky (palivo nesmie dohorieť mimo komoru a plameň nesmie zasahovať do turbíny)
- primeraná životnosť

Z konštrukčného hľadiska komory delíme na trubkové, prstencové a prstencovo–trubkové. Potom ďalej ich delíme ešte na suprúdné a protiprúdné [1, 5].

Individuálne trubkové komory sa skladajú z plášťa a vlastného plamena. Spaľovacie komory sú rozmiestnené okolo rotoru v počte 6 až 14 kusov. U trubkových komôr je veľmi náročné dosiahnuť rovnomerného teplotného poľa. Na druhú stranu výhodou je ľahká demontáž poškodeného plamena a nižšie vývojové náklady [2]. Ďalší typ komory je komora prstencová. Výhodou tohto typu je, že komora využíva celý priestor okolo rotoru. Tento typ komory má lepšie spúšťacie vlastnosti ako trubková komora, ale vzhľadom na svoje rozmery býva vývojovo nákladnejšia [1]. Prstencovo – trubkové komory (obrázok 37) sú jednotlivé plamence vložené do medzikruhového priestoru, tvoreného vnútorným a vonkajším plášťom. Tento typ komôr je pomerne rozšírený, pretože hmotnostne sa nachádza niekde medzi trubkovými a prstencovými komorami [2].



Obrázok 37: Prstencovo - trubková spaľovacia komora [5]

*outer air casing – vonkajšia časť skrine prúdenia vzduchu*

*inner air casing – vnútorná časť skrine prúdenia vzduchu*

*primary air scoop – primárne nasávanie vzduchu*

*diffuser case – skriňa difúzora*

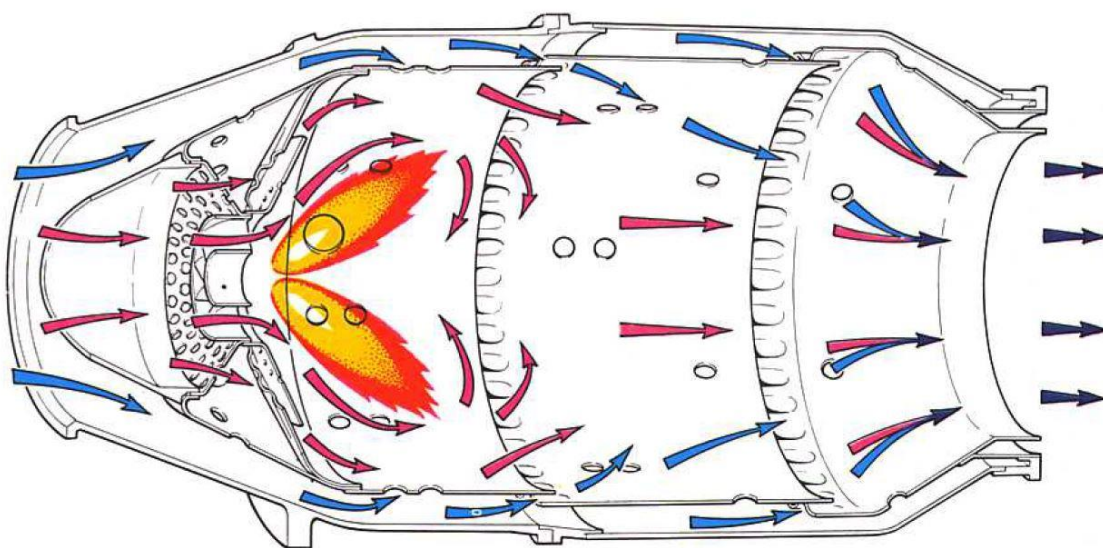
*igniter plug – zapalovač*

*nozzle guide vanes – vodiace lopatky trysky*

*turbine mounting flange – montážna príruha turbíny*

Existuje niekoľko spôsobov ako dopraviť palivo do spaľovacej komory. Najviac rozšírený spôsob je vstrekovanie pomocou jednoduchých alebo duplexných (dvojotvorových) trysiek [1]. Palivo je privádzané pod tlakom (u jednootvorových je to 8 MPa, u dvojotvorových až 60 MPa). Veľkosť rozprašovacích kvapiek sa pohybuje v rozmedzí 70 až 100  $\mu\text{m}$ . Ak sú kvapky väčšie komora sa zanáša sadzami [2]. Ďalším spôsobom dopravy paliva do spaľovacích komôr je pomocou použitia rozstrekovacieho krúžku, ktorý je opatrený 4 až 6 radiálnymi otvormi a je spojený na pevno s hriadeľom [1].

Vzduch vstupujúci do spaľovacích komôr má pomerne veľkú rýchlosť, preto musí byť jeho rýchlosť spomalená difúzorom asi na jednu tretinu pôvodnej rýchlosti [5]. Pri vstupe do komory sa hmota vzduchu rozdelí na dva prúdy a to na primárny a sekundárny prúd (obrázok 38). Primárny prúd podstupuje procesom vlastného horenia, zatiaľ čo sekundárny prúd slúži na ochladzovanie stien plamencov a hlavne na ochladzovanie spalín po zmiešaní s primárnym prúdom [1].

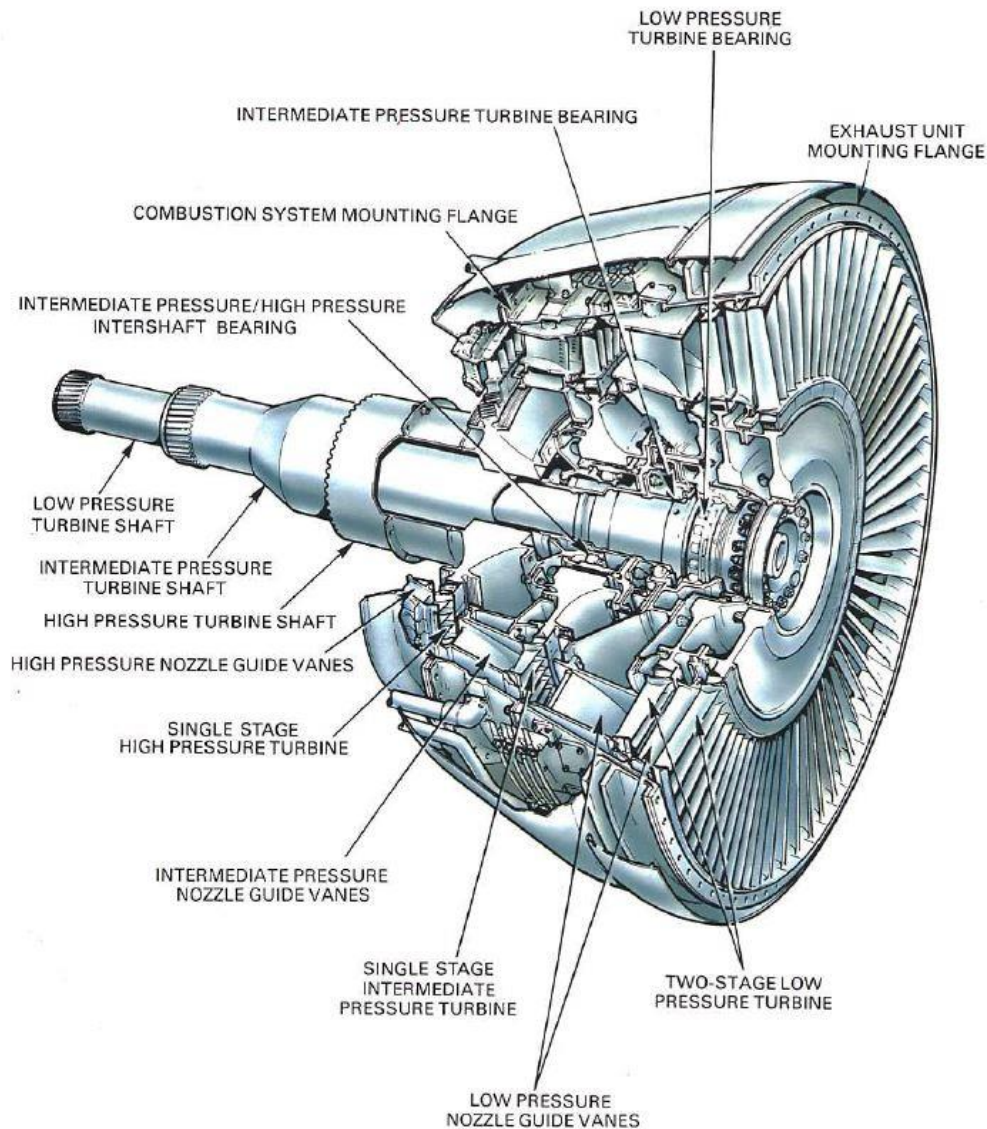


Obrázok 38: Schéma prúdenia vzduchu spaľovacou komorou [5]

Teploty spalín v komorách môžu dosiahnuť 2100 až 2200 K. Takto horúce spaliny nemôžu vstupovať do turbínovej časti, preto sú ochladzované sekundárnym prúdom vzduchu. Schladené spaliny majú následne hodnoty teplôt od 1000 do 1600 K [4]. Na to, aby komory vydržali takú vysokú teplotu sa používajú zliatiny na báze žiaruvzdorných a žiarupevných materiálov, najčastejšie titánu, niklu a kobaltu. Preto je vývoj nových spaľovacích komôr pomerne drahý.

### 3.4. Turbína

Turbína (obrázok 39) je súčasť motora, kde dochádza k zmene tepelnej energie na mechanickú prácu. V prúdovom motore je určená k pohonu kompresoru a pomocných agregátov. V turbovrtuľovom a turbohriadeľovom motore je určená k pohonu vrtule respektíve rotoru vrtuľníka. Turbína sa skladá zo statora, kde sa mení tepelná energia na kinetickú, a rotora, kde sa kinetická energia premieňa na mechanickú prácu [1, 2]. V prúdových motoroch sa používajú hlavne axiálne viacstupňové reakčné turbíny. Stupeň, tak ako aj v kompresore, je tvorený jednou radou lopatiek rotoru a jednou radou lopatiek statoru [5].



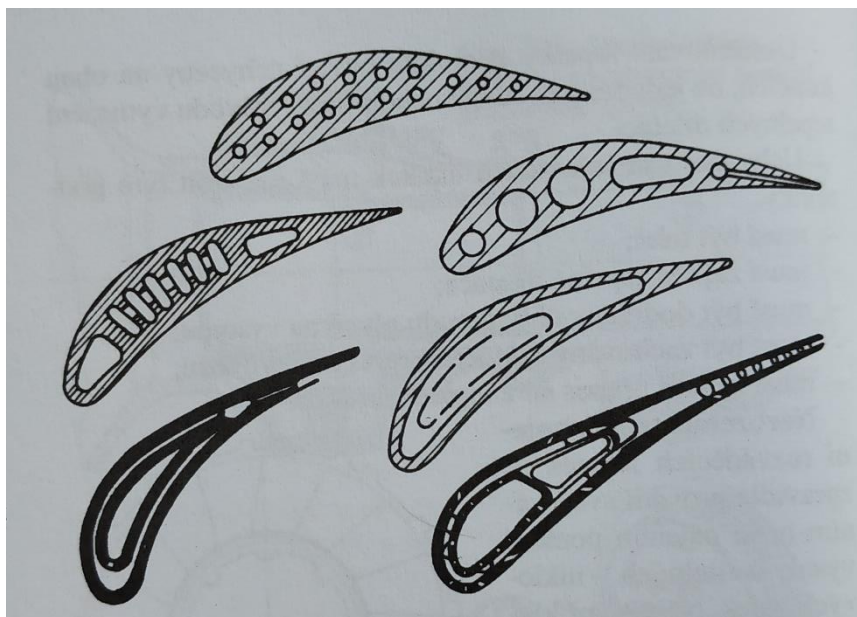
*Obrázok 39: Prierez axiálnou turbínou [5]*

*low pressure turbine shaft – hriadeľ nízkotlakovej turbíny*  
*intermediate pressure turbine shaft – hriadeľ stredne tlakovej turbíny*  
*high pressure turbine shaft – hriadeľ vysoko tlakovej turbíny*  
*high pressure nozzle guide vanes – lopatky vysoko tlakovej trysky (statora)*  
*single stage high pressure turbine – jednostupňová vysoko tlaková turbína*  
*intermediate pressure nozzle guide vanes – lopatky stredne tlakovej trysky (statora)*  
*single stage intermediate pressure turbine – jednostupňová stredne tlaková turbína*  
*low pressure nozzle guide vanes – lopatky nízkotlakovej trysky (statora)*  
*two – stage low pressure turbine – dvojestupňová nízkotlaková turbína*  
*intermediate pressure/ high pressure intershaft bearing – ložisko medzi vysokotlakovým a stredne tlakovým hriadeľom*  
*combustion system mounting flange – príruha montáže spaľovacieho systému*  
*intermediate pressure turbine bearing – ložisko stredne tlakovej turbíny*  
*low pressure turbine bearing – ložisko nízkotlakovej turbíny*  
*exhaust unit mounting flange – príruha montáže výfukovej jednotky*

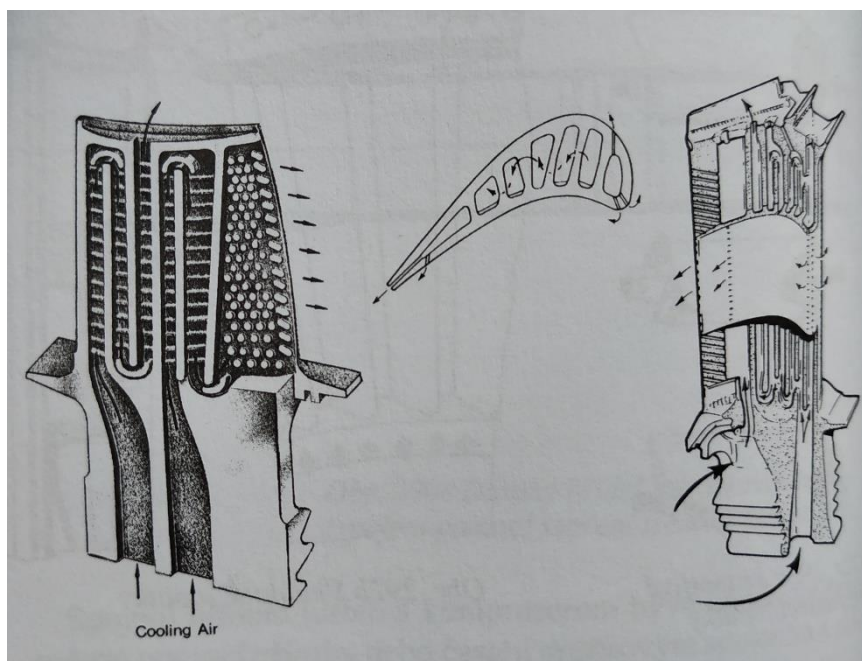
Ako reakčnú turbínu vnímame takú, v ktorej expanzia spalín nastáva ako v statorovej časti stupňa, tak aj v rotorovej časti stupňa (tzn., nastáva pokles tlaku aj teploty) [2]. Z dôvodu vysokých teplôt spalín musí byť turbína vybavená chladiacim systémom vo forme kanálikov a dutín (obrázok 40). Poznáme niekoľko druhov chladiacich systémov a to otvorené, polouzavreté a uzavreté. U otvorenej chladiacej sústavy prejde chladiaca látka (vzduch)



lopatkami len jedenkrát a potom sa vyfúkne do vzduchu ktorý ide cez turbínu. V polouzavretých sústavách sa vzduch vracia do spaľovacích komôr, kde sa zúčastní procesu horenia. V uzavretých prebieha neustála cirkulácia chladiacej látky (v budúcnosti pravdepodobne paliva) medzi ochladzovanou turbínou a chladičom [2, 5].



Obrázok 40: Historický vývoj chladienia lopatiek [1]



Obrázok 41: V súčasnosti najčastejšie používaný systém (otvorený) chladienia lopatiek [1]

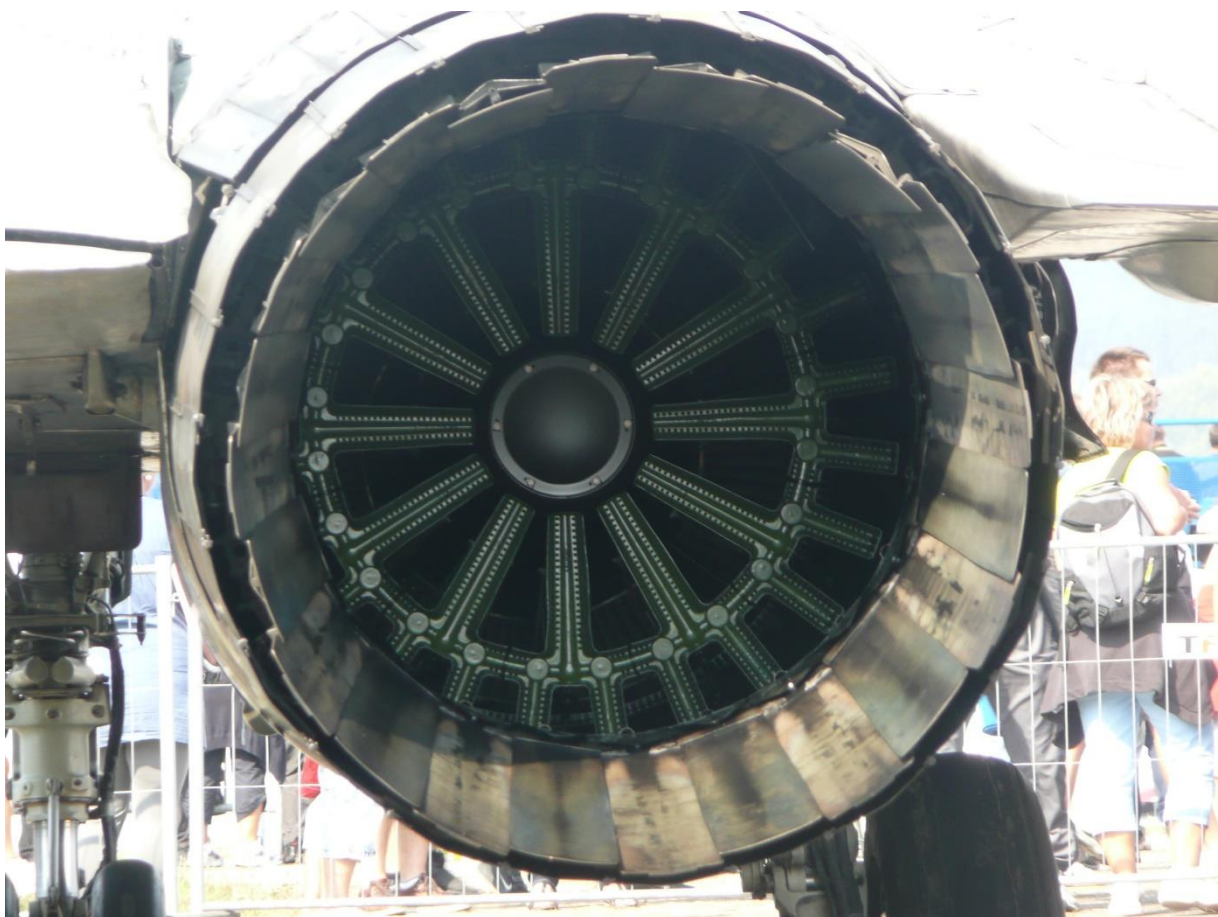
V súčasnosti sa najviac používa otvorený systém (obrázok 41) s odberom chladiaceho vzduchu za niektorým zo stupňov kompresora. Vplyvom vysokých teplôt dochádza často k oxidácii materiálov. Aby nenastal tento problém, tak sa nanáša na profily lopatiek tvrdokovový alebo keramický povlak. Tejto metóde sa hovorí TBC – thermal barrier coating (teplotne odolná ochranná vrstva). Princíp spočíva v tom, že povlak má malú tepelnú vodivosť a vysokú teplotnú stálosť [1]. Ako základový materiál na výrobu turbín sa používajú rôzne druhy zliatin ako napríklad NIMONIC 115 (57,3 % Ni, 15 % Co, 15 % Cr, 5 % Al,

4 % Ti, 3,5 % Mo, 0,16 % C a 0,04 % Zr), INCONEL 713 (12,5 % Cr, 6,1 % Al, 4,2 % Mo, 2 % Ta, 0,8 % Ti), WASPALLOY a ďalšie zliatiny na báze niklu. Turbíny z týchto zliatin môžu mať životnosť až 50 000 prevádzkových hodín [2].

### 3.5. Výstupné ústrojenstvo

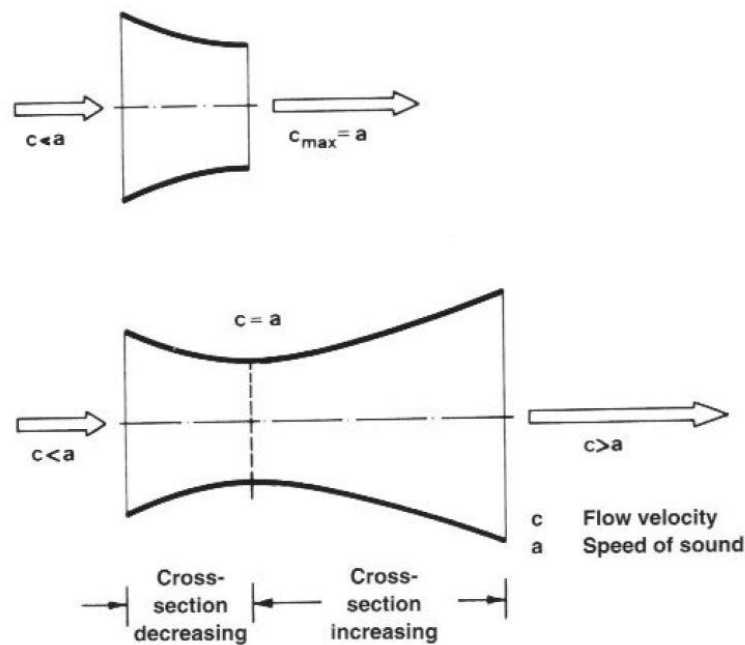
Pod pojmom výstupné ústrojenstvo sa poväčšine myslí iba výstupná tryska, ale pri motoroch používaných v stíhacích lietadlách môže byť súčasťou výstupného ústrojenstva aj systém prídavného spaľovania (obrázok 42). Z výstupného ústrojenstva motor získava ťahovú silu, ktorá poháňa lietadlo vpred.

Systém prídavného spaľovania, alebo tiež známy pod pojmom forsáž, je široko používaná metóda na zvýšenie ťahu motora niekedy až o 60 % celkového výkonu motora. S výnimkou lietadiel Concorde a Tupolev Tu – 144 sa tento systém používa výhradne v militaristickom letectve, hlavne u nadzvukových lietadiel. V princípe sa jedná o štruktúru trubicového tvaru, ktorá je pripojená k motoru hneď za výstupom turbíny. Za zmienku stojí jednoduchá konštrukcia, ktorá sa skladá len zo štyroch častí a to z komory horenia, systému palivového vstrekovania, stabilizátoru horenia a trysky. Efektivita forsáže bude navýšená, v prípade použitia skupiny horákových kruhov [2].



Obrázok 42: Detailný záber na systém prídavného spaľovania motora RD – 33 montovaného do lietadiel MiG – 29

Úlohou trysky je premena potenciálu vzduchu na kinetickú energiu lietadla. Výstupná tryska býva pevná do rýchlosti  $M = 1,7$ , tzn. s nemeniteľnou výstupnou plochou [1]. Pre vyššie výtokové rýchlosti je preto potrebné použitie trysiek s meniteľnou geometriou. Takou tryskou je Lavalova dýza (obrázok 43). Výstupné trysky sa konštruujú tak, aby bolo dosiahnutého čo najvyššieho ťahu, ale zároveň čo najmenších strát [1, 2].



Obrázok 43: Schéma Lavalovej dýzy [2]

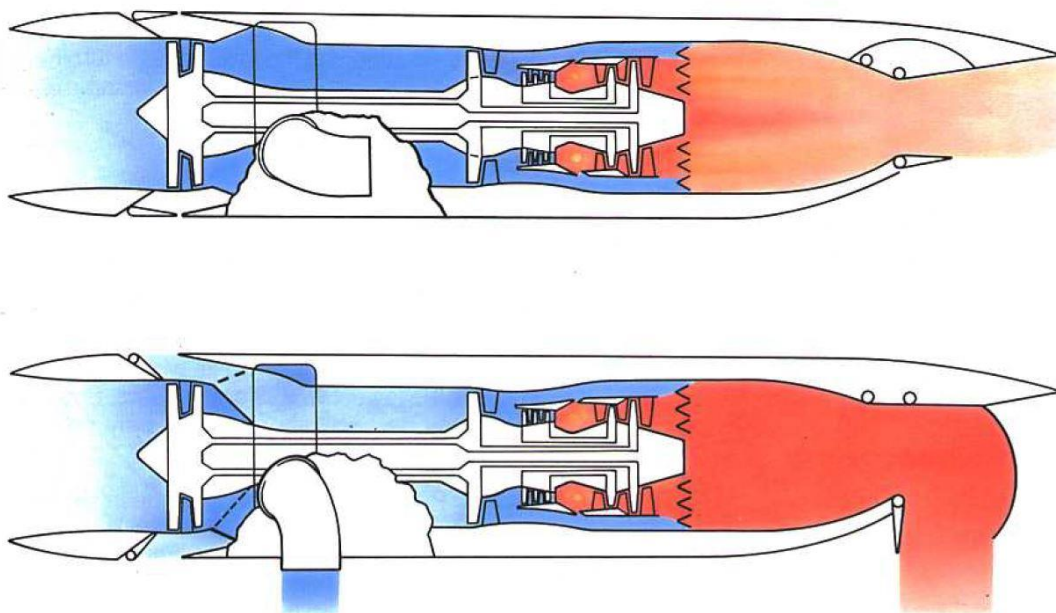
flow velocity – rýchlosť prúdenia

speed of sound – rýchlosť zvuku

cross – section decreasing – časť so znižujúcou sa prierezovou plochou

cross – section increasing – časť so zväčšujúcou sa prierezovou plochou

Najčastejšie sa zmena priemeru dosiahne použitím regulovateľnej výstupnej trysky. V súčasnej dobe sa začínajú používať natáčacie výtokové trysky, ktoré umožňujú takzvané vektorovanie ťahu. Táto úprava dáva lietadlu veľké manévrovateľné schopnosti [1]. Ako prvú aplikáciu tejto technológie bolo možné vidieť na lietadlách Harrier (obrázok 44), u ktorých sú plyny z motora vyvádzané štyrmi tryskami, ktoré umožňovali kolmý vzlet aj štart.



Obrázok 44: Systém vektorovania ťahu lietadiel Herrier [5]

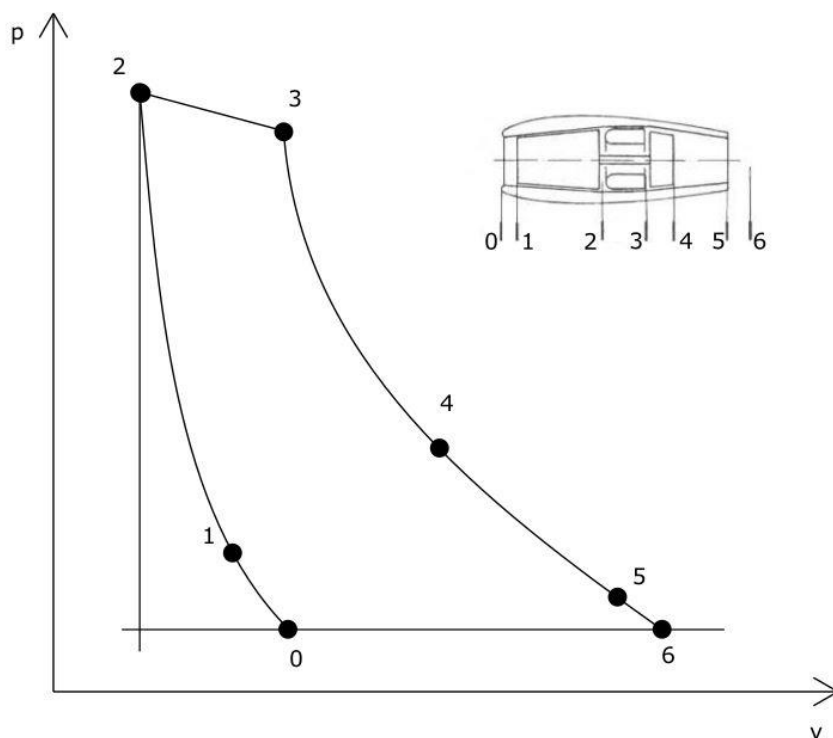
Tento systém sa začal používať hlavne na stíhacích lietadlách piatej takzvanej stealth generácie ako sú F – 22, F – 35 (obrázok 45) alebo Su – 57. Na lietadle F – 22 sú použité ploché (obdĺžnikové) výstupné trysky, čo je jednou z nevýhod lebo prechodom geometrických tvarov (z kruhu na obdĺžnik) na krátkej vzdialenosti stráca okolo 15 % výkonu [6].



Obrázok 45: Kolmý vzlet lietadla F – 35 pomocou vektorovania ťahu [21]

## 4. Popis pracovného cyklu prúdenia vzduchu, vznik ťahu motora a jeho účinnosť

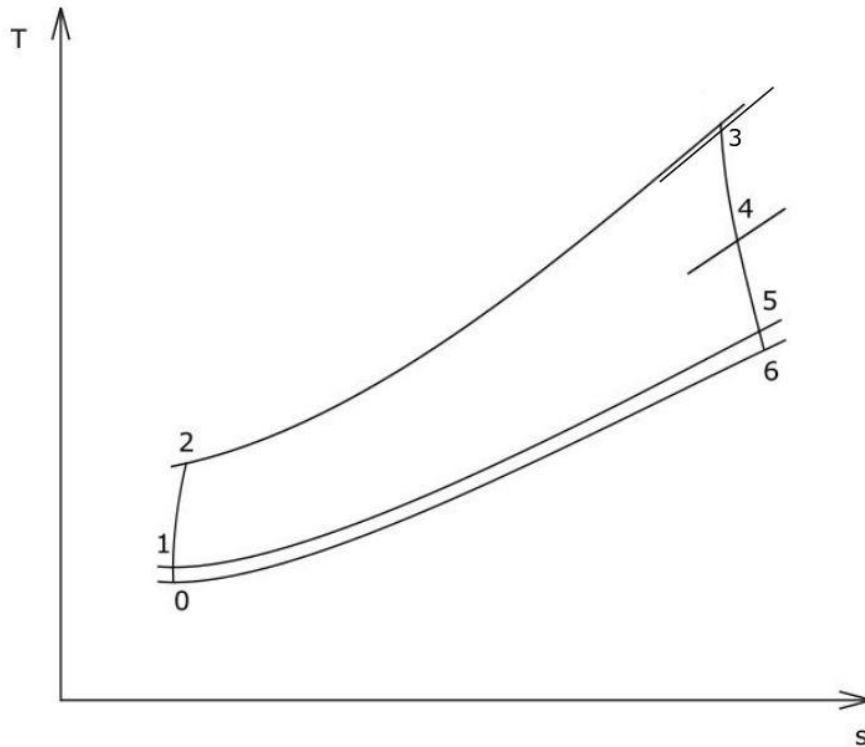
Z termomechaniky vieme, že prúdový motor je tepelný stroj s otvoreným pracovným cyklom. Jednotlivé stavy vzduchu a celý pracovný cyklus sa zakresľuje do tepelných ( $p - v$  a  $T - s$ ) diagramov, aby bolo možné popísať funkciu motora a chovanie vzduchu matematicky a termodynamicky. Zmeny stavu vzduchu vedenými rezní motora (0 – 6) sú znázornené na obrázku s Braytonovým cyklom v  $p - v$  diagramu (obrázok 46) [23].



Obrázok 46:  $p - v$  diagram Braytonového cyklu prúdového motora

Bod 0 predstavuje stav nasávania vzduchu z okolitého prostredia. Vplyvom náporového stlačenia pri nasávaní vzduchu dôjde k miernemu zvýšeniu tlaku, ako to ukazuje bod 1. Mechanická práca kompresora sa prejaví v náraste tlaku, zmenšení merného objemu a v náraste teploty (bod 2). Dodaním paliva v spaľovacích komorách sa uvoľní ďalšie množstvo energie, čo sa prejaví zvýšením teploty. Na druhú stranu nastane mierny pokles tlaku. Spaliny pri svojom postupe motorom predajú časť zo svojej energie turbíne, ktorá poháňa kompresor. To sa prejaví na poklese tlaku a zväčšení objemu (stav 4). Expanzia spalín pokračuje v tryske, v bode 5, kde dochádza k nárastu rýchlosti prúdenia spalín. Za tryskou následne dochádza k disipácii energie na stav okolitého prostredia, to je stav 6.

Tepelný priebeh cyklu je zobrazený v  $T - s$  diagrame na obrázku 47. Medzi stavmi 1 a 2 prebieha adiabatická kompresia, následne medzi stavmi 2 a 3 dochádza k približne izobarickému prívodu tepla. Na konci pri výstupe z motora cez turbínu a trysku, medzi stavmi 3 až 5, dochádza k adiabetickej expanzii.



Obrázok 47:  $T - s$  diagram pracovného (Braytonového) cyklu prúdového motora

Práca spotrebovaná na kompresiu  $m$  kg vzduchu je daná vzťahom (1):

$$A_k = \frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot r \cdot m \cdot (T_1 - T_2) \quad (1)$$

Práca kompresora (1) sa najčastejšie zapisuje ako rozdiel entalpií. Člen  $\frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot r$  je nazývaný aj merná tepelná kapacita za konštantného tlaku a označujeme ju  $c_p$ . Čiže rovnica bude mať nasledujúci tvar(2):

$$A_k = c_p \cdot m \cdot (T_1 - T_2) = H_1 - H_2 \quad (2)$$

Pohon kompresora zaisťuje turbína, ktorá premieňa kinetickú energiu spalín na mechanickú energiu. Teda vzťah získanej práce bude mať tvar (3):

$$A_t = \frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot r \cdot m \cdot (T_3 - T_4) \quad (3)$$

Ako práca kompresora, tak aj práca turbíny sa zapisuje ako rozdiel entalpií (4).

$$A_t = c_p \cdot m \cdot (T_3 - T_4) = H_3 - H_4 \quad (2)$$

Kde hodnota Poissonovej konštanty má hodnotu 1,41, keďže sa jedná o vzduch, čiže ide o dvojatómový plyn a plynová konštantna  $r$  pre vzduch má hodnotu  $287 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ .

V spaľovacej komore dodáme teplo (5) do systému formou paliva. Tento dej môžeme nazvať izobarický, lebo straty tlaku v spaľovacích turbínach nie sú až také markantné.

$$Q = m \cdot c_p \cdot (T_3 - T_2) \quad (5)$$

Avšak skutočné množstvo tepla (6), ktoré je dodané do systému je dané množstvom paliva o výhrevnosti  $H_u$  a účinnosti spaľovania  $\eta_{sp}$  [1]:

$$Q = H_u \cdot \dot{m}_p \cdot \frac{1}{\eta_{sp}} \quad (6)$$

Výpočet ťahu skutočného motora je veľmi komplikovaný, preto sa nahradzuje podstatne jednoduchším odvodením z impulzovej vety, ktorá hovorí, že časová derivácia celkovej hybnosti sústavy hmotných bodov je rovná výslednici vonkajších síl pôsobiacich na sústavu. Vzduch uniká z trysky rýchlosťou  $w$  a množstvo unikajúceho vzduchu si môžeme označiť  $\dot{m}$ . Potom rovnica pre ťah motora bude mať tvar (7):

$$F = \dot{m} \cdot w \quad (7)$$

Aby sme získali vzťah pre výpočet skutočného ťahu motora musíme energiu privedenú do systému odčítať. Potom výsledný tvar rovnice (8) ťahu motora bude vyzerat' nasledovne [23]:

$$F = \dot{m} \cdot w_5 - \dot{m} \cdot w_0 = \dot{m} \cdot (w_5 - w_0) \quad (8)$$

Tento vzťah stále nie je až taký presný, lebo zanedbáva množstvo paliva privedeného do motoru a tlakové rozdiely vystupujúcich spalín a okolnej atmosféry. Avšak pre bežné výpočty je tento vzťah postačujúci [1].

Ďalšou dôležitou vlastnosťou, ktorá nás zaujíma pri výpočte motora je jeho ťahový výkon, ktorý sa vypočíta zo vzťahu (9) [23]:

$$P = F \cdot w_0 \quad (9)$$

Okrem ťahu a výkonu motora nás zaujíma aj jeho spotreba paliva (10), respektíve merná spotreba paliva [1]:

$$c_m = \frac{\dot{m}_p \cdot 3600}{F} \quad (10)$$

Potom celková spotreba paliva (11) bude [1]:

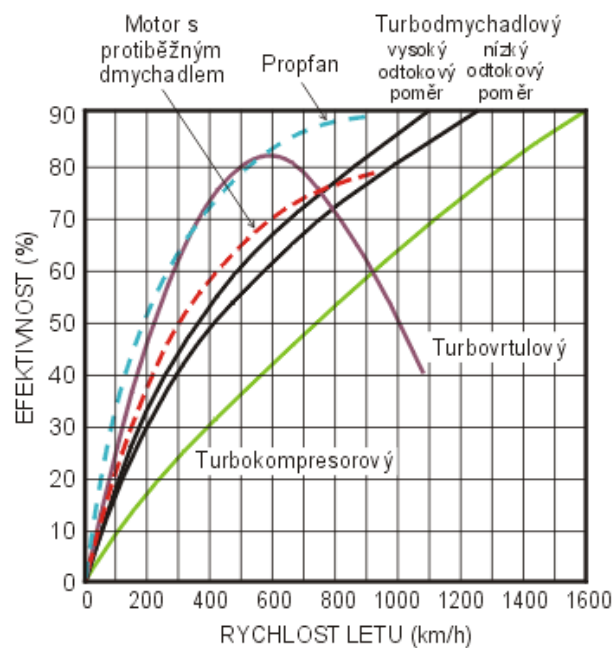
$$C = c_m \cdot F \quad (11)$$

Celková účinnosť prúdového motora (14) sa skladá zo súčinu účinnosti Braytonového cyklu (12) a účinnosti pohonu (13) [22]:

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (12)$$

$$\eta_p = \frac{2 \cdot w_1}{w_1 + w_0} \quad (13)$$

$$\eta = \eta_p \cdot \eta_t \quad (14)$$



Obrázok 48: Účinnosť motora v závislosti na rýchlosti letu [6]

Účinnosť prúdového motora závisí z veľkej časti nielen na rýchlosti letu, ale aj na letovej hladine, v ktorej sa lietadlo pohybuje. Zatiaľ čo turbovrtulové motory sú najúčinnnejšie pri rýchlostiach okolo 500 – 700 km/h, tak efektívnosť turboventilátorových motorov, ako najpoužívanejších motorov, je v týchto rýchlostiach malá. Najvyššiu účinnosť majú turboventilátorové motory až pri rýchlostiach v blízkosti rýchlosti zvuku (obrázok 48) [6, 23].



## 5. Použitie aditívnych technológií

Technológia 3D tlače, alebo tiež nazývaná aj aditívna technológia, začala byť v súčasnosti používaná vo veľkom množstve odvetví priemyslu, ako napríklad v leteckom priemysle, medicínskom alebo militaristickom priemysle. Je veľa typov 3D tlače, ale v týchto prípadoch aplikácie sa najviac používa takzvaná SLM (selective laser melting) metóda [24, 25]. V dnešnej dobe je najviac skúmaná tlač zliatiny Ti6Al4V. Celosvetovo má táto zliatina titánu najväčšie použitie spomedzi všetkých Ti zliatin. Je to vďaka jej dobrej stabilite pri vysokých operačných teplotách a dobrej korozivzdornosti [26]. Obvykle komponenty z tejto zliatiny prešli procesom kovaním alebo odlievaním, čím ale nemôžeme dosiahnuť komplexnejších tvarov a často majú tieto komponenty slabšie mechanické vlastnosti. Výroba komponentov za pomoci aditívnych technológií dovoľuje ďaleko väčšiu slobodu čo sa geometrických tvarov týka (obrázok 49) [24].

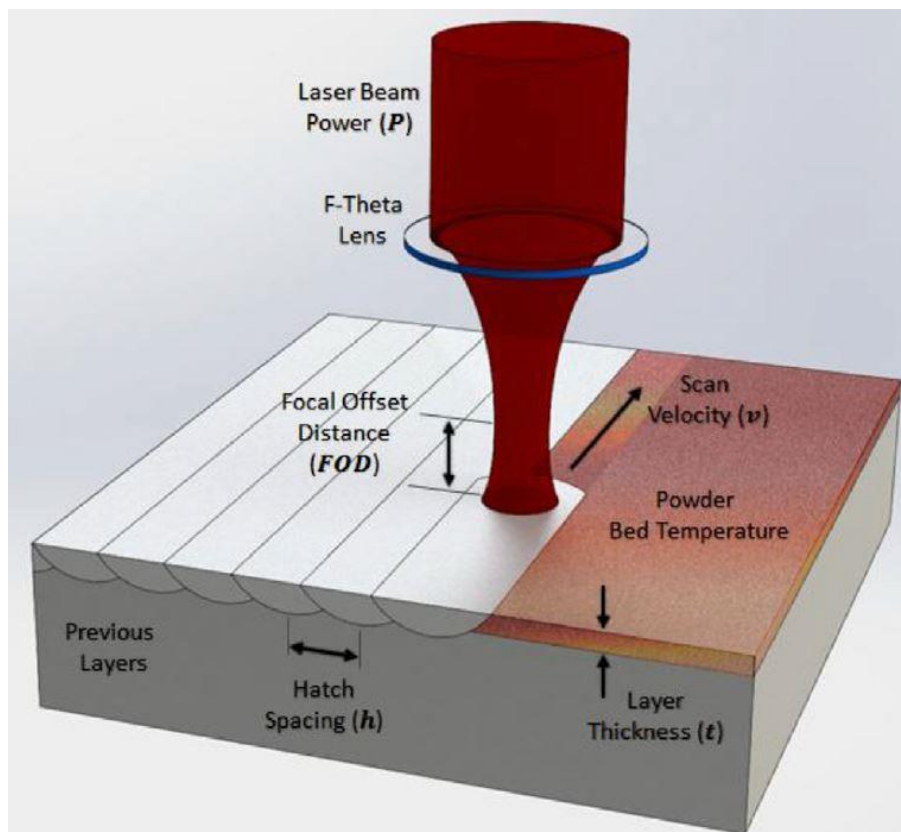


Obrázok 49: Lopatky rotorovej časti motora vyrobených pomocou aditívnych technológií [34]

Spomínaná SLM metóda je metóda, kde dochádza k výrobe súčasti pomocou natavovania prášku selektívne vrstvu po vrstve laserovým paprskom. Po tom ako je dokončená jedna vrstva, je následne celá platforma posunutá o hrúbku jednej vrstvy dolu a proces sa opakuje až kým nie je hotový kompletný celý diel [25]. Čo sa týka procesu optimalizácie, tak hlavným cieľom je maximalizácia hustoty vyrábaného dielu. Je to z dôvodu negatívnych vplyvov pórov, ktoré vznikajú pri spekaní prášku, na mechanické a únavové vlastnosti súčasti. Nato, aby sa dosiahol tento cieľ, veľké množstvo energie musí byť vložené do procesu, čoho výsledkom je vysoký podiel chladenia počas procesu [24, 25]. V súvislosti s použitými parametrami v procese sa používa rovnica známa ako rovnica objemovej hustoty energie (1), ktorá popisuje množstvo použitej energie na objem materiálu na preskúmanie účinkov procesných parametrov použitých počas SLM metódy (obrázok 50) [24].

$$E_v = \frac{P_L}{v_f \cdot h \cdot t} \quad (1)$$

Kde  $P_l$  je výkon laseru,  $v_l$  je rýchlosť pohybu laserového lúča,  $h$  predstavuje šírku vrstvy a  $t$  predstavuje hrúbku vrstvy.



Obrázok 50: Ilustrácia operačného procesu SLM metódy [24]

- Previous layers – predošlé vrstvy
- Powder bed temperature – nahriata vrstva prášku
- F-Theta lens – F-theta šošovka
- Focal offset distance – ohnisková vzdialenosť

Kvôli použitiu celkového procesu natavovania je SLM metóda náchylná na nestabilitu natavenej časti, čo spolu so zle zvolenými procesnými parametrami môže vyústiť do mikroštruktúrnych defektov a veľkej pórovitosti. Práve pórovitosť je kritickým faktorom pre Ti6Al4V súčasti robené SLM metódou. Má to škodlivý efekt na fraktúrne vlastnosti a veľký vplyv na únavové stavy ako iniciovanie trhliny z vnútorných pórov. Miesta s najvyšším počtom koncentrátorov napätia slúžia ako počiatok na šírenie trhliny [25]. Aby sa tomu predišlo, využíva sa uplatnenie HIP podmienok (hot isostatic press – horúcich izostatických tlakových podmienok). Použitím práve spomínanej HIP procedúry sa výrazne redukuje veľkosť vznikajúcich pórov pod detekovaný limit. Takéto súčasti majú teoretickú relatívnu hustotu 100 %, zatiaľ čo priemerná hustota chladených súčastí bola 99,77 %. Tento rozdiel je odzrkadlený v priemernej únavovej životnosti súčastí, ktorá sa zvýšila z 27 000 na 290 000 počet cyklov u chladených súčastí, zatiaľ čo žiadna zo súčastí, na ktorých sa použije HIP procedúra nezlyhá ani po  $2 \cdot 10^6$  počtu cyklov [26].

Ďalším nepriaznivým faktorom pri SLM metóde je zbytkové napätie. Môžeme ho chápať ako napätie, ktoré ostane v súčasti po procese výroby. Toto napätie je stále a v rovnováhe s okolím. Zbytkové napätie môže ľahko spôsobiť zlyhanie súčastí kvôli skrúteniu, delamináciou alebo trhlinou. Najefektívnejšou metódou ako predísť tomuto napätiu je prehrievanie súčastí v stave

---

výroby. Ďalšou metódou ako sa mu dá predísť je manipulácia s hrúbkou vrstvy, zväčšením hrúbky vrstvy sa zbytkové napätie zníži [25, 26].

Chemické zloženie prášku zliatiny Ti6Al4V sa rapídne môže zmeniť vplyvom oxidácie. Titánové zliatiny preto trpia na afinitu voči kyslíku, čo často vedie k vytvoreniu tenkej oxidačnej vrstve už pri izbovej teplote. Vystavenie takýchto zliatin do kyslíka obsahujúcej atmosféry pri zvýšených teplotách (okolo 550 °C) zvyšuje difúziu kyslíka a prienik kyslíkových atómov ďalej do materiálu [25]. Ďalším nepriaznivým prvkom v Ti zliatinách, ktorý sa tam môže vyskytnúť je vodík. Ten v titánových zliatinách spôsobuje fenoméne známe ako vodíkovú krehkosť, čo vedie k zlyhaniu súčasti. Preto musí proces výroby prebiehať v inertnej atmosfére, kde ochrannú atmosféru tvorí prevažne argón [25, 26].

## 6. Potenciálne alternatívne palivá v leteckom odvetví

Silný vzostup v leteckej doprave podporil rozvoj obnoviteľných a čistých palív, čím sa dosiahol udržateľný rast v odvetví leteckej dopravy. Alternatívne letecké palivo získané transesterifikáciou a následnou destiláciou olejov z jatrofy (*Jatropha curcas*), babassu (*Orbignya phalerata*) a oleja z palmových jadriera (*Elaeis guineensis*). Metanolová transesterifikačná (esterifikačná) reakcia sa uskutočnila použitím homogénnej bázičkej katalytickej metódy. Predbežné výsledky zmesi mety esterov a Jet-A1 potvrdili, že biopalivo získané použitím 10 % pomeru má podobné vlastnosti v porovnaní s dostupnými komerčnými leteckými palivami, a preto je použitie týchto nových palív životaschopnou alternatívou [27].

V súčasnosti sa najviac používa komerčné palivo Jet-A1, ktoré je určené pre podzvukové aj nadzvukové lietadlá s prúdovými motormi. Palivo Jet-A1 je zmes hydrogenačne upravených kvapalných uhlíkov, ktoré majú bod varu v rozmedzí 160 – 300 °C [28].

Vzhľadom na environmentálne problémy spôsobené rastúcou spotrebou týchto fosílnych palív sa neustále hľadajú alternatívy, ktoré by mohli prispieť k zvýšeniu obnoviteľných zdrojov energie vo svetovom energetickom meradle. V tejto súvislosti sa očakáva, že sa letecká doprava v najbližších rokoch stane významným trhom pre biopalivá, hlavne preto, že sa prepraví viac ako 3,8 miliardy cestujúcich a každý rok sa prepraví 53 000 ton nákladu, čo predstavuje 54 000 letov po celom svete a 49 miliárd nalietaných kilometrov. Medzinárodná sieť leteckej dopravy sa zdvojnásobuje aspoň raz za 15 rokov a odhaduje sa, že sa to stane opäť do roku 2030. Podľa správy, ktorú vypracovala Európska agentúra pre biopalivá v roku 2013 je celosvetová spotreba leteckého petroleja Jet-A1 okolo 200 Mt/rok a predpokladaný ročný vzrast tohto sektora je 4.5 % do roku 2050. Sektor globálnej leteckej dopravy patrí medzi najväčších prispievateľov všetkých antropogénnych CO<sub>2</sub> uvoľnených do atmosféry.

Letecké spoločnosti spojené s IATA (*International Air Transport Association – Medzinárodné združenie leteckých dopravcov*) sa zaviazali že do roku 2020 znížia emisie CO<sub>2</sub> a do roku 2050 ich znížia až o 50 %. Jednou z alternatív dosiahnutia tohto cieľa je okrem zlepšenia technológie lietadiel aj vývoj paliva pre prúdové motory, ktoré už nie sú poháňané ropnými produktmi, ale palivami z obnoviteľných zdrojov, ktoré do atmosféry uvoľňujú menej škodlivé plyny. Takéto palivo si vyžaduje prispôbivosť a kompatibilitu s motormi založenými na existujúcich technológiách, takže vlastnosti motorov a ďalších leteckých zariadení sa nemusia meniť, čo nám umožní používanie zmesi paliva Jet-A1 s alternatívnymi palivami [27].

Každopádne, existuje aj pár alternatív k bežným palivám v leteckej doprave v závislosti na kvapalných palivách s vysokou hustotou energie. Letecké palivo musí mať špecifické vlastnosti ako: vysoká kalorická hodnota, vysoká hustota energie, dobrá atomizácia, nízke riziko výbuchu na zemi, vhodne nízka viskozita, extrémne nízky bod tuhnutia, žiaden obsah vody, chemická a tepelná stabilita, nízka korozivita. Okrem toho, musí byť ekonomicky realizovateľné a široko dostupné ako aj súčasné palivo Jet A-1 [29].

Keďže sa v posledných rokoch zvýšil záujem o rozvoj biopalív v leteckej doprave, viedlo to k skúšobným letom mnohých leteckých spoločností. Virgin Atlantic bola prvá letecká spoločnosť, ktorá testovala biopalivá na lietadle Boeing 747 na linke z Londýna do Amsterdamu, ktorý bol poháňaný zmesou 20 % biopaliva a 80 % bežného paliva vo februári 2008. Po tomto prvom teste aj ostatné priemyselné podniky začali testovať biopalivá použitím rôznych zmesí a rôznych druhov biopalív [29, 30].

V decembri 2008, spoločnosť Air New Zealand, podobne ako Virgin Atlantic, testovala Boeing 747 poháňaný zmesou 50 % komerčného leteckého paliva a 50 % oleja z jatrofy. V januári 2009, spoločnosť Continental Airlines testovala zmes petroleja, oleja z jatrofy a rias, následne spoločnosť Japan Airlines testovala biopalivá so zmesou 50% výťažku z ľaničníku siateho (*Camelina sativa*) a oleja z jatrofy a 50 % komerčného leteckého paliva Jet-A1. Podľa spoločností odlišné zmesi biopaliva v komerčných letoch preukázali dobré výsledky a umožnili zníženie emisií skleníkových plynov okolo 60 % – 80 % [27, 30].

Napriek tomu, že alternatívne letecké biopalivo má podobné chemické zloženie ako kerozín, ale preto že je šetrné k životnému prostrediu, je životaschopnou alternatívou pre trh. Kvôli hustote, kinematickej viskozite pri  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , kalorickej hodnote a oxidačnej stabilite sa museli urobiť testy, aby sa zistilo, či biopalivá sú vhodnou alternatívou a či majú podobné alebo rovnaké fyzikálne vlastnosti ako palivo Jet-A1 [31]. Testy skúmajúce potenciál kokosového oleja (*Cocos nucifera*) a oleja z palmových jadriera na syntézu alternatívneho leteckého paliva prostredníctvom transesterifikácie s použitím metanolu homogénnou bázičnou katalýzou a následnou frakčnou destiláciou zistili, že zmesi 10 % alternatívneho leteckého paliva zmiešané s fosílnym kerozínom spĺňajú parametre: kinematickú viskozitu pri  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , dymový bod, hustotu a bod tuhnutia, ale nespĺňajú nízku kalorickej hodnotu [27, 32].

Výkon akéhokoľvek lietadla závisí od dostupnosti minimálneho množstva energie ako tepla, takže redukcia množstva energie môže spôsobiť zvýšenie spotreby paliva a následne znížiť dolet. Zmes alternatívneho leteckého paliva a kerozínu do 10 % splnili stanovenú minimálnu hodnotu  $43,4\text{ MJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ , zatiaľ čo binárne zmesi do 20 % nespĺnili stanovenú minimálnu hodnotu podľa štandardu leteckého paliva. Tento parameter má tendenciu klesať, keď sa zvýši podiel alternatívnych palív v zmesiach s fosílnymi palivami [32].

Krátko po tom, bola navrhnutá nová alternatíva paliva pre letecký petrolej. Táto alternatíva obsahuje zmes Jet-A1, jatrofy metyl esterov a zvyškových olejov získaných transesterifikáciou. Charakterizácia potvrdila, že biopalivo s obsahom metyl esteru 10 % a 20 % vykazuje fyzikálno-chemické vlastnosti, ktoré sú porovnateľné s vlastnosťami dostupného komerčného leteckého paliva, konkrétne hustota, viskozita, teplota tuhnutia, vzplanutia, bodu zákalu, obsah vody, kalorickej hodnota a hodnota kyseliny. Je pozoruhodné, že tieto výsledky sú v súlade s Jet-A1 špecifikáciami stanovenými ASTM D1655 [33].

Kvôli tomuto sa oleje z babassu a palmových jadriera, ktoré majú podobné zloženie v rámci rozmedzia petroleja, považujú za potenciálne zdroje surovín na výrobu alternatívnych leteckých palív. Okrem týchto olejov, vyniká aj jatrofový olej, ktorý je vysoko toxický a nemôže sa používať do ľudskej alebo živočíšnej potravy, a preto môže byť jeho potreba vymedzená na energetické účely [27].

Alternatívne letecké biopalivo môže byť získané mnohými metódami, ako napríklad: tepelné krakovanie (pyrolýza), transesterifikácia, hydrogenačné spracovanie alebo Fischer - Tropschovou syntézou. Transesterifikačná reakcia je v porovnaní s inými metódami relatívne jednoduchá a najviac používaná. V tejto reakcii reagujú rastlinné alebo živočíšne tukové materiály s alkoholom za vzniku alkyl esterov. Často sa používa pri syntéze bionafty pre rôzne suroviny, ako napríklad palmový olej, olej z krásnolistu životaschopného (*Calophyllum inophyllum*), sóje (*Glycine max*), repky olejnej (*Brassica napus*), slnečnice (*Helianthus annuus*) alebo olej z jatrofy [27].

Spôsob získania alternatívneho paliva pre letecký petrolej z oleja jatrofy, babassu a z palmových jadriera kosa vykoná pomocou transesterifikačnej reakcie homogénnou katalýzou,

po ktorej nasleduje vákuová destilácia na separáciu esterov blížiacich sa k varu fosílného paliva [27].

Palivá pripravované v pomere 5, 10 a 20 % z methyl esterov/kerozínu a alternatívnych leteckých palív/petrolejových esterov boli analyzované z hľadiska fyzikálno-chemických vlastností. Hodnotenie bolo založené na výsledkoch kinematickej viskozity, hodnoty kalórií, bodu popola a hustote pri  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Chemické zloženie hlavných mastných kyselín v oleji z jatrofy, babassu a z palmových jadier býva určené pomocou plynovej chromatografickej techniky. Chromatografická analýza oleja jatrofy ukázala nenasýtené mastné kyseliny nachádzajúce sa vo väčších množstvách, olejové (36,32 %) a linolové (41,02 %). Avšak, mastné kyseliny v oleji babassu a z palmových jadier sa odlišujú prevládajúcou prítomnosťou nasýtených mastných kyselín, ktorých hlavnými zložkami sú kyselina laurová (48,30 %, resp. 49,96 %) a kyselina myristová (16,39 %, resp. 16,18 %) [27].

Na získanie alternatívneho leteckého paliva sa odporúča použiť suroviny, ktoré majú veľkosť uhlíkových reťazcov podobnú zloženiu komerčného leteckého paliva, od 8 do 16 atómov uhlíka [29]. V tomto prípade, je možné pozorovať vyššie uvedené zloženie mastných kyselín, a že oleje z týchto rastlín majú chemické profily, ktoré sú vhodné na výrobu alternatívnych leteckých palív, hlavne olej babassu a olej z palmových jadier, ktoré obsahujú od 80,03 % do 81,08 % mastných kyselín s krátkym reťazcom v ich zložení, čo umožňuje tvorbu esterov s nízkou molekulovou hmotnosťou, ktoré sú podobné fosílkerozínu [27, 32].

Z doterajších štúdií vyplýva, že oleje z jatrofy, babassu a z palmových jadier vykazovali vysoký energetický potenciál, čo z nich robí dobrých potencionálnych kandidátov, čiže možné suroviny na získavanie alternatívneho leteckého biopaliva. Oleje z hodnotených druhov prešli metanolovou transesterifikáciou pomocou homogénnej katalýzy a nadobudli dobré výťažky v rozsahu od 81,72 %, 82,05 % a 99,95 % metyl esterov pre olejov z babassu, z palmových jadier a jatrofy [27,30].

Získané výsledky nám umožňujú konštatovať, že zmesi získane z Jet-A1 s 10 % z esterov z oleja jatrofy, babassu a z palmových jadier mali podobné vlastnosti ako čistý komerčný letecký petrolej pre všetky hodnotené oleje. Z tohto dôvodu sú vhodné na ich použitie ako čiastočná náhrada fosílnych palív, čím sa minimalizuje spotreba a znižujú sa nepriaznivé vplyvy na životné prostredie. Je potrebné zdôrazniť, že vývoj nových palív musí byť v súlade s normami letovej spôsobilosti aplikovanými na palive Jet-A1, hlavne pokiaľ ide o výkon, emisie znečisťujúce životné prostredie a kompatibilitu leteckých materiálov ako napríklad: nádrž, palivové systémy, čerpadlá a spaľovacie komory [29].

## 7. Záver

V súčasnosti sa považuje letecká doprava za najviac využívaný spôsob prepravy osôb a nákladu na stredné a veľké vzdialenosti. Neodmysliteľne patrí do našich životov od počiatku druhej polovice dvadsiateho storočia, kedy v tomto priemysle nastal najväčší vzostup, čomu odpovedal následný príchod Boeingu 747 na trh. Avšak v dobe príchodu B 747 na trh existovali len turboventilátorové (turbofan) motory s nízkym obtokovým pomerom, čo malo za následok veľkú spotrebu paliva.

To sa zmenilo na počiatku deväťdesiatych rokov, kedy sa objavili prvé turbofan motory s vysokým obtokovým pomerom a príchod Airbusu A 380. Lietadlá mali následne menšiu spotrebu paliva, väčší dolet a zároveň sa znížila úroveň hluku. Znížili sa aj emisie v dôsledku dokonalejšieho spaľovania, ale aj napriek tomu je to množstvo emisií pri spaľovaní fosílného kerozínu stále veľké. Z tohoto dôvodu sa nové trendy upierajú na vývoj alternatívneho nefosílného biopaliva na báze rastlinných tukov. Ukázalo sa, že pri použití odlišných zmesí biopaliva v komerčných letoch umožnilo zníženie emisií skleníkových plynov okolo 60 % – 80 %. Najčastejšie zmesi čo sa používajú sú prevažne oleje z jatrofy, kokosu, babassu a iných rastlín a kerozínu.

Uvažuje sa tak isto aj nahradenie turbofan motorov za elektro alternatívu (obrázok 51), ale v zásade sú tu rovnaké obmedzenia ako v automobilovom priemysle. Pomerne malá kapacita a veľká hmotnosť batérií výrazne skracujú dĺžku letu a tak sa nedá očakávať že by táto alternatíva nastala v najbližšej dobe v komerčnom a civilnom letectve.



Obrázok 51: Návrh biz jetu od firmy Zunum s elektrickým pohonom [36]

Naopak v januári 2019 firma Boeing prišla s návrhom konceptu nového krídla pod označením TTBW (Transsonic Truss – Braced Wing) (obrázok 52), ktoré by mohlo dopravným lietadlám umožniť dosiahnuť vyššiu rýchlosť s nižšou spotrebou paliva. V preklade to znamená vzperou vystužené krídlo pre transonické rýchlosti. Táto koncepcia, keďže sa jedná o hornoplošné lietadlo s motormi zavesenými pod krídlom, umožňuje konštruktérom zväčšiť priemer

vstupného ventilátora a tým zväčšiť obtokový pomer. Takýmto spôsobom by sa mohlo dosiahnuť ešte menšej spotreby paliva, ešte dokonalejšieho spaľovanie a tým pádom aj by sa dosiahlo nižších emisných plynov. Lietadlá s týmto typom krídla v porovnaní s lietadlami vyrobenými po roku 2000 by mali mať až o 60 % nižšiu spotrebu paliva [35].



*Obrázok 52: Koncept krídla TTBW od spoločnosti Boeing [35]*

Tento trend vedie aj k zániku veľkokapacitných lietadiel ako sú Airbus A 380 a Boeing 747, čo potvrdilo aj ohlásenie zastavenia výroby jedného z najväčších lietadiel sveta Airbus A 380 na rok 2021. K tomuto kroku boli nútený z nedostatočného záujmu zo strany zákazníkov, keďže ich najväčší zákazník Fly Emirates (zároveň aj spoločnosť s najväčším počtom týchto strojov v prevádzke) znížil svoju objednávku zo 162 na 123 a na miesto ostatných doobjednala Airbus A 350 XWB (eXtra Wide Board).



## 8. Zoznam použitých zdrojov

- [1] ADAMEC, J., KOCÁB, J., Letadlové motory. Praha : Nakladatelství Corona spol. s r. o., 2008, 176 s., ISBN 978-80-86116-54-9
- [2] HÚNECKE, K., Jet engines *Fundamentals of theory, design and operation*. Osceola, USA : Motorbooks International Publisher & Wholesalers, 1997, 242 s., ISBN 0-7603-0459-9
- [3] FLACK, R., D., Fundamentals of jet propulsion with applications. New York, USA : Cambridge university press, 2005, 638 s., ISBN 978-0-521-81983-1
- [4] MATTINGLY, J., D., Elements of propulsion: *Gas turrbines and rocket*. Virginia, USA : American institute of aeronautics and astronautics, inc., 2006, 850 s. ISBN 1-56347-779-3
- [5] ROLLS ROYCE plc., The jet engine 5th edition. Birmingham, UK : Renault printing Ltd., 1996, 280 s., ISBN 0-902121-2-35
- [6] *Teorie leteckých motorů* [online]. 24. 4. 2002 [cit. 2017 – 02 – 13]. Dostupné z WWW: <<http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-00.php>> .
- [7] Ernst Heinrich Heinkel – German aeronautical engineer [online]. 26. 1. 2019 [cit. 2019 – 02 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.britannica.com/biography/Ernst-Heinrich-Heinkel>> .
- [8] Messerschmitt Me 262 [online]. 11. 2. 2018 [cit. 2019 – 02 – 27] . Dostupné z WWW: <[https://en.wikipedia.org/wiki/Messerschmitt\\_Me\\_262](https://en.wikipedia.org/wiki/Messerschmitt_Me_262)> .
- [9] Náporový motor [online]. 2018 [cit. 2019 – 02 – 28]. Dostupné z WWW: <[https://cs.wikipedia.org/wiki/Náporový\\_motor](https://cs.wikipedia.org/wiki/Náporový_motor)> .
- [10] Gloster meteor – the first jet aircraft to enter service with RAF [online]. 5. 1. 2019 [cit. 2019 – 02 – 10]. Dostupné z WWW: <<https://www.baesystems.com/en-uk/heritage/gloster-meteor>>.
- [11] How does the actual path of air within a turbojet engine look like? [online]. 12. 11. 2016 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<https://aviation.stackexchange.com>>.
- [12] Pratt & Whitney J52 [online]. 2018 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <[https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_J52](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_J52)>.
- [13] Rolls – Royce Olympus [online]. 2016 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<https://www.rolls-royce.com/country-sites/northamerica/news/yr-2016/pr-05-02-2016-rr-honors-georgia-tech-with-olympus-turbojet-engine.aspx>>.
- [14] Understanding the turbofan engine [online]. 13. 10. 2013 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<https://www.angelmedflight.com/blog/understanding-the-turbofan-engine/>>.

- [15] B 727 Engines (photo) [online]. 3. 2. 2017 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <[https://www.airteamimages.com/boeing-727\\_EP-GDS\\_iran-government-264767.html](https://www.airteamimages.com/boeing-727_EP-GDS_iran-government-264767.html)>.
- [16] Rolls – Royce Trent WXB [online]. 2019 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/power-of-trent.aspx#/>> .
- [17] Engine details gallery [online]. 8. 12. 2004 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<http://www.f-16.net/g3/f-16-photos/album03/album88?page=1>> .
- [18] Explore t H series [online]. 2018 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <<https://www.geaviation.com/bga/engines/h-series>>.
- [19] HOCKO, M., RATKOVSKÁ, K., Výpočtové cvičení z předmětu plynové turbíny a kompresory. Plzeň : Západočeská univerzita v Plzni, 2017, 499 s., ISBN 978-80-261-0709-5
- [20] Raketový motor na kvapalně pohonné látky [online]. 2. 10. 2016 [cit. 2019 – 02 – 05]. Dostupné z WWW: <[https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketový\\_motor\\_na\\_kvapalně\\_pohonné\\_látky](https://sk.wikipedia.org/wiki/Raketový_motor_na_kvapalně_pohonné_látky)>.
- [21] F – 22 Raptor vs F – 35 Lightning II [online]. 8. 1. 2019 [cit. 2019 – 03 – 04]. Dostupné z WWW: <<https://militarymachine.com/f-22-raptor-vs-f-35-lightning-ii/>>.
- [22] Thermal and propulsive efficiency [online]. 2011 [cit. 2019 – 03 – 16]. Dostupné z WWW: <<http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node81.html>>.
- [23] CENGEL, A., Y., BOLES, A., M., Thermodynamics An Engineering Approach eighth edition. New York, USA : McGraw – Hill Education, 2015, 1115 s., ISBN 978-0-07-339817-4
- [24] Optimisation of process parameters to address fundamental challenges during selective laser melting of Ti-6Al-4V [online] . 31. 1. 2019 [cit. 2019 – 04 – 19]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0890695518300233>>.
- [25] Effect of process parameters and high-temperature preheating on residual stress and relative density of Ti6Al4V by selective laser melting [online]. 20. 3. 2019 [cit. 2019 – 04 – 19]. Dostupné z WWW: <<https://www.mdpi.com/1996-1944/12/6/930>>.
- [26] A review of the as-built SLM Ti-6Al-4V mechanical properties towards achieving fatigue resistant design [online]. 19. 1. 2018 [cit. 2019 – 04 – 19]. Dostupné z WWW: <<https://www.mdpi.com/2075-4701/8/1/75>> .
- [27] Potencial alternative aviation fuel from jatropha (*Jatropha curcus L.*), babassu (*Orbignya phalerata*) and palm kernel (*Elaeis guineensis*) as blends with Jet-A1 kerosene [online]. 9. 3. 2019 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0959652618307418>>.
- [28] Letecký petrolej [online]. 2019 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://slovnaft.sk/sk/velkoobchod/vyroby/pohonne-hmoty/letecky-petrolej/>>.

- [29] Aviation gas turbine alternative fuels: A review [online]. 2010 [cit. 2019 – 02 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1540748910003950>>.
- [30] The attitudes of UK tourists to the use of biofuels in civil aviation: An exploratory study [online]. August 2017 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0969699717301394?via%3Dihub>>.
- [31] Process simulation of a fluidized-bed catalytic cracking process for the conversion of algae oil to biokerosene [online]. 1. 12. 2017 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0378382017301686?via%3Dihub>>.
- [32] Biokerosene from coconut and palm kernel oils: Production and properties of their blends with fossil kerosene [online]. December 2012 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0016236112005388?via%3Dihub>>.
- [33] Blended aviation biofuel from esterified *Jatropha curcas* and waste vegetable oils [online]. November 2013 [cit. 2019 – 04 – 27]. Dostupné z WWW: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1876107013000606?via%3Dihub>>.
- [34] Industrial 3D printing od engine components [online]. 2019 [cit. 2019 – 04 – 28]. Dostupné z WWW: <[https://www.eos.info/industries\\_markets/aerospace/engines](https://www.eos.info/industries_markets/aerospace/engines)>.
- [35] MIKA, L., Letecká provozní bezpečnost ve světě v roce 2018. Letectví + kosmonautika. 2019, č.2, 95 s., ISSN 0024 – 1156
- [36] Hybrid-electric zunum plane gets surge from safran [online]. 4. 10. 2018 [cit. 2019 – 05 - 08]. Dostupné z WWW: <<https://robbreport.com/motors/aviation/hybrid-electric-zunum-plane-gets-surge-from-safran-2821269/>>.

## 9. Použitá symbolika pri výpočtových vzorcoch

$A_k$	[J]	technická práca kompresoru
$A_t$	[J]	technická práca turbíny
$C$	[kg. h <sup>-1</sup> ]	celková spotreba paliva
$c_m$	[kg. kW <sup>-1</sup> . h <sup>-1</sup> ]	merná spotreba paliva
$c_p$	[J. kg <sup>-1</sup> . K <sup>-1</sup> ]	merná tepelná kapacita pri konštantnom tlaku
$E_v$	[J. m <sup>-3</sup> ]	objemová hustota energie
$F$	[N]	ťah motora
$H_u$	[J. kg <sup>-1</sup> ]	výhrevnosť paliva
$h$	[mm]	šírka vrstvy
$m$	[kg]	hmotnosť
$\dot{m}$	[kg.s <sup>-1</sup> ]	hmotnostný tok
$\dot{m}_p$	[kg.s <sup>-1</sup> ]	tok paliva
$P$	[W]	výkon motora
$P_l$	[W]	výkon laseru
$p$	[Pa]	tlak
$Q$	[J]	teplo
$r$	[J. kg <sup>-1</sup> . K <sup>-1</sup> ]	merná plynová konštatnta
$s$	[kJ. kg <sup>-1</sup> . K <sup>-1</sup> ]	merná entropia
$T$	[K]	teplota
$t$	[mm]	hrúbka vrstvy
$V$	[m <sup>3</sup> ]	objem
$v$	[m <sup>3</sup> . kg <sup>-1</sup> ]	merný objem
$v_l$	[m.s <sup>-1</sup> ]	rýchlosť pohybu laserového lúča
$w$	[m.s <sup>-1</sup> ]	rýchlosť prúdenia vzduchu
$w_0$	[m.s <sup>-1</sup> ]	nasávací rýchlosť prúdenia vzduchu
$w_5$	[m.s <sup>-1</sup> ]	výtoková rýchlosť prúdenia vzduchu
$\kappa$	[-]	poissonova konštantna
$\eta$	[-]	celková účinnosť prúdového motora

---

$\eta_p$	[-]	účinnosť pohonu
$\eta_{sp}$	[-]	účinnosť spaľovania
$\eta_t$	[-]	termická účinnosť

---

## Zoznam príloh

Príloha 1 – Výpočet pracovného cyklu prúdového motora