

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
ENERGETICKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
ENERGY INSTITUTE

# TERMODYNAMIKA PROUDOVÝCH MOTORŮ

THERMODYNAMICS OF JET ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE  
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

PETR BÁRTEK

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

DOC. ING. JOSEF ŠTĚTINA, PH.D.

BRNO 2011



## **ABSTRAKT**

V této práci je zpracován přehled a základní rozdělení leteckých motorů podle konstrukčního principu a jejich využití se zaměřením na problematiku proudových motorů. Práce je zaměřena na konstrukci a funkci proudových motorů a jejich charakteristiky včetně rozboru jejich termodynamického pracovního cyklu a výpočtu tahové síly. Mezi vybrané představitele proudových motorů v této práci patří náporový motor, pulzní motor a motor turbokompresorový, turboventilátorový, turbovrtulový a propfan. V závěru je pak provedeno srovnání jednotlivých typů proudových motorů z hlediska jejich efektivnosti, spotřeby a produkce emisí.

## **ABSTRACT**

This research introduces the reader to a brief analysis of various types of aircraft engines, with particular focus upon jet engines. Amongst the types of jet engines which will be covered are turboprop, turbojet, turbofan, ramjet, propfan, & the pulse engine. This body of work investigates the construction, operation and characteristics of these engines, including a analysis of their thermodynamic working cycle & the power of thrust produced. The main objective is to achieve a full comparison of the different kinds of engines using variables such as efficiency, fuel consumption and emission production.

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

Termodynamika proudových motorů, termodynamický cyklus, letecký motor, historie leteckých motorů, turbovrtulový motor, turbokompresorový motor, turboventilátorový motor, náporový motor, propfan, pulzní motor, tah motoru, účinnost proudového motoru.

## **KEYWORDS**

Thermodynamics of jet engines, thermodynamical cycle, aircraft engine, history of the jet engines, turboprop, turbojet, turbofan, ramjet, propfan, pulse engine, jet thrust, jet engine efficiency

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

BÁRTEK, Petr. *Termodynamika proudových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 31 s.  
Vedoucí práce doc. Ing. Josef Štětina, Ph.D.

## **PROHLÁŠENÍ**

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Termodynamika proudových motorů vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

10. dubna 2011

.....  
Petr Bártek

## **PODĚKOVÁNÍ**

Děkuji tímto doc. Ing. Josefu Štětinovi, Ph.D. za cenné připomínky a rady při vypracování bakalářské práce.





# OBSAH

<b>1. ÚVOD</b> .....	<b>10</b>
<b>2. HISTORIE LETECKÝCH MOTORŮ</b> .....	<b>11</b>
<b>3. TERMODYNAMIKA PROUDOVÝCH MOTORŮ</b> .....	<b>19</b>
<i>OBEČNÝ VÝPOČET EFEKTIVNOSTI MOTORU</i> .....	22
<i>PRACOVNÍ CYKLUS PROUDOVÉHO MOTORU</i> .....	20
3.1 NÁPOROVÝ MOTOR (RAMJET) .....	23
<i>VÝPOČET TAHU NÁPOROVÉHO MOTORU</i> .....	24
3.2 PULZNÍ (PULZAČNÍ) MOTOR .....	25
<i>VÝPOČET TAHU PULZAČNÍHO MOTORU</i> .....	25
3.3 TURBOKOMPRESOROVÝ MOTOR (TURBOJET) .....	27
<i>VÝPOČET TAHU TURBOKOMPRESOROVÉHO MOTORU</i> .....	28
<i>VÝPOČET MĚRNÉ SPOTŘEBY PALIVA V ZÁVISLOSTI NA TAHU (TSFC)</i> .....	28
3.4 TURBOVRTULOVÝ MOTOR (TURBOPROP) .....	29
<i>VÝPOČET TAHU TURBOVRTULOVÉHO MOTORU</i> .....	29
3.5 TURBOVENTILÁTOROVÝ MOTOR (TURBOFAN) .....	30
<i>VÝPOČET TAHU TURBOVENTILÁTOROVÉHO MOTORU</i> .....	31
3.6 PROPFAN .....	32
<b>4. POROVNÁNÍ EFEKTIVNOSTI</b> .....	<b>33</b>
<b>5. ZÁVĚR</b> .....	<b>34</b>
<b>6. SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ</b> .....	<b>38</b>
<b>7. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ</b> .....	<b>41</b>

# 1. ÚVOD

Dynamický vývoj konstrukce letadel a rozvoj leteckého provozu v minulosti vyžadoval i neustálý vývoj v oblasti leteckých pohonných jednotek. Výzkum a vývoj leteckých motorů tak za více než jedno století postoupil od skromných pokusů pohánět letadlo lidskou silou nebo dokonce parním strojem ve svých počátcích, až k vývoji sofistikovaných a vysoce výkonných typů proudových leteckých motorů v současnosti.

Letadla se dají rozdělit na mnoho rozličných typů, které se liší zejména svým účelem a využitím. Je zcela zřejmé, že například velká dopravní letadla pro přepravu osob nebo nákladu využívají zcela odlišné motory než malá jednomístná výletní letadla, výkonná akrobatická letadla nebo vysoce specializovaná letadla pro vojenské účely. Pro daný typ letadla je pak vždy buď přímo zkonstruován nebo zvolen právě takový motor, který splňuje podmínku maximální funkčnosti a zároveň maximální ekonomičnosti provozu stroje. Dalšími parametry výběru vhodné pohonné jednotky budou beze sporu její pořizovací cena, náročnost údržby a její životnost.

Ve své podstatě nejdůležitějším parametrem pro výběr pohonné jednotky je poměr výkonu motoru (výkon se udává u leteckých pístových motorů) nebo tahu (tah je naopak specifikován pro proudové letecké motory) motorů ke hmotnosti letadla. Tato důležitá veličina se nazývá měrný výkon a je žádoucí aby tento poměr byl co možná největší. Potřebného měrného výkonu se tedy dosáhne na jedné straně zvyšováním výkonu pohonné jednotky a dále snižováním celkové hmotnosti stroje na straně druhé. Vhodná konstrukce při využití lehkých materiálů v leteckém průmyslu má význam stejnou měrou pro trup jako pro motor. Letecký motor je totiž jednou z významných složek hmotnosti letadla. Pro srovnání, zatímco u známého stíhacího letounu Supermarine Spitfire z druhé světové války tvořil pístový motor Rolls Royce Merlin 66 více jak 28 % celkové hmotnosti, u současného moderního stíhacího letounu JAS-39 Gripen tvoří moderní turboventilátorový motor GeneralElectric F404-GE-400 už jen necelých 16 % prázdné hmotnosti stroje.

Potřeba lehkého a zároveň dostatečně výkonného letadla vedla v leteckém průmyslu už od samého počátku k vývoji mnoha různých konstrukčních řešení leteckých motorů a současně k používání různých lehkých materiálů. Ke stavbě trupu bylo nejdříve využíváno dřevo, později se přešlo k využití lehkých kovových slitin, které umožnily zachování mechanických vlastností konstrukce při výrazném snížení celkové hmotnosti. Jejich praktické využití se v letectví pak projevilo nárůstem užitečné hmotnosti (nosnosti) letadel.

Je však třeba zdůraznit, že vývoj a výroba v oblasti leteckých motorů jsou velmi nákladné. Proto na světovém trhu existuje jen relativně malý počet společností, které jsou schopné tyto specializované pohonné jednotky produkovat, ty však potom dodávají své výrobky velkému počtu zákazníků.

Společnosti zabývající se leteckým průmyslem, mezi které patří i výrobci leteckých motorů, se sdružují do národních a mezinárodních organizací a asociací. Jednou z těchto nejvýznamnějších mezinárodních organizací je Aerospace Industries Association, která má 114 řádných členů a 176 přidružených členských společností. [1]

Nejvýznamnější evropskou platformou leteckého průmyslu je AeroSpace and Defense Industries Association of Europe, ve které je Česká republika zastoupena Asociací leteckých výrobců ČR.

Česká republika se může chlubit skutečností, že v současné době se na jejím území výrobou leteckých motorů zabývají dvě společnosti a to GE Aviation Czech s.r.o. (Walter Aircraft engines) se sídlem Praze – Letňanech a První Brněnská Strojírna Velká Bíteš, a.s. se sídlem ve Velké Bíteši. [2]

## 2. HISTORIE LETECKÝCH MOTORŮ

Podle normy ČSN 310001 je letadlo: "Zařízení způsobilé létat v atmosféře nezávisle na zemském povrchu, nést na palubě osoby nebo jiný náklad, je schopné bezpečného vzletu a přistání a je alespoň částečně říditelné."

Myšlenka létat je však bezpochyby stará jako lidstvo samo. Lidé byli vždy letem, tedy způsobem cestováním vzduchem, fascinováni. Byl to způsob, který by umožnil překonávat terénní překážky pro pěšího člověka nezdolatelné a to za krátký časový úsek

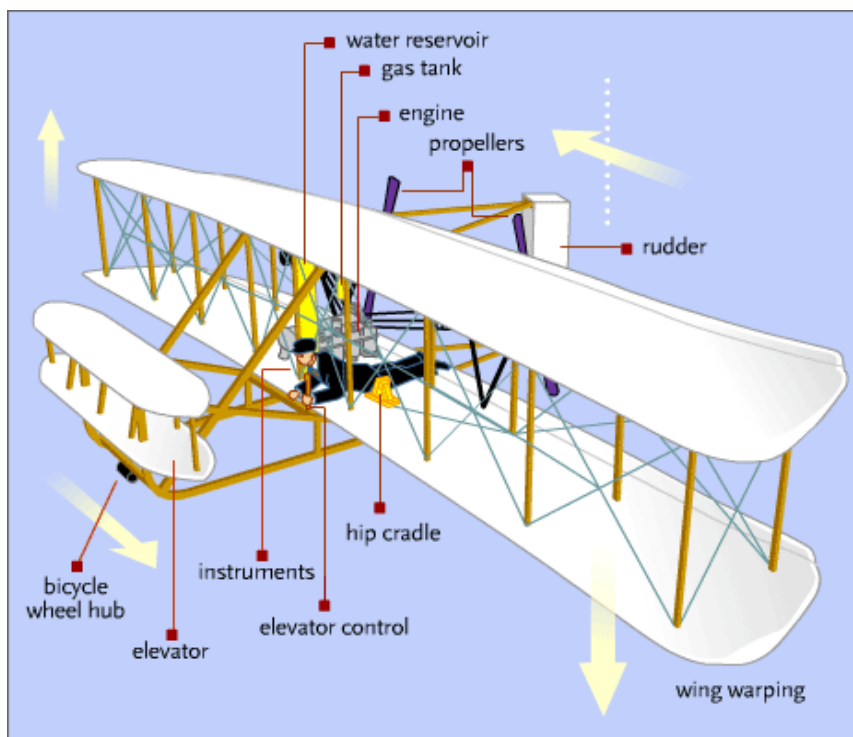
V historii lidstva by se našlo mnoho důkazů, že si mnozí významní učenci a myslitelé své doby docela jistě také pohrávali s myšlenkou létání. Příkladem může být bezpochyby vynález papírového draka ve starověké Číně v době přibližně 400 př. n. l. Jednalo se o předmět těžší než vzduch, který byl schopný se vznášet nad zemí při využití síly větru. Renesanční genius Leonardo da Vinci, všeobecně známý svými nadčasovými studiemi, pak kolem roku 1480 zašel ještě dále. Zpracoval teorii letu a navrhl stroj, který by teoreticky mohl nést lidského pasažéra, přičemž jeho lidská síla by byla využita k mechanickému pohonu rotoru tohoto letounu. Da Vinciho Ornitoptera, zdánlivě připomínající svým rotorem dnešní helikoptéru, však nebyla nikdy realizována a celý projekt zůstal jen ve stadiu nákrešů.

V 18. století přišli se svým nápadem horkovzdušného balónu bratři Montgolfierové. Světlo světa spatřil vynález, který byl schopen převážet jednoho až dva pasažéry.

Kolem roku 1800 přišel Otto Lilienthal s konstrukcí kluzáku schopného letu na delší vzdálenost a George Cayley se svým návrhem stabilizačních prvků pro stroj letící vzduchem a tak položili základy pro stavbu letadla s vlastním pohonem.

První historicky doložené letadlo s vlastním pohonem a s využitím jejich poznatků sestrojil Samuel Langley. Jednalo se vlastně pouze o model zmenšeniny nazvaný „Aerodrome“. [3] Bezpilotní model Aerodrome po sérii neúspěchů dokázal během jednoho z testů úspěšně vzlétnout po dobu 90 sekund. Test většího modelu letounu v měřítku 1:1, vybavený pětiválcovým vodou chlazeným hvězdicovým motorem o výkonu 39 kW [5], však skončil neúspěchem. [4]

První úspěšný let pilotovaného letadla se uskutečnil 17. prosince 1903 v Severní Karolíně ve Spojených státech. Letoun, sestrojený bratry Orvillem a Wilburem Wrightovými byl pojmenovaný The Flyer (někdy také Kitty Hawk), (Obr. 1.) Byl poháněn řadovým, vodou chlazeným čtyřválcovým motorem s výkonem 9 kW. Let Flyeru, pilotovaný Orvillem Wrightem, trval 12 sekund a byl dlouhý 37 metrů, další z pokusů, pilotovaný jeho bratrem Wilburem, pak trval 59 sekund a byl dlouhý 256 metrů. [9] Dnes je tento letoun umístěn v Smithsonian Institution, National Air and Space Museum v USA. [6] [7]



Obr. 1 - Letoun The Flyer (1903) [8]

- bicycle wheel hub* – kladka z náboje jízdního kola
- elevator* – výškové kormidlo
- instruments* – palubní přístroje
- elevator control* – ovládání výškového kormidla
- hip cradle* – boční opěrky
- rudder* – směrové kormidlo
- wing warping* – systém křivení křídel
- water reservoir* – nádrž s vodou
- gas tank* – palivová nádrž
- engine* – motor
- propellers* – vrtule

Úspěch bratří Wrightů v USA vyvolal po celém světě zvýšení zájmu o létání. Většina prvních letců byli pouze nadšenci, kterým tak první úspěšný let letadla zajistil zájem veřejnosti a finanční prostředky ze soukromých i státních zdrojů. Vývoj letadel a jejich motorů tím získal možnost rozvíjet se mnohem rychlejším tempem. Následovalo období mezi roky 1903 až 1914, které se neslo v pionýrském duchu soutěživosti a překonávání dosavadních výkonů.

V období před první světovou válkou bylo uspořádáno velké množství závodů, na kterých lze pozorovat nárůst kvalit tehdejších letadel. Mezi nejznámější z letců a průkopníků letectví své doby patřil Luis Blériot, vítěz ceny za první úspěšný přelet kanálu La Manche (25. 7. 1909, délka letu 35 km) [10], Henry Farman, vítěz Grand Prix d'Aviation z roku 1908 při letu na vzdálenost 1 míle [11], Leon Delagrange, Samuel Franklin Cody a mnoho dalších. Stručný přehled prvních vzletů v různých zemích je znázorněn v tabulce č. 1.

Tab. 1 - Historický přehled prvních vzletů letadel ve světě:

USA	prosinec 1903	Rakousko	duben 1908
Francie	listopad 1906	Rusko	červenec 1908
Itálie	květen 1907	Švédsko	červenec 1908
Německo	červen 1907	Rumunsko	říjen 1908
Velká Británie	říjen 1908	Čechy	duben 1910

Během první světové války byla letadla poprvé použita jako nová a úspěšná zbraň všemi zúčastněnými stranami konfliktu. Mezi státy, které vyrobily svá vlastní letadla (Francie, Velká Británie, USA, Itálie) se připojilo Německo, Rusko a další země. V průběhu konfliktu došlo k prudkému rozvoji nových konstrukčních řešení trupů letadel a navýšení výkonů jejich motorů. Počty letadel ozbrojených složek jednotlivých států se vyšplhaly z několika několika kusů v držení civilních osob v předválečném období na stovky letounů nově vzniklých armádních leteckých útvarů. [12]

Nejpoužívanějšími typy motoru letadel za první světové války byl rotační pístový hvězdicový motor (Obr. 2.) a řadový pístový motor (Obr. 3.). „*Jestliže se výkony motorů letadel z roku 1914 pohybovaly kolem 75 kW, v roce 1918 u těžších řadových motorů již dosahoval kolem 130 – 150 kW. Motor Liberty pak měl dokonce výkon až 298 kW.*“ [13]



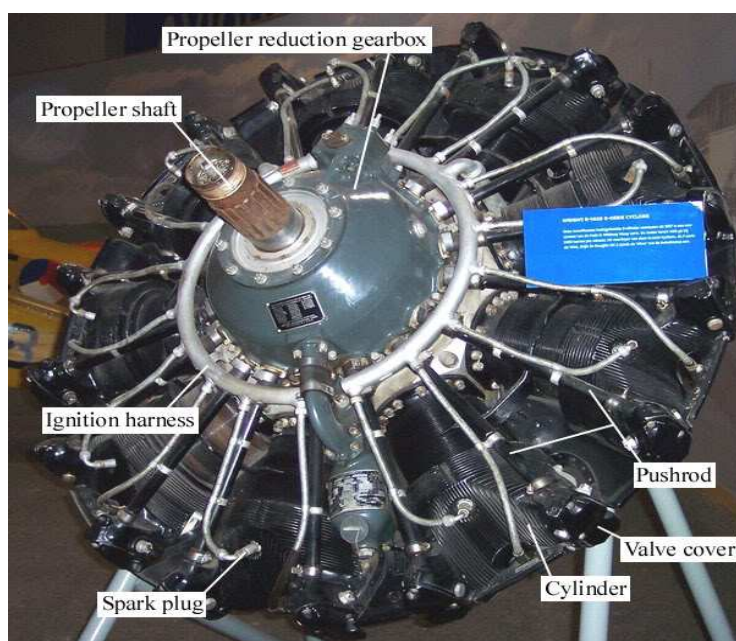
Obr. 2 - Rotační pístový motor Clerget [13]



Obr. 3 – Řadový pístový motor Liberty [13]

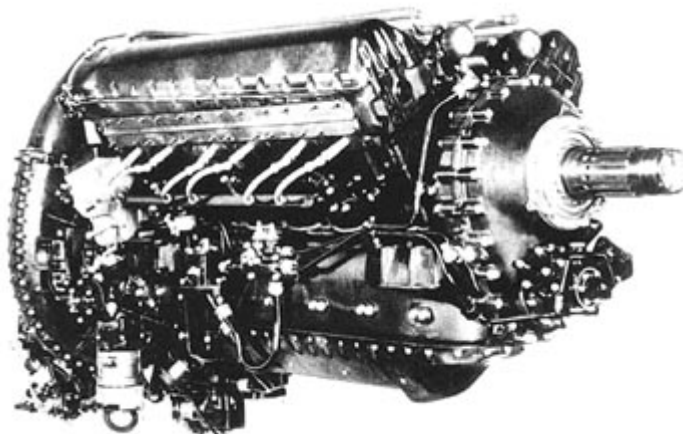
Období mezi světovými válkami přineslo vznik nových civilních modelů letadel, po zkušenostech z bojů za první světové války však nezůstal opomenut ani vývoj letadel pro vojenské využití. Při konstrukci letadel v meziválečném období začal být kladen důraz na jejich aerodynamičnost.

S druhou světovou válkou opět přišla nová vlna rozvoje techniky, která se projevila ve značném nárůstu výkonů motorů. Nejčastěji používané typy motorů v období druhé světové války byly stejně jako v první pístové motory. Tyto však již mnohem dokonalejší hvězdicové pístové motory (Obr. 4) a řadové pístové motory (Obr. 5), byly zlepšeny až na samý limit možností tehdejší výroby a proto bylo třeba hledat nové principy fungování leteckých motorů. Během druhé světové války tak došlo k vynálezu a vzápětí i k praktickému využití dvou zcela nových typů pohonu: Reaktivního raketového a proudového (Obr. 6.).



Obr. 4 - Hvězdicový pístový motor Wright R-1820

*propeller reduction gearbox – redukční převodovka vrtule  
propeller shaft – hřídel vrtule  
ignition harness – zapalovací cívka  
spark plug – svíčka  
cylinder – válec  
valve cover – kryt ventilu  
pushrod – zdvihací tyč vahadla ventilu*



Obr. 5 - Řadový pístový motor V12 Rolls-Royce Merlin



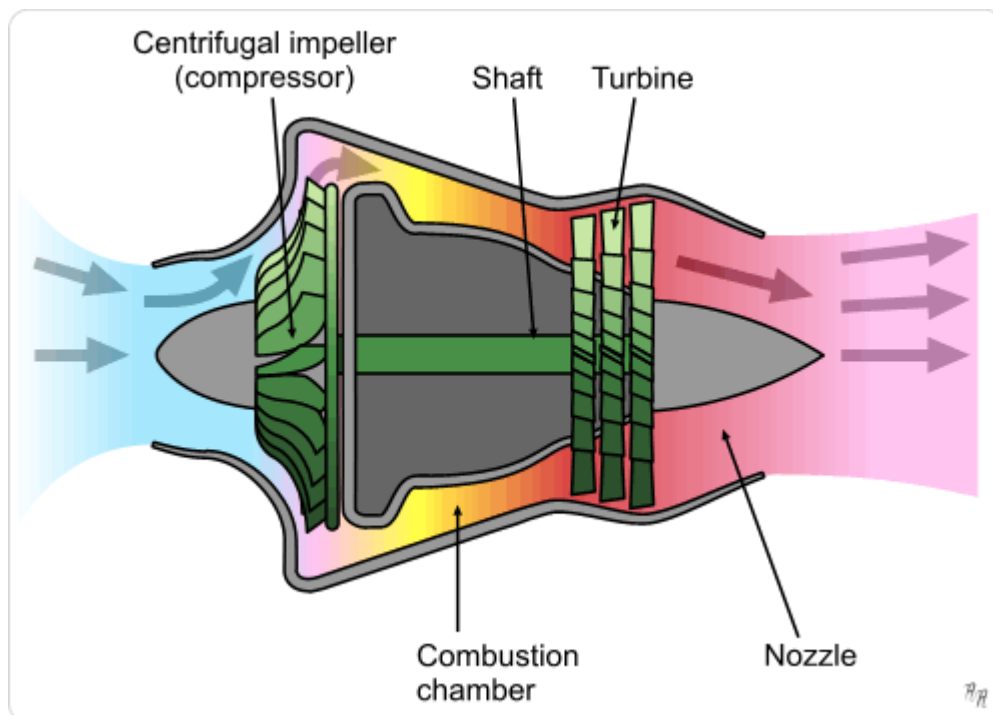
Obr. 6 - Proudový motor Junkers JUMO 004

U přednostně používaného pohonu pístovými motory konstruktéři naráželi na několik obtížných překážek. Jednou z nich byl například vznik silných vibrací, které pístový motor při svém chodu způsoboval a vytvářel nežádoucí nadměrné dynamické namáhání draku letadla. U proudového motoru, v jehož konceptu bylo poprvé využito plynové turbíny a fungujícího na principu zákona akce a reakce, byl tento problém minimalizován. Zjednodušený popis hnací síly tohoto typu pohonu by se dal popsat jako silová reakce prostředí na proudění spalin vycházejícího z trysky proudového motoru. Vývojem proudového motoru se zabývali konstruktéři Frank Whittle ve velké Británii a Hans von Opheim v Německu. Další z výhod proudového motoru byl i menší počet pohyblivých dílů a tím jeho menší poruchovost a snadnější údržba.

Němečtí konstruktéři byli rychlejší než jejich angličtí kolegové a jako první vyvinuli proudový motor s radiálním kompresorem a neregulovanou výstupní tryskou (Obr. 7). Vývoj a výrobu tohoto motoru zaštitila a financovala firma Heinkel. Využití proudového motoru HeS 3 o tahu 4,4 kN bylo ve své době přísně tajnou informací.

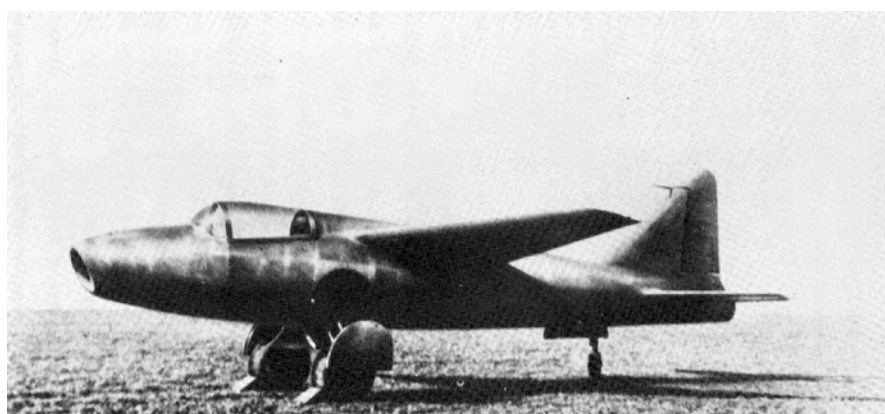
Díky informacím z archivů však dnes již z určitostí víme, že první úspěšný let německého proudového letadla Heinkel He-178 (Obr. 8.) se uskutečnil již dne 29. 9. 1939 tedy 4 dny před vypuknutím druhé světové války. Během tohoto pokusu byla

naměřena rychlost 640 km/h, tedy mnohem více než jakou byl schopen vyvinout tehdejší průměrný vojenský stíhací letoun využívající ke svému pohonu pístový motor.



Obr. 7 – proudový motor s radiálním kompresorem

*centrifugal impeller (compressor) – radiální kompresor  
shaft – hřídel  
turbine – spalovací turbína  
combustion chamber – spalovací komora  
nozzle – výstupní dýza*

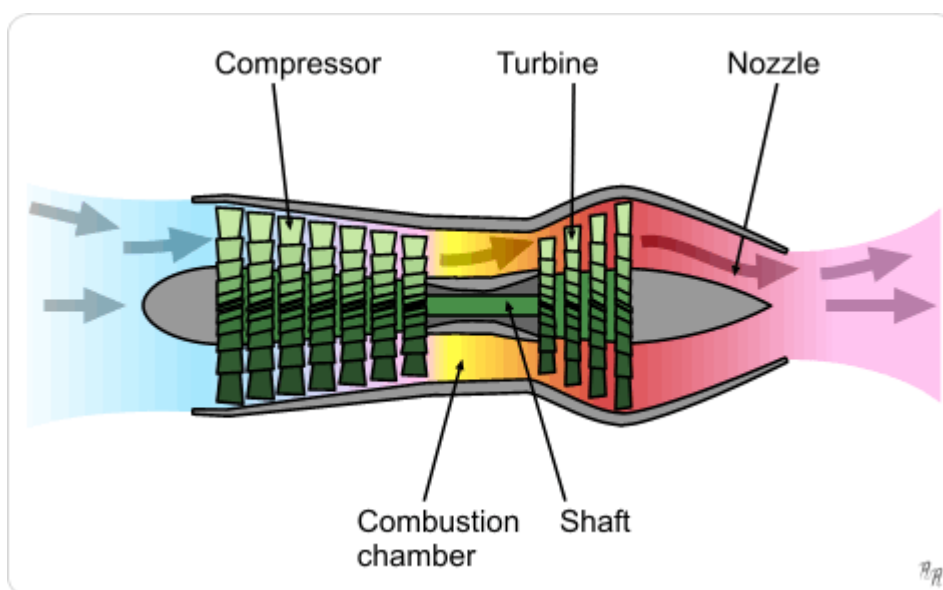


Obr. 8 – Testovací letoun s proudovým motorem Heinkel He-178

V průběhu druhé světové války byl proudový motor použit Osou i Spojenci ve vojenských stíhacích i bombardovacích letounech, které byly nasazeny do bojů na západní frontě.

Využití pro vojenské účely zejména v konečné fázi války odhalilo obrovský potenciál proudových motorů. Po roce 1945 došlo k následnému dalšímu rozvoji tohoto typu leteckého motoru ve vojenském i civilním letectví. K prosazení zdokonaleného proudového motoru jako konvenční pohonné jednotky začalo postupně docházet od 60. let 20. století a mělo za následek zlevnění a zrychlení letecké dopravy. V technické rovině se pak dá přechod na nový typ pohonu dokázat výraznou změnou hodnoty poměru tahu ke hmotnosti letadla. Například u nejstarších ve větším množství používaných proudových motorů Jumo 004 (využit např. u stíhacího letounu Me - 262) byla hodnota měrného výkonu mezi 1 až 2, u motorů vyvinutých v 70. až 80. letech se pohybuje hodnota měrného výkonu mezi 5 až 8. Pro zajímavost nejmodernější proudových motorů vyráběných po roce 2000 (např. F100-PW-229 a AI-41F) už hodnoty měrného výkonu dosahují anebo překračují úctyhodných 10. [20]

Zvyšující se nároky na výkon motoru vedly k novým konstrukčním řešením. Zprvu používaný radiální kompresor byl nahrazen axiálním (Obr. 9.). Protože jeden stupeň axiálního kompresoru má menší stupeň komprese a účinnost než kompresor radiální, používá se vícestupňového axiálního kompresoru nebo kombinace radiálního a axiálního kompresoru na společné hřídeli.



Obr. 9 – proudový motor s axiálním kompresorem

*centrifugal impeller (compressor) – axiální kompresor*

*shaft – hřídel*

*turbine – spalovací turbína*

*combustion chamber – spalovací komora*

*nozzle – výstupní dýza*

Letecké motory používané v současnosti by se daly rozdělit podle typu konstrukce do krátkého přehledu:

- Pístové motory
- Turbínové motory
  - Turbokompresorové jednoproudové (turbojet)
  - Turbovrtulové (turboprop)
  - Turbodmychadlové dvouproudové (turbofan)
  - Propfan
- Bezturbínové motory
  - Náporové
  - Náporové s nadzvukovým spalováním (SCRAMJET)
  - Pulzační
- Raketové motory
  - Na kapalné pohonné látky
  - Na tuhé pohonné látky
  - Hybridní
- Kombinované motory
  - Motokompresorové
  - Turbonáporové
  - Turboraketové

Ačkoli se proudových motorů se v současném letectví používá mnoho různých typů, v dalších kapitolách této práce se blíže seznámíme pouze s některými z nich a to s turbovrtulovými, turboventilátorovými a turbodmychadlovými.

### 3. TERMODYNAMIKA PROUDOVÝCH MOTORŮ

Proudové motory jsou využívány k pohonu dopravních prostředků v plynném prostředí. Hlavní hnací silou pohánějící dopravní prostředek je, jak již bylo v předešlé kapitole zmíněno, reakční síla prostředí na výtok spalin vycházející z hnací trysky [14]. Proudové motory proto bývají v literatuře někdy také označovány jako tepelné reakční nebo reaktivní motory. Obecně by se daly tyto proudové motory popsat jako stroje přeměňující část energie paliva uvolněné hořením na mechanickou práci a vyvíjející tah reaktivním účinkem proudu spalin, který z nich vystupuje vysokou rychlostí.

Proudové motory z hlediska termodynamiky by se daly rozdělit do následujících dvou hlavních skupin a jejich podskupin:

Bezkompresorové:

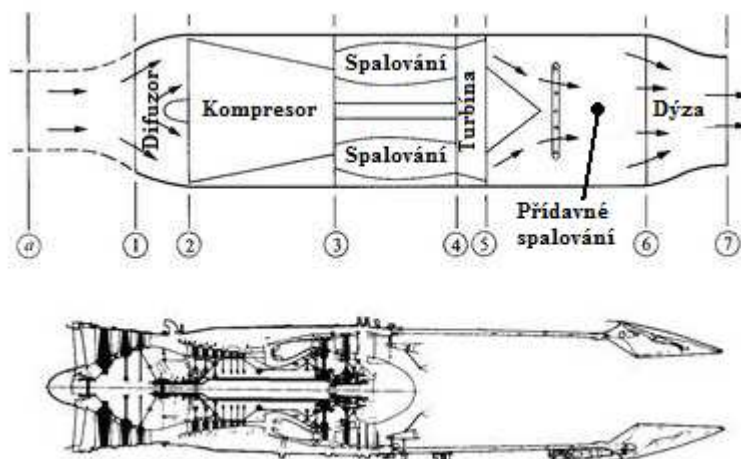
- Náporové
- Pulzační

Kompresorové:

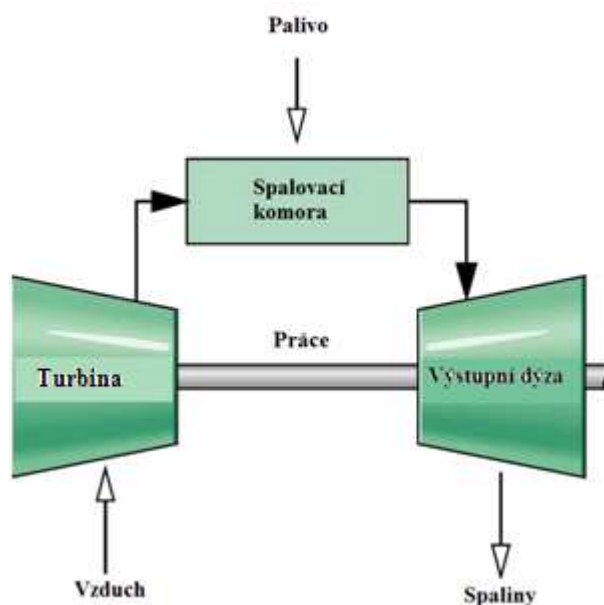
- Turbovrtulové
- Turbokompresorové
- Turboventilátorové

## PRACOVNÍ CYKLUS PROUDOVÉHO MOTORU

Pro popis pracovního cyklu proudového motoru se podle jeho typu používají dva modely ideálního cyklu. Pro motory náporové, turbokompresorové, turboventilátorové a turbovrtulové se používá Braytonův cyklus (Obr. 12), pro pulzační motory pak cyklus Humphreyův. Termická účinnost Braytonova cyklu je závislá na kompresním poměru (Obr.13). V praxi se proto u proudových motorů používají výkonné axiální víceúrovňové kompresory. (Obr. 19)



Obr. 10 – Schéma turbokompresorového motoru (nahore) a průřez skutečným turboventilátorovým motorem GE F404 (dole) [27]



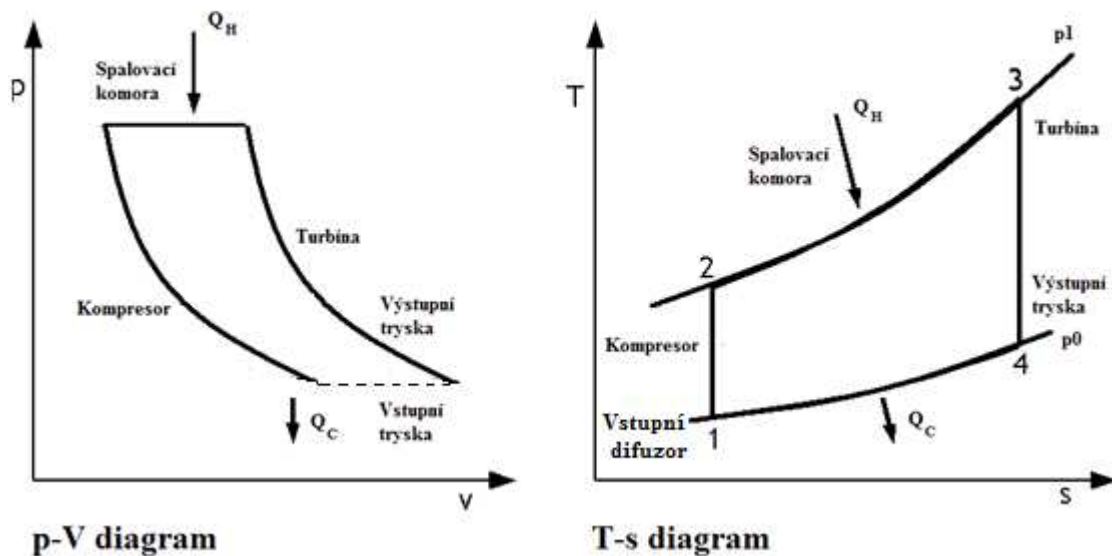
Obr. 11 – Pracovní schéma proudového motoru s kompresorem

Na T-s diagramu Braytonova cyklu (Obr. 12) je možné termodynamicky popsat jednotlivé procesy v proudovém motoru. Ztráty se pro zjednodušení a idealizaci cyklu zanedbávají, děje v motoru považujeme za ideální.

Během letu je do vstupní trysky nasáván vzduch o atmosférickém tlaku, kde je zpomalen a přiveden do kompresoru 1. Zpomalení proudu vzduchu difuzorem způsobí, že změna kinetické energie způsobí nárůst statického tlaku, který je dále ještě zvýšen v kompresoru. V ideálním případě je tato komprese isentropickým dějem. Teplota stlačeného vzduchu se prudce zvýší.

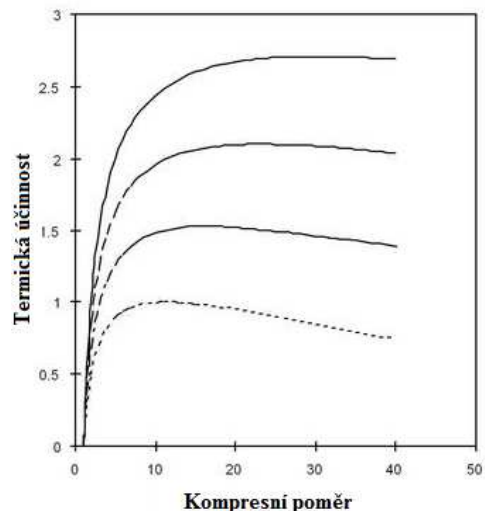
Ve spalovací komoře 2 dojde k přívodu a zapálení paliva a isobarickému hoření, které způsobí další nárůst teploty směsi. Tento teplotní nárůst je závislý na poměru vzduchu a paliva. Horké spaliny následně procházejí spalovací turbínou 3 až do výstupní trysky 4, kde jsou vypuštěny zpět do atmosféry. Turbína a kompresor mají společnou hřídel, práce na turbíně je tedy rovna práci kompresoru.

### IDEÁLNÍ BRAYTONŮV CYKLUS



Obr. 12 – Diagramy p-V a T- s ideálního Braytonova cyklu [23]

Obr. 13 - Vliv kompresního tlakového poměru na termickou účinnost motoru



## OBECNÝ VÝPOČET EFEKTIVNOSTI MOTORU

Tah motoru lze stanovit z věty o změně hybnosti, která za určitých zjednodušení má tvar (1):

$$F = \dot{m} \cdot (w_0 - w_1), \quad [N] \quad (1)$$

Teoretický vztah pro výpočet výkonu obecného reaktivního motoru je dán rovnicí (2):

$$P = F \cdot w_1, \quad [W] \quad (2)$$

U konkrétních typů motorů dále v práci bude uveden příslušný vztah upravený podle vlastností daného typu motoru.

Celková efektivnost proudového motoru se dá rozdělit na součin termické účinnosti Braytonova cyklu (3) a účinností pohonu (4) a je rovna součinu těchto dvou účinností. (1.5) [24]

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}, \quad [-] \quad (3)$$

$$\eta_p = \frac{2 \cdot w_1}{w_1 + w_0}, \quad [-] \quad (4)$$

$$\eta = \eta_t \cdot \eta_p, \quad [-] \quad (5)$$

### 3.1 NÁPOROVÝ MOTOR (RAMJET)

Tento typ proudového motoru (Obr. 14) vynalezl v roce 1907 francouzský inženýr René Lorin. Jedná se o nejjednodušší typ proudového motoru, protože se neskládá z žádných pohyblivých částí. Je tvořen sběračem, difusorem, spalovací komorou a výstupní dýzou. Vzduch vstupuje sběračem do motoru rychlostí letu a jeho kinetická energie je přeměněna na energii tlakovou. V přední části spalovací komory se tryskami vstříkují palivo, které je následně spalováno při konstantním tlaku. Zplodiny hoření pak urychlené dýzou vytékají ven z motoru vysokou rychlostí.

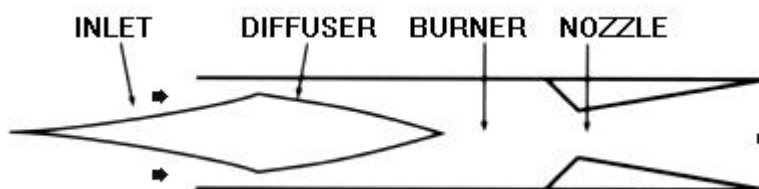
Poměr hmotnostního toku paliva a hmotnostního toku bývá v běžném náporovém motoru 2/100, nízká spotřeba se tedy jednoznačně řadí k výhodám tohoto typu motoru. Na obrázku Obr. 15, který byl převzat z historické technické dokumentace [28], je znázorněna závislost spotřeby paliva na rychlosti letadla.

Teoretický cyklus je shodný s cyklem rovnotlaké plynové turbíny a účinnost náporového motoru je dána vztahem shodným s termickou účinností Ottova oběhu. Náporové motory začínají pracovat až tehdy, je-li letadlo uvedeno do pohybu zvláštním startovacím zařízením např. katapultem. [14] Nejvyšší účinnosti motor dosahuje teoreticky při rychlostech okolo M3.

V roce 1958 byl použit jako letecký motor v experimentálním letounu Nord 1500 Griffon, které v roce 1958 dosáhlo maximální rychlosti M2. Letoun vykazoval výborné vlastnosti při vysokých rychlostech, při nižších rychlostech však docházelo ke kolísání výkonu motoru [15].

Pro velmi vysoké rychlosti se používá konstrukční úprava náporového motoru, nazývaná SCRAMJET (supersonic combustion ramjet). Vstupní a výstupní dýza těchto motorů je konstrukčně upravena pro rychlosti vyšší než rychlost zvuku.

Motory typu Ramjet jsou konstrukčně jednoduché (Obr. 16), mají malou hmotnost a nejvyšší účinnosti dosahují při vysokých rychlostech. Vzhledem ke svým vlastnostem se náporový motor v současnosti používá nejčastěji jako pohonná jednotka řízených střel nebo vesmírných dopravních prostředků.



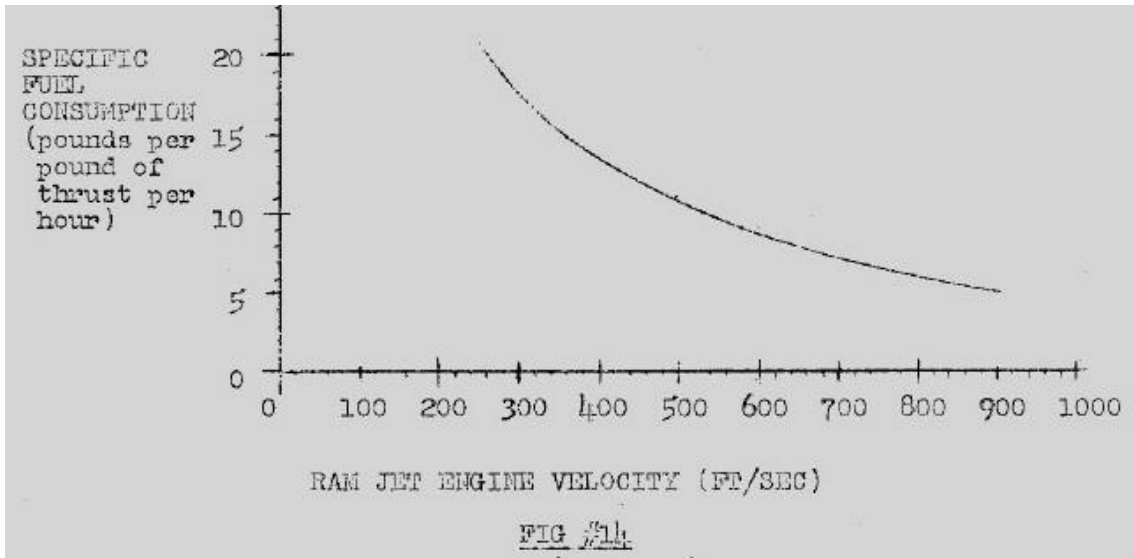
Obr. 14 – Schéma náporového motoru ramjet [16]

*inlet - sběrač*  
*diffuser - difuzor*  
*burner - spalovací komora*  
*nozzle - výstupní dýza*

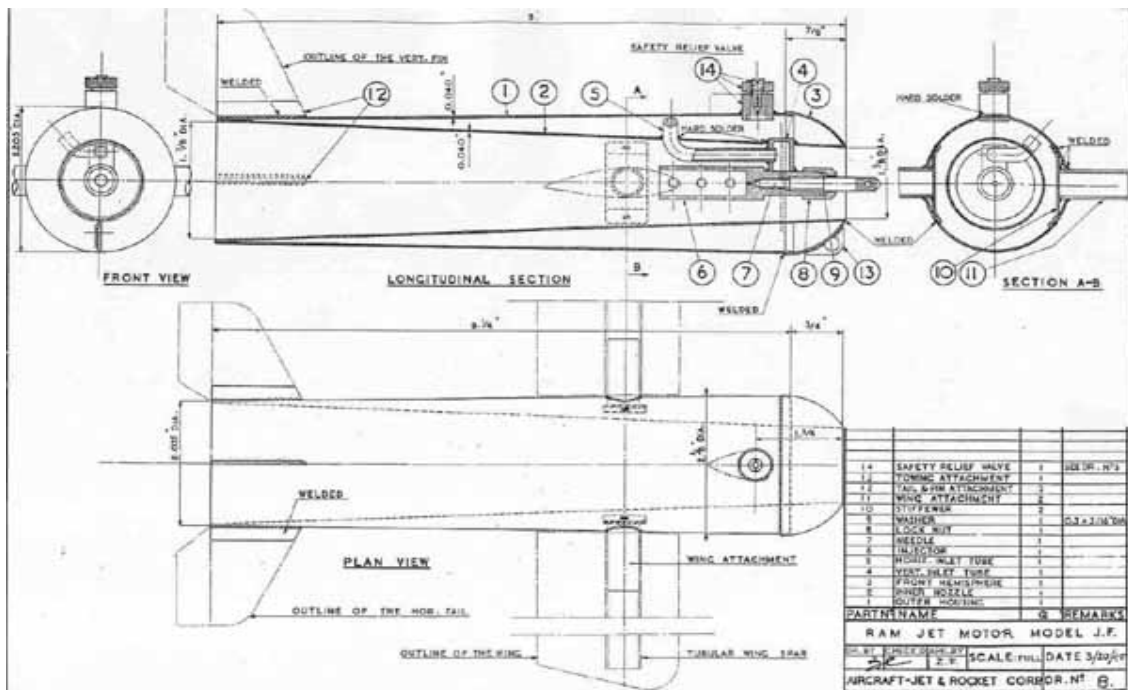
## VÝPOČET TAHU NÁPOROVÉHO MOTORU

Tah motoru lze stanovit z věty o změně hybnosti, která za určitých zjednodušení má tvar (6):

$$F = \dot{m}_0 \cdot w_0 - \dot{m}_1 \cdot w_1 + (p_0 - p_1) \cdot S_0, [N] \quad (6)$$



Obr. 15 – závislost spotřeby paliva motoru typu ramjet na rychlosti [28]



Obr. 16 – Výkres modelu staršího motoru typu ramjet [28]

## 3.2 PULZNÍ (PULZAČNÍ) MOTOR

Pulzní motor (Obr. 17) je proudový motor se spalováním paliva při konstantním objemu. Stejně jako náporový motor je pulzní motor jednoduchým typem proudového motoru a je poměrně nenáročný na výrobu.

Princip činnosti je analogický jako u náporového motoru. Za vstupním difuzorem jsou umístěny ventily, které zabraňují zpětnému proudění při zážehu paliva a vzrůstu tlaku ve spalovací komoře. Vstřík paliva je kontinuální, ale zapalování je přerušované. Vzniklé spaliny vytékají vysokou rychlostí do atmosféry. Při poklesu tlaku ve spalovací komoře se ventily opět otevřou a cyklus se opakuje, tak dochází k pulzování plynů. [14]

Nejnámější využití pulzního motoru (Argus As 14) se odehrálo během druhé světové války, kdy jím byla vybavena střela s plochou dráhou letu Fieseler 103 neboli V-1. Střela o hmotnosti 2150 kg odpalovaná z parního katapultu byla motorem urychlena až na rychlost 540–565 km/h.

Zvuk pulzního motoru je velmi charakteristický. Četnost cyklů motoru Argus As 14 byla asi 40-50 za 1 s, v anglické literatuře se proto střele V-1 také někdy říká Buzz Bomb (Bzučící bomba). [17]

### VÝPOČET TAHU PULZAČNÍHO MOTORU

Tah pulzního motoru se dá určit ze vztahu (7). [29]

$$F = \frac{x \cdot D^2 \cdot \pi \cdot w_0}{8} \quad (7)$$



### 3.3 TURBOKOMPRESOROVÝ MOTOR (TURBOJET)

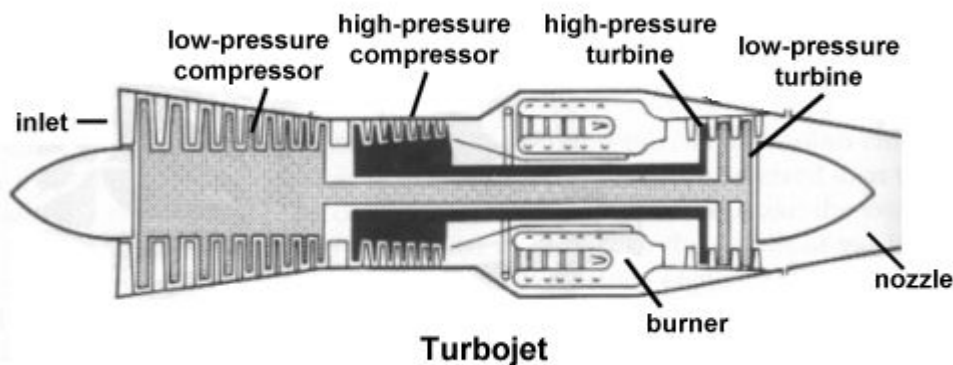
Turbokompresorový motor (Obr. 19) je nejstarším typem kompresorového motoru. Jak již bylo uvedeno v kapitole 2. Historie leteckých motorů, první experimenty s turbokompresorovým motorem probíhaly již před druhou světovou válkou v roce 1939.

Schéma konstrukce různých turbokompresorových motorů je uvedena na Obr. 7, 9 a 10.

Princip činnosti tohoto typu motoru je odlišný od předcházejících dvou typů. Vzduch proudí do předního difuzoru a je stlačován turbokompresorem (axiálním nebo radiálním). Optimální tlakový poměr je asi 3-4, v některých případech až 12. Ve spalovací komoře dochází ke spalování paliva a expandující spaliny o teplotě až 1000 K pohánějí spalovací turbínu. Spalovací turbína spojená hřídelí s turbínou kompresoru zajišťuje kompresi vstupujícího vzduchu. Konečná expanze spalin nastává ve výstupní dýze, tlak horkých spalin je při správné funkci několikanásobně vyšší než atmosférický tlak. [14]

Výkon turbokompresorového leteckého motoru se dá zvýšit pomocí systému přídavného spalování až o 40 % celkového tahu. Jedná se o zařízení instalované především pro vojenské letouny, které umožňuje vstřikování paliva do výtokové trysky, kde je zažehnuto vytékajícími horkými spalinami. Režim letu s přídavným spalováním je velmi náročný na palivo. Je proto využíván pouze v situacích, kdy je potřeba krátkodobé zvýšení výkonu, jako jsou vzlet, bojové manévry nebo akrobatické prvky.

Při použití systému přídavného spalování jsou za výstupní tryskou letadla vidět dlouhé plameny. Jediná civilní letadla vybavená přídavným spalováním byly supersonické dopravní letouny Concorde a Tu – 144.



Obr. 19 – Turbokompresorový motor s dvojestupňovým axiálním kompresorem

- inlet - sběrač*
- low-pressure compressor – nízkotlaký kompresor*
- high-pressure compressor – vysokotlaký kompresor*
- high-pressure turbine – vysokotlaká turbína*
- low-pressure turbine – nízkotlaká turbína*
- burner – spalovací komora*
- nozzle – výstupní dýza*

## VÝPOČET TAHU TURBOKOMPRESOROVÉHO MOTORU

Tah turbokompresorového motoru se dá určit ze vztahu (8)

$$F = \dot{m}_0 \cdot w_0 - \dot{m}_1 \cdot w_1, [N] \quad (8)$$

Pro výpočet tahu motoru se dále zavádí nová intenzivní veličina, která vyjadřuje efektivitu motoru a je závislá na rozdílu rychlostí způsobeném motorem. Nazývá se měrný tah  $F_s$  (9). Motor s vyšší hodnotou měrného tahu bude účinnější, protože je schopný vyvinout větší tah při stejném množství nasávaného vzduchu.

$$F_s = \frac{F}{\dot{m}_1} = (1 + f) \cdot w_0 - w_1, [N] \quad (9)$$

## VÝPOČET MĚRNÉ SPOTŘEBY PALIVA V ZÁVISLOSTI NA TAHU (TSFC)

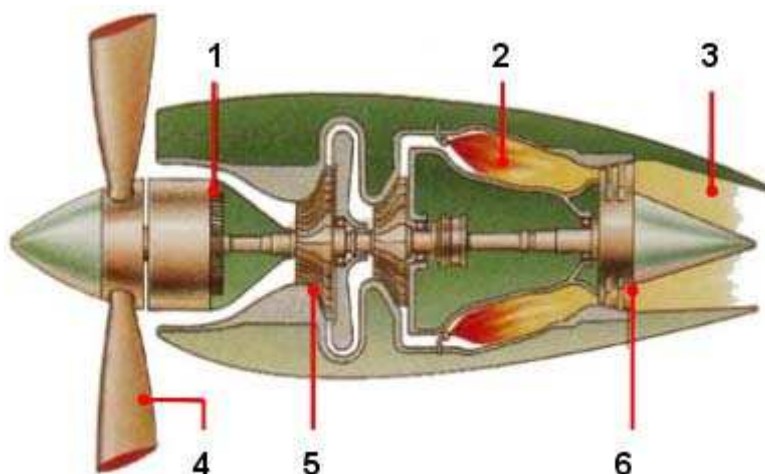
TSFC (někdy v literatuře označovaná poněkud nepřesně jen jako SFC) je dalším z důležitých parametrů k hodnocení efektivity leteckého motoru. Vyjadřuje podíl hmotnostního toku paliva vstříkovaného do motoru a tah produkovaného motorem. Čím nižší hodnota TSFC, tím efektivnější motor. Hodnotu TSFC vypočítáme ze vztahu (10) nebo (11).

$$TSFC = \frac{\dot{m}_p}{F}, \left[ \frac{kg}{N \cdot s} \right] \quad (10)$$

$$TSFC = \frac{f}{F_s}, \left[ \frac{kg}{N \cdot s} \right] \quad (11)$$

### 3.4 TURBOVRTULOVÝ MOTOR (TURBOPROP)

Turbovrtulový motor (Obr. 20) je konstrukční spojení turbokompresorového motoru s vrtulí. Spalovací turbína, poháněná proudem vystupujících spalin je hřídelí spojena s tažnou vrtulí umístěnou před vstupním difuzorem.



Obr. 20 – Turbovrtulový motor

1. reductor
2. spalovací komora
3. dýza - výstup spalin
4. vrtule
5. kompresor
6. turbína

Stejně jako turbokompresorový motor se turbovrtulový skládá z kompresoru, spalovací komory, a turbíny. Tlak spalin proudících z výstupní dýzy je využit pro pohon kompresoru. Oproti turbokompresorovému motoru má však turboprop lepší vlastnosti a vyšší efektivitu při rychlostech nižších než 80km/h. Bývá proto používán u menších a dopravních letadel. [18]

Hlavní část tahu zajišťuje vrtule, tlak vystupujících plynů pak tvoří asi jen 10 % výkonu motoru.

#### VÝPOČET TAHU TURBOVRTULOVÉHO MOTORU

Celkový tah turbovrtulového motoru se skládá z tahu vrtule a tahu kompresorového motoru. Za předpokladu, že hmotnostní tok vzduchu proudící přes vrtuli je mnohem větší než hmotnostní tok vzduchu, který vchází do sání motoru a hmotnostní tok do motoru vcházející je přibližně stejný jako hmotnostní tok z motoru vycházející, můžeme celkový tah turbovrtulového motoru zapsat vztahem (12).

$$F = \dot{m}_v \cdot (w_1 - w_v) + \dot{m}_0 \cdot (w_0 - w_1), [N] \quad (12)$$

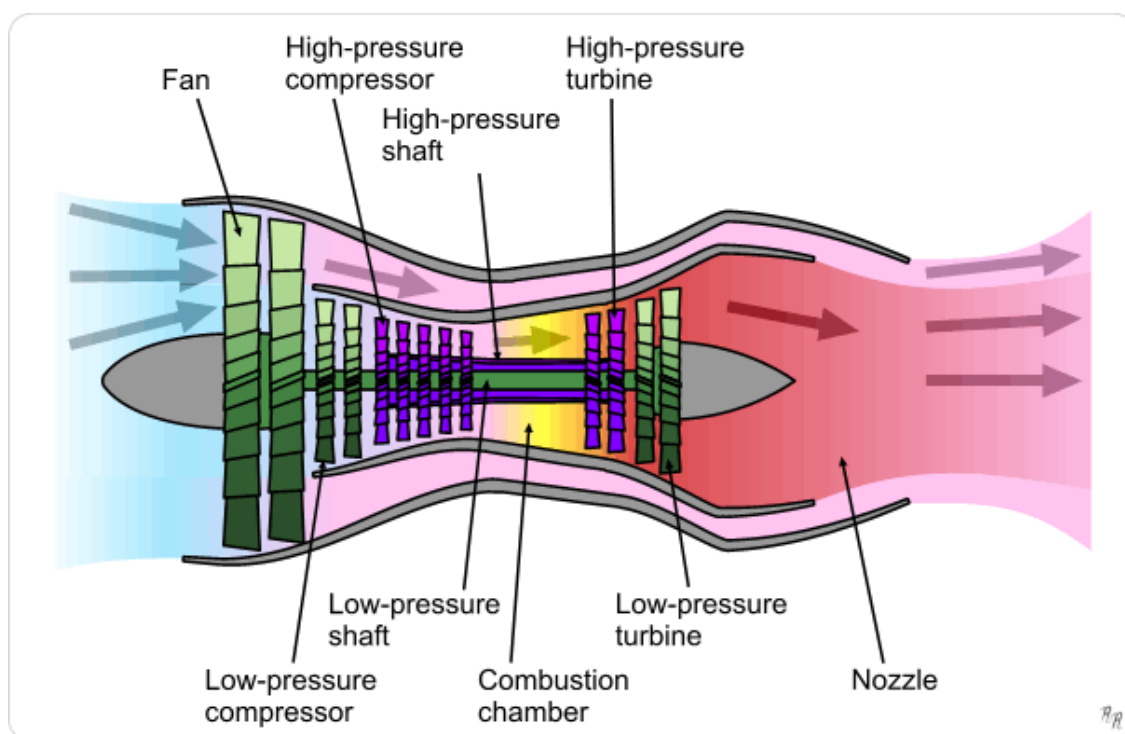
$$\dot{m}_v > \dot{m}_1 \quad \dot{m}_1 \sim \dot{m}_0$$

### 3.5 TURBOVENTILÁTOROVÝ MOTOR (TURBOFAN)

Turboventilátorový (někdy také turbodmychadlový) motor (Obr. 21) funguje na podobném principu jako turbokompresorový motor, obsahuje však navíc ventilátor, nízkotlaký kompresor a ještě jednu turbínu, která tento kompresor a ventilátor pohání. Část plynů z ventilátoru proudí přímo do motoru a zbytek ho obtéká. K tomuto účelu slouží tzv. obtokový kanál. Ve výstupní trysce se oba proudy vzduchu smísí a tím je vyvolán tah; smísení proudů také způsobí nižší teplotu výstupních plynů. Z konstrukčního hlediska se dělí na dvouhřídelové (dvourotorové) a tříhřídelové (třírotořové).

Skrz dvouproudový motor také proudí více vzduchu, tím je rychlost výstupních plynů nižší, než u motorů jedнопroudových. To způsobuje, že jsou dvouproudové motory méně hlučné a mají nižší spotřebu. Turboventilátorové motory jsou proto v současné době nejpoužívanějším typem proudových motorů u civilních proudových letadel. Turboventilátorovými motory bývají vybaveny i vojenské letouny, mají však většinou malý obtokový poměr a bývají vybaveny přídavným spalováním (viz. 2.3 Turbokompresorové motory).

První typ tohoto motoru se objevil v 60. letech, v 80. letech se stal samozřejmostí u všech velkých letadel.



Obr. 21 – Schéma turboventilátorového motoru

*fan – ventilátor*  
*high-pressure compressor – vysokotlaký kompresor*  
*high-pressure shaft – hřídel vysokotlakého stupně*  
*high-pressure turbine – vysokotlaká turbína*  
*combustion chamber – spalovací komora*  
*low-pressure compressor – nízkotlaký kompresor*  
*low-pressure shaft – hřídel nízkotlakého stupně*  
*low-pressure turbine – nízkotlaká turbína*  
*nozzle – výstupní dýza*

Dvouproudové motory lze dělit podle obtokového poměru a typu obtoku:

- s velkým obtokovým poměrem
- s malým obtokovým poměrem
  
- s celkovým obtokem
- s částečným předním obtokem (dnes nejrozšířenější u dopravních letadel)
- s částečným zadním obtokem

Motory turbofan se však nepoužívají pouze pro velká a středně velká dopravní letadla. V rámci programu General Aviation Propulsion amerického Národního úřadu pro letectví a kosmonautiku NASA, který byl zahájen v roce 2000, se vyvíjí i malý turbofan motor s nízkou spotřebou typu GAP FJX-2, s poměrem tahu a hmotnosti 7,5:1, který bude přednostně určen pro nejmenší dopravní letadla s posádkou do čtyř osob.[30]



Obr. 22 – Využití turbofan motoru GAP FJX-2 pro pohon malých dopravních letadel. [30]

## VÝPOČET TAHU TURBOVENTILÁTOROVÉHO MOTORU

Celkový tah turboventilátorového motoru se skládá z tahu ventilátoru a tahu kompresorového motoru. Hmotnostní tok vzduchu přicházející do motoru je uvnitř rozdělen na složku procházející přes ventilátor a složku procházející přes kompresor do spalovací komory. Celkový tah se pak dá vyjádřit vztahem (13)

$$F = \dot{m}_0 \cdot w_0 - \dot{m}_c \cdot w_1 + bpr \cdot \dot{m}_1 \cdot w_k, [N] \quad (13)$$

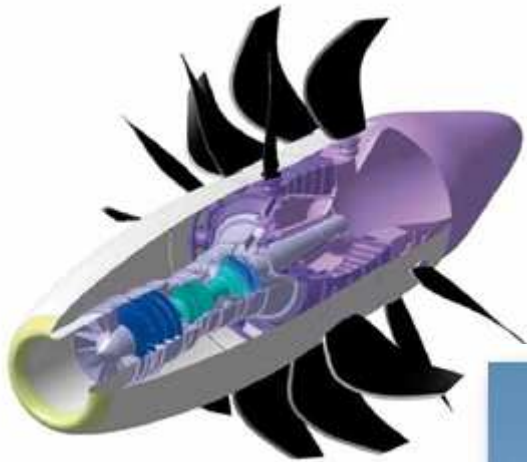
$$bpr = \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_k}$$

$$\dot{m}_c = \dot{m}_1 + \dot{m}_k$$

### 3.6 PROPFAN

Propfan je kombinace dvouproudového turboventilátorového a turbovrtulového motoru. Jedná se o motor, kde je ventilátor umístěn vně gondoly motoru (Obr. 23, 24). Propfany (název pochází od slova prop - vrtule a fan - ventilátor) mají vrtulové listy speciálního tvaru, které tak řeší problém s vysokým odporem vrtule při rychlostech vyšších než 700 km/h. Bývají široké, avšak průměr vrtule bývá menší než u turbovrtulových strojů. Na jedné společné hřídeli bývá většinou větší počet vrtulí. Vrtule jsou poháněny společnou turbínou, díky reverzoru je však jejich pohyb protiběžný. Tento typ v sobě spojuje rychlost a výkon turboventilátorového motoru se ekonomičností provozu jakou mají turbovrtulové motory.

Efektivita tohoto typu motoru má velmi zajímavý průběh: až do rychlosti 500 km/h je stejná jako u turbovrtulových motorů, efektivita však dokonce roste i po překročení této hranice a svého vrcholu dosahuje při rychlosti okolo 900 km/h, což je mezní rychlost provozu tohoto typu motoru. Díky těmto velice příznivým vlastnostem se propfany stávají ideální náhradou starších turbodmychadlových a turbovrtulových motorů u civilních a transportních letounů.[22]

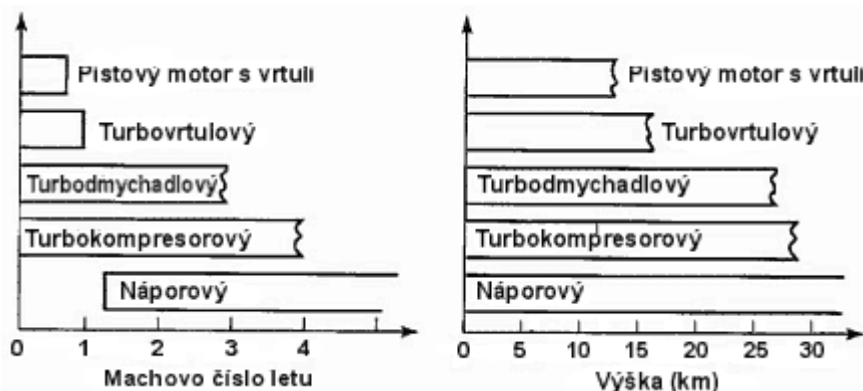


Obr. 23, 24 – Motory typu propfan mají vysokou efektivitu



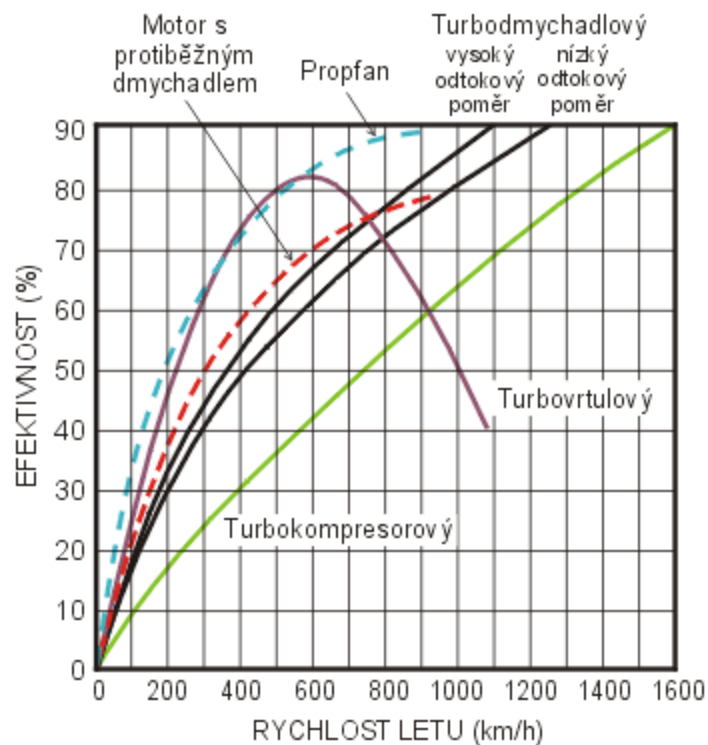
## 4. POROVNÁNÍ EFEKTIVNOSTI

Efektivnost leteckého motoru závisí na vhodné volbě typu s ohledem na následné využití v leteckém provozu. Mezi nejvýznamnější hlediska patří např. rychlost, která bude vyžadována od vojenských strojů, výška letu, která bude důležitá pro speciální letouny a kosmickou dopravu nebo ekonomičnost provozu přepravních aerolinek. Výhodnost využití jednotlivých typů konstrukčních řešení motorů pro dosahované rychlosti a dosahované výšky je graficky zpracováno na Obr. 25.



Obr. 25 - Využití různých typů leteckých motorů podle rozsahu letových podmínek [22]

V předchozí kapitole Termodynamika proudových motorů byla v rovnici (5) vyvozena efektivnost motoru  $\eta$ . Z rovnice (4) pak plyne, že celková efektivnost proudového motoru musí být funkcí rychlosti letadla. Přehled a porovnání efektivnosti jednotlivých konstrukčních řešení motorů zmíněných v této práci je graficky znázorněno na Obr. 26.



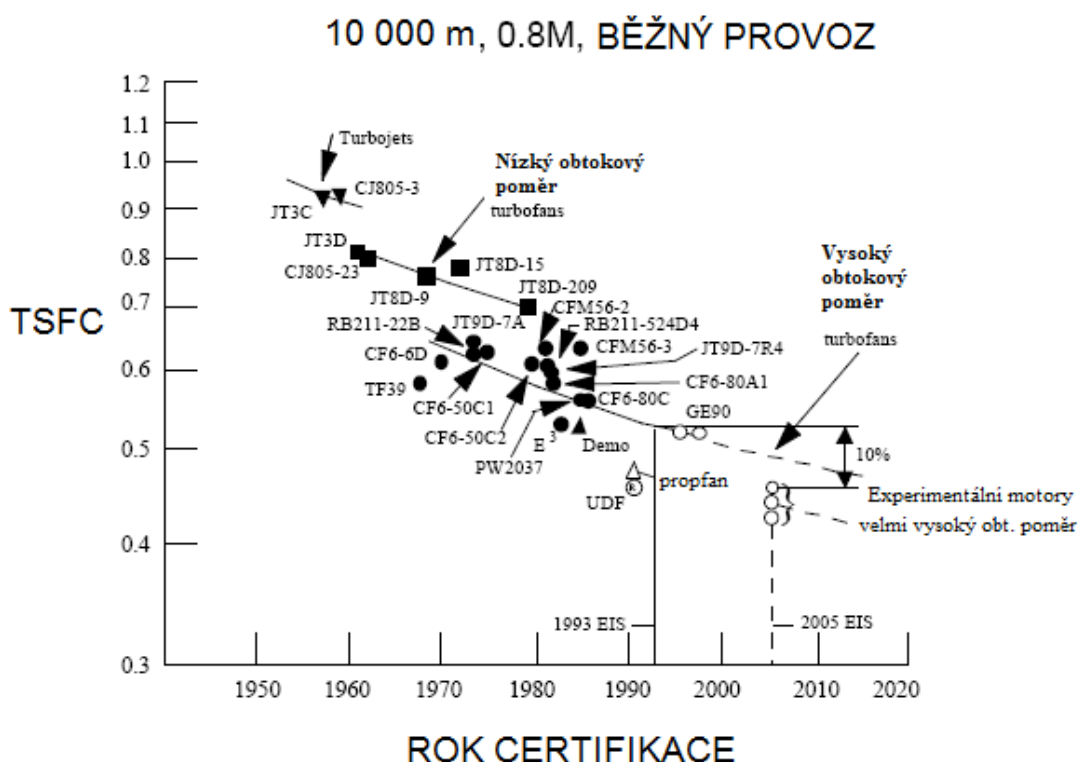
Obr. 26 - Závislosti efektivnosti nejdůležitějších turbínových motorů na rychlosti letu [22]

## 5. ZÁVĚR

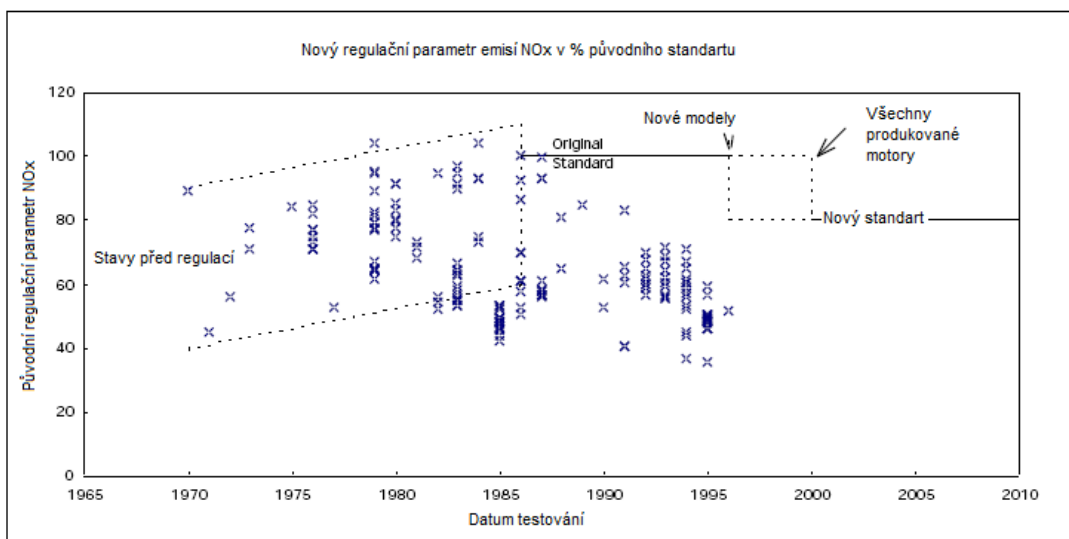
Letecká doprava patří mezi jednu nejvýznamnějších složek osobní i nákladní přepravy. Není proto překvapením, že její využití v celosvětovém měřítku má v současnosti nemalý dopad na životní prostředí.

Letecký provoz ovlivňuje životní prostředí svojí hlučností (až 120 dB!) a množstvím emisí  $\text{NO}_x$  produkovaných do atmosféry. Jak míra hlučnosti, tak míra produkovaných emisí, jsou pak přímo odvislé od typu použitého leteckého motoru.

Primárním cílem výzkumu a vývoje leteckých motorů je zvyšování výkonu a efektivity motoru. Nová konstrukční řešení však s vyšší efektivností přináší zároveň i snížení spotřeby leteckého paliva (Obr. 27), která významně ovlivňuje další, v současnosti velmi pozorně sledovaný faktor produkce emisí (Obr. 28). Regulací emisí se zabývají vládní a mezinárodní organizace, které vydávají směrnice, kterými se musí průmysl řídit. Jedním příkladů takové směrnice může být např. EIS (Environmental impact statement) v USA, nebo směrnice ICAO (International Civil Aviation Organization).



Obr. 27 - Historický vývoj snižování spotřeby různých leteckých motorů (zdroj NASA)



Obr. 28 - Historický vývoj regulačního parametru produkce emisí  $\text{NO}_x$  leteckých motorů (zdroj ICAO)

Na základě výše uvedených přehledů efektivnosti, spotřeby i produkce emisí různých konstrukčních řešení leteckých motorů lze v závěru této práce shrnout a využít pro návrh doporučeného využití typu motoru podle charakteru a účelu letecké dopravy. Z hlediska termomechaniky bylo při zvažování návrhu přihlédnuto k efektivnosti motoru.

V osobní i nákladní civilní přepravě, kde rychlost letounu nepřesahuje 600 km/h se jeví jednoznačně nejvhodnější úsporné turbovtulové motory a propfany. Pro vyšší rychlosti běžné přepravy, které se mohou pohybovat 900 km/h, si udržují nejvyšší efektivnost motory typu propfan, vyšší rychlost je však znevýhodněna o něco vyšší spotřebou paliva. Pro pohon letadel, u kterých je požadováno dosažení rychlosti svojí hodnotou blížíící se rychlosti zvuku, se jeví jako nejlepší použití turboventilátorových motorů.

Z předcházejícího odstavce tak vyplývá, že efektivnost turbokompresorových motorů, vývojově nejstaršího typu turbínových motorů, je při nízkých a středních rychlostech oproti jiným konstrukčním řešením znatelně menší a například k efektivnosti turboventilátorových motorů se začíná blížit až v oblasti nadzvukových rychlostí.

Pro pohon speciálních letounů, u kterých jsou vyžadovány hypersonické rychlosti je pak vhodné navrhnout motor náporový s nadzvukovým spalováním typu SCRAMJET.

V současné době pro proudové motory v letectví zatím ještě neexistuje taková konstrukční alternativa, která by umožnila jejich nahrazení. Výzkum a vývoj se proto zaměřuje na zlepšování jejich stávajících parametrů a možností za použití nejmodernějších simulačních a experimentálních nástrojů.

Další zvyšování efektivnosti leteckých motorů je omezeno i vlastnostmi používaných konstrukčních materiálů. Pro zvýšení termické účinnosti kompresorových proudových motorů je limitním faktorem dosažení vysokých teplot vzduchu při kompresi. Tepelné účinky na pohyblivé díly motoru (rotor turbíny) mohou mít negativní účinky vedoucí až ke kritickému poškození motoru. Pro výrobu leteckých motorů a i pro letecký průmysl obecně se proto využívá speciálních konstrukčních materiálů. Mezi moderní materiály využívané pro výrobu lopatek turbín motorů patří např. monokrystalické superslitiny.

## BUDOUCNOST PROUDOVÝCH MOTORŮ

Vize civilní letecké dopravy blízké budoucnosti podle konstruktérů i vědců plně počítá s využitím proudových motorů, zejména konstrukčních řešení turbofan a propfan. I přes jejich nespornou vysokou efektivitu však i tyto motory trpí společnou nevýhodou všech proudových motorů: vysokou hlučností a spotřebou paliva.

Možné řešení problému se spotřebou, při zaměření se pouze na problematiku pohonu, je podle některých odborníků snížení běžné cestovní rychlosti letadel na takovou hodnotu, při které dosahuje daný motor své maximální efektivity. Zároveň by však bylo nutné přejít od provozování velkokapacitních dopravních letadel s až 400 pasažéry na střední letadla s kapacitou maximálně do 180 cestujících.

Při použití moderních pohonných jednotek by tak mohlo teoreticky dojít až k 75 % úspoře pohonných hmot. [31]

Hlučnost motorů by mohla být naopak snížena speciálním tvarem lopatek turbíny (turbofan) nebo vrtule (propfan) a také tvarem výstupní trysky. U moderních dopravních letadel v současnosti už dochází například k používání výstupní trysky ukončené asymetrickými lasturovitými výběžky, takzvané „chevron nozzle“, Obr. 29. [32]



Obr. 29 – Ukázka využití „chevron nozzle“ sloužící ke snížení hlučnosti proudového motoru u letounu Boeing 777

Ačkoli se většina studií letadel v budoucnosti zaměřuje spíše na futuristický design a konstrukci draku letadla, můžeme se setkat i se zajímavými a nápaditými návrhy v oblasti proudových pohonných jednotek. Je tedy možné, že se v nepříliš vzdálené budoucnosti i ty v současnosti nejmodernější motory zařadí do muzea mezi své historické předchůdce.



Obr. 30 – Návrh letounu budoucnosti Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) společnosti Boeing, využívající hybridní pohon. (kombinace biopaliva AAFEXII a elektrické energie, motory typu propfan).



Obr. 31 – Návrh letounu budoucnosti „double bubble“ univerzity MIT s třemi motory typu turbofan s ultra-vysokým obtokovým poměrem.

## 6. SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] *Aerospace Industries Association*: [online]. 2011 [cit. 2011-04-01]. About | Our Members | Aerospace Industries Association. Dostupné z WWW: <[http://www.aia-aerospace.org/about\\_aia/our\\_members/](http://www.aia-aerospace.org/about_aia/our_members/)>.
- [2] *Asociace leteckých výrobců ČR* [online]. 2011 [cit. 2011-04-01]. Asociace leteckých výrobců ČR - Oborové členění - Powerplant:. Dostupné z WWW: <<http://www.alv-cr.cz/cz/oborove-cleneni/23/powerplant/>>.
- [3] *Letadla.org* [online]. 2006 [cit. 2011-04-10]. Historie létání. Dostupné z WWW: <<http://www.letadla.org/historie-letani/>>.
- [4] *Wikipedie* [online]. 10.12.2009 [cit. 2011-04-10]. Langley Aerodrome. Dostupné z WWW: <[http://en.wikipedia.org/wiki/Langley\\_Aerodrome](http://en.wikipedia.org/wiki/Langley_Aerodrome)>.
- [5] *Wikipedia* [online]. 22.1.2011 [cit. 2011-04-10]. Manly-Balzer engine. Dostupné z WWW: <[http://en.wikipedia.org/wiki/Manly-Balzer\\_engine](http://en.wikipedia.org/wiki/Manly-Balzer_engine)>.
- [6] *Smithsonian National Air and Space Museum*: [online]. 2011 [cit. 2011-04-10]. 1903 Wright Flyer - Milestones of Flight:. Dostupné z WWW: <<http://www.nasm.si.edu/exhibitions/gal100/wright1903.html>>.
- [7] *Re-Living the Wright Way -- NASA* [online]. <http://wright.nasa.gov/overview.htm> [cit. 2011-04-10]. Overview of the Wright Brothers' Invention Process. Dostupné z WWW: <<http://wright.nasa.gov/index.htm>>.
- [8] *NOVA* [online]. 2003 [cit. 2011-04-10]. NOVA | Wright Brothers' Flying Machine | Pilot the 1903 Flyer (non-interactive) | PBS. Dostupné z WWW: <<http://www.pbs.org/wgbh/nova/wright/flye-nf.html>>
- [9] The Journal Of The Early Aeroplane. *WW1 AERO*. August 2002, 177, s. 26-39. Dostupný také z WWW: <<http://www.thewrightbrothers.org/fivefirstflights.html>>
- [10] *U.S. Centennial of Flight Home Page* [online]. 2011 [cit. 2011-04-11]. Louis Bleriot. Dostupné z WWW: <<http://www.centennialofflight.gov/essay/Dictionary/Bleriot/DI11.htm>>.
- [11] *Early Birds of Aviation, Inc* [online]. January 2000 [cit. 2011-04-11]. Henri Farman. Dostupné z WWW: <<http://www.earlyaviators.com/efarman.htm>>.
- [12] *Dayton History books online* [online]. 2011 [cit. 2011-04-11]. A History of Aeronautic. Dostupné z WWW: <<http://www.daytonhistorybooks.com/page/page/3260071.htm>>.
- [13] *Historie a současnost letectví*: [online]. 4. června 2008 [cit. 2011-04-11]. :Letadla - 1.světová válka. Dostupné z WWW: <<http://historieletectvi.xf.cz/letadla.htm>>.
- [14] PAVELEK, Milan, CSc, et al. *Termomechanika*. Brno : Akademické nakladatelství CERM,s.r.o., 2003. 284 s.

- [15] *Prototypes.com* [online]. 30/04/2003 [cit. 2011-04-12]. Prototypes.com/Le Nord 1500 Griffon/I. Origine:.. Dostupné z WWW: <<http://jpcolliat.free.fr/griffon/griffon-1.htm>>.
- [16] *The Aviation History Online Museum:* [online]. 2008 [cit. 2011-04-12]. The Ramjet / Scramjet Engine:.. Dostupné z WWW: <<http://www.aviation-history.com/engines/ramjet.htm>>.
- [17] Science & Technology : : V-1 missile. In *Encyklopedia Britannica*. United Kingdom : Encyclopaedia Britannica, 2011 [cit. 2011-04-12]. Dostupné z WWW: <<http://www.britannica.com/EBchecked/topic/621148/V-1-missile>>.
- [18] *UEET Kid's Site:* [online]. 2011 [cit. 2011-04-12]. Engines. Dostupné z WWW: <<http://www.ueet.nasa.gov/StudentSite/engines.html>>.
- [19] Turbodmychadlový motor In *Wikipedia : the free encyclopedia* [online]. St. Petersburg (Florida) : Wikipedia Foundation, 6. 11. 2009, [cit. 2011-04-12]. Dostupné z WWW: <[http://cs.wikipedia.org/wiki/Turbodmychadlov%C3%BD\\_motor](http://cs.wikipedia.org/wiki/Turbodmychadlov%C3%BD_motor)>.
- [20] *Mzak Pictures* [online]. 24. 4. 2002 [cit. 2011-04-17]. Princip vytváření tahu. Dostupné z WWW: <<http://www.mzak.cz/teorie/teorie-01.php>>.
- [21] *The University of Texas of the Permian Basin:* [online]. 2009 [cit. 2011-04-22]. Brayton Cycle Lab :: The University of Texas of the Permian Basin:.. Dostupné z WWW: <<http://www.utpb.edu/research-grants/ht3r/description/components/brayton-cycle-lab/>>
- [22] *MZAK Pictures* [online]. 24. 4. 2002 [cit. 2011-04-26]. Teorie leteckých motorů - Typy leteckých motorů (MZAK Pictures):.. Dostupné z WWW: <<http://www.mzak.cz/teorie/teorie-02.php>>.
- [23] NASA [online]. 2011 [cit. 2011-04-26]. Turbine Engine Thermodynamic Cycle - Brayton Cycle:.. Dostupné z WWW: <<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/brayton.html>>.
- [24] *Massachusetts Institute of Technology* [online]. 2011 [cit. 2011-05-02]. 11.2 Thermal and Propulsive Efficiency:.. Dostupné z WWW: <<http://mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node81.html>>.
- [25] *ChrisBence.com:Research* [online]. 2011 [cit. 2011-05-03]. Gas Turbine Jet Engine Theory. Dostupné z WWW: <<http://www.chrisbence.com/projects/gasturbine/gasturbine1.htm>>.
- [26] Massachusetts Institute of Technology [online]. 2011 [cit. 2011-05-03]. 11. Aircraft Engine Performance . Dostupné z WWW: <<http://mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node79.htm>>
- [27] Massachusetts Institute of Technology [online]. 2011 [cit. 2011-05-03]. 3.7 Brayton Cycle. Dostupné z WWW: <<http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/notes/node27.html>>.
- [28] *GLENN OLSON'S RAMJET PAGE* [online]. 2011 [cit. 2011-05-03]. PRACTICAL SUBSONIC RAM JET DESIGN. Dostupné z WWW: <<http://www.pulse-jets.com/ramjet/ramjet.htm>>.

- [29] WERSTBERG, Fredrik. Report 1.0 : Equations. In *Inside the pulsejet engine.*, 25 April 2000. s. 1-39.
- [30] NASA [online]. 11.22.04 [cit. 2011-04-25]. Small Aircraft Propulsion: The Future Is Here. Dostupné z WWW:  
<<http://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs01grc.html>>.
- [31] NASA [online]. 05.17.10 [cit. 2011-04-25]. *Beauty of Future Airplanes is More than Skin Deep.* Dostupné z WWW:  
<[http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/future\\_airplanes.html](http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/future_airplanes.html)>.
- [32] NASA [online]. 2005 [cit. 2011-04-25]. *Flying the Quiet Skies .* Dostupné z WWW:  
<[http://www.aeronautics.nasa.gov/te05\\_flying\\_quiet\\_skies.htm](http://www.aeronautics.nasa.gov/te05_flying_quiet_skies.htm)>.

## 7. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

Symbol	Jednotka	Název
bpr	[-]	obtokový poměr
D	[m]	průměr výstupní dýzy
f	[-]	poměr hmotnostního toku palivo/vzduch
F	[N]	tah motoru
F <sub>s</sub>	[N]	měrný tah
m	[kg]	hmotnost
$\dot{m}$	[kg/s]	hmotnostní tok
$\dot{m}_0$	[kg/s]	hmotnostní tok vytékajících plynů na výstupní dýze
$\dot{m}_1$	[kg/s]	hmotnostní tok proudu vzduchu na vstupní dýze
$\dot{m}_f$	[kg/s]	hmotnostní tok paliva
$\dot{m}_k$	[kg/s]	hmotnostní tok vzduchu v obtokovém kanálu
$\dot{m}_v$	[kg/s]	hmotnostní tok vzduchu proudících na vrtuli
P	[W]	výkon motoru
s	[J/kg.K]	měrná entropie
S <sub>0</sub>	[m <sup>2</sup> ]	plocha otvoru výstupní dýzy
t	[s]	čas
T <sub>1</sub>	[K]	teplota vzduchu na vstupu do motoru
T <sub>2</sub>	[K]	teplota směsi po stlačení v kompresoru
TSFC	[kg/N.s]]	měrná spotřeba paliva
w <sub>0</sub>	[m/s]	výstupní rychlost plynů z trysky
w <sub>1</sub>	[m/s]	vstupní rychlost vzduchu do difusoru

$w_k$	[m/s]	rychlost vzduchu v obtokovém kanálu
$w_v$	[m/s]	rychlost vzduchu na vrtuli
$x$	[-]	poměr objemu vzduch/palivo
$\kappa$	[-]	Poissonova konstanta
$\eta$	[-]	efektivnost
$\eta_t$	[-]	termická účinnost
$\eta_p$	[-]	účinnost pohonu