

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

PŘEHLED TECHNICKÝCH ASPEKTŮ VÝVOJE LETECKÝCH PROUDOVÝCH MOTORŮ

THE SURVEY OF THE TECHNICAL ASPECTS EVOLUTION OF AIRCRAFT JET ENGINE.

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

FILIP DOSEDĚL

VEDOUcí PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. PAVEL IMRIŠ, Ph.D

BRNO 2008

ANOTACE

Závěrečná bakalářská práce přehledně zpracovává technické aspekty vývoje proudových motorů. Zabývá se jejich historickým vývojem, dále obsahuje přehled jednotlivých koncepcí motorů. Rozebírá současné motory používané v civilním letectví a stručně nastiňuje jejich možný vývoj.

Klíčová slova

Historie, proudový motor, letecký motor

ANNOTATION

The final bachelor's thesis clearly processes a technical aspects of jet engines-progress. It deals with their historical development, further it contains overview of the engine-conceptions. My thesis also analysy current engines using in civil aviation and adumbrates their future development.

Keywords

History, jet engine, aircraft engine

Bibliografická citace

DOSEDĚL, F. *Přehled technických aspektů vývoje leteckých proudových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008. 59s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Pavel Imriš, Ph.D.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování bakalářské práce, a že jsem celou bakalářskou práci vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury pod vedením vedoucího bakalářské práce Ing. Pavla Imriše, Ph.D

V Brně dne: 23.5.2008

Filip Doseděl

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Pavlu Imřišovi, Ph.D. za odborný dohled, připomínky a pomoc při zpracování mé bakalářské práce.

Také bych rád poděkoval učitelům a pracovníkům leteckého ústavu, že byli vždy ochotni se mnou konzultovat mé dotazy a že zde vytvořili příjemné studijní prostředí. Jmenovitě pak panu doc. Ing. Josefu Klementovi, CSc.

Dále pak všem, kdo mě v mém studiu podpořili.

OBSAH

1	Úvod.....	- 6 -
2.	Historie vývoje proudových motorů	- 8 -
2.1	Motivy vývoje proudových motorů.....	- 8 -
2.2	Počátky vývoje leteckých proudových motorů	- 10 -
2.2.1	Počátky vzniku reaktivních pohonů	- 10 -
2.2.2	Počátky reaktivního pohonu v letectví	- 10 -
2.3	Urychlený vývoj v období druhé světové války.....	- 11 -
2.4	Proudový motor Jumo-004.....	- 14 -
2.5	Vývoj proudových motorů v Československu	- 15 -
2.5.1	Počátky vývoje proudových motorů v Československu	- 15 -
2.5.2	Vývoj českých proudových motorů	- 16 -
2.6	Některé události v civilním letectví po druhé světové válce.....	- 17 -
3	Rozdělení druhů motoru a způsob jejich práce	- 20 -
3.1	Rozdělení leteckých motorů.....	- 20 -
3.2	Pístové motory (piston engines).....	- 21 -
3.3	Náporový proudový motor (ramjet)	- 22 -
3.4	Náporový motor s nadzvukovým spalováním (scramjet)	- 22 -
3.5	Pulsační motor (pulsejet).....	- 23 -
3.6	Pístový motor s turbokompresorem (turboreaktorem).....	- 24 -
3.7	Motokompresorový motor.....	- 24 -
3.8	Turbokompresorový motor (turbojet)	- 25 -
3.9	Turbovrtulový (turboprop)	- 25 -
3.10	Turbohřídelový motor (turboshaft)	- 26 -
3.11	Turbodmychadlový motor (low by-pass turbofan)	- 26 -
3.12	Turboventilátorový motor (high by-pass turbofan).....	- 27 -
3.13	Propfan (prop-fan).....	- 27 -
3.14	Turbonáporový motor (turbo/ram jet engine)	- 28 -
3.15	Turboraketový motor (turbo-rocket engine)	- 29 -
3.16	Raketový motor (rocket engine).....	- 30 -
4	Využití jednotlivých koncepcí motorů.....	- 31 -
4.1	Překonané koncepce	- 31 -
4.2	Úspěšné koncepce	- 32 -
4.3	Podmínky použití jednotlivých typů motorů.....	- 38 -
5	Statistika nejrozšířenějších typů jejich popis technická data	- 41 -
5.1	Přehled současných používaných motorů	- 43 -
5.2	Nejnovější vývojové řady.....	- 47 -
5.3	Doplňující informace k současným motorům	- 49 -
7	Závěr.....	- 58 -
8	Seznam použitých zdrojů	- 59 -

1 Úvod

Cílem této bakalářské práce je přehledně rozebrat historii proudových motorů a jejich současný vývoj. Snahou bylo zpracovat veškeré možné podklady týkající se tohoto tématu a následně je zpracovat do jasné a přehledné formy.

Práce slouží k získání základních znalostí o vývoji leteckých proudových motorů a k získání obecného povědomí o tom jakou roli sehrály proudové motory v dějinách letectví.

Jsou zde vysvětleny jednotlivé vývojové koncepce a jejich využití. Dále jsou zde přehledně zpracovány nejčastěji používané motory soudobého letectví, doplněné o základní technická data, a jejich použití na konkrétních letounech.

Práce je zakončena kapitolou zabývající se možnostmi zlepšení leteckých motorů a jejich budoucím vývojem.

Všechny kapitoly jsou doplněny o obrázky a ilustrace. Které by měly vizuálně dotvořit celkový obraz o vývoji proudových motorů.

2. Historie vývoje proudových motorů

2.1 Motivy vývoje proudových motorů

Motivem pro zahájení vývoje proudových motorů bylo nalézt alternativu k tehdejším motorům pístovým a to tak, aby nové motory umožnily zejména snadnější údržbu a vykazovaly i vyšší spolehlivost a výkon. Výkon pístových motorů se u letadel z roku 1914 pohyboval okolo 75kW a v roce 1918 u těžších a konstrukčně tzv. řadových motorů dosahoval 130 až 150 kW a motor Liberty až 300kW (viz. Obr. 2.5) [1]. V uvedeném období existovaly dva základní typy pístových motorů:

- rotační hvězdicové (viz. Obr. 2.1. a 2.2)
- vodou chlazené řadové (viz. Obr. 2.3 a 2.4)



Obr. 2.1 Rotační hvězdicový motor Gnôme Monosoupape [1]



Obr. 2.2 Rotační hvězdicový motor Clerget [1]

Rotační hvězdicové motory vykazovaly ve svém období velikou výhodu, která spočívala u motorů s výkonem do 110 kW v bezproblémovém chlazení. Nemohly ale naplnit následné požadavky na nárůst výkonu, neboť rotující hmota motoru vyvolávala velký gyroskopický moment, který zhoršoval letové vlastnosti letadla



Obr. 2.3 Motor mercedes D III a [1]

Pro řadové motory byla sice charakteristická vyšší hmotnost a nutnost rozměrných chladičů, ale tyto motory umožňovaly lepší aerodynamická řešení z hlediska konstrukce letadla.



Obr. 2.4 Motor Hispano Suiza A [1]



Obr. 2.5 Motor Liberty [1]

Z hlediska vývoje leteckých motorů lze určit několik historicky výrazných mezníků, ke kterým patří období obou světových válek. Přesto, že letecké pístové motory zaznamenávaly během druhé světové války vysoký nárůst výkonů, dosáhl současně tento druh pohonu na konci druhé světové války hranice svých možností. Výkony leteckých pístových motorů se na začátku druhé světové války pohybovaly okolo 745 kW a na konci války až 2100kW, ale nárůst rychlosti letadel stejně plynulý nebyl. Nárůst rychlosti se u vrtulových strojů zastavil mezi 700-800km/h. Dvojnásobné zvýšení výkonu motoru z 745 kW na 1490 kW by zvýšilo rychlost stíhacího letadla z 550km/h na 730km/h a zvýšení výkonu o dalších 745 kW by zvýšilo rychlost letadla o přibližně jen 60km/h [1], ale následný nárůst odporu vzduchu při rychlosti nad 800km/h by byl pro pístový motor efektivně takřka nepřekonatelný.

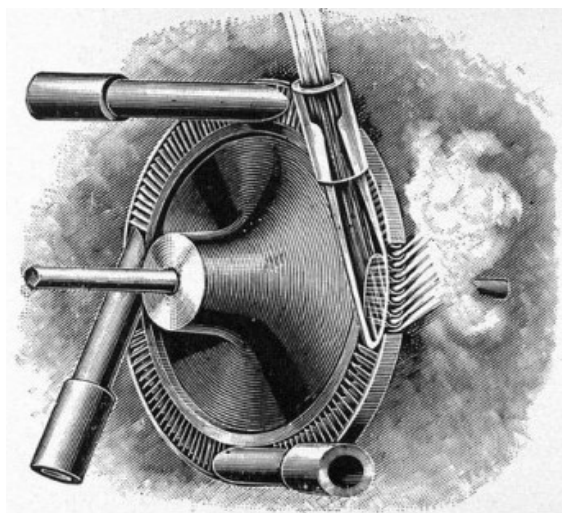
Samotné pokusy o zkonstruování proudového motoru byly započaty přibližně v období třicátých let dvacátého století, a požadavky na další růst rychlosti letadel po druhé světové válce tak zcela otevřely cestu intenzivního vývoje proudových leteckých motorů.

2.2 Počátky vývoje leteckých proudových motorů

2.2.1 Počátky vzniku reaktivních pohonů

Z historického hlediska je možné myšlenku využití reaktivního pohonu nalézt již u antických myslitelů, ale za první pokus využití reaktivního pohonu lze považovat experimentální konstrukci parovozu anglického učenice Isaaca Newtona v roce 1680. Výraznou měrou se do historie proudových turbín zapsala jména vynálezců jako např. Parsons, Rateau, Curtis a v neposlední řadě švédský vynálezce Laval. Lavalova tryska umožní zvýšit rychlost proudění a dosáhne se toho, že větší část tlakové (potenciální) energie tekutiny se přemění na kinetickou. Lavalova dýza umožní zvýšit rychlost proudu na výstupu na nadzvukovou rychlost.

Za předchůdce leteckých proudových motorů lze považovat turbíny, které jako hnací stroje pronikly do oblasti letectví, díky uplatnění jejich výhodného poměru mezi výkonem, růstem tlaku, teploty a účinností. Princip spalovací turbíny byl patrně poprvé patentován roku 1791 angličanem Johnem Barberem, ale praktické využití bylo stále příliš daleko. Roku 1902 Dr. Sanford Moss v USA uvedl do pokusného provozu první plnicí dmyhadlo pro pístový motor poháněné plynovou turbínou. První pokusnou spalovací turbínu vyrobila pařížská firma Sociétés anonymes des Turbomoteurs roku 1905, která pracovala s rovnotlakým spalováním, tj. spalovací turbína taková, jakou ji známe dnes. Uvedená turbína pracovala tehdy s účinností pouhých 3%! Zkonstruovali ji inženýři Armangeu a Lemal, jejichž znalostí firma dále využila pro konstrukci malé turbíny pro pohon torpéd. Roku 1909 postavil inženýr Holzwarth spalovací turbínu se spalováním za konstantního objemu. Pokusil se využít faktu, že výbušné spalování (tj. periodické, podobně jako u spalovacího motoru) má vyšší tepelnou účinnost než spalování rovnotlaké a jeho soustrojí mělo skutečně vyšší účinnost (cca 14%).[3].



Obr. 1.6 Schéma Lavalovy turbíny se čtyřmi lavalovými dýzami (1888) [2]

2.2.2 Počátky reaktivního pohonu v letectví

Teorii reaktivního pohonu v letectví se zabývali už od 20.let dvacátého století postupně například Goddard, který výrazně přispěl do oblasti problematiky raketových

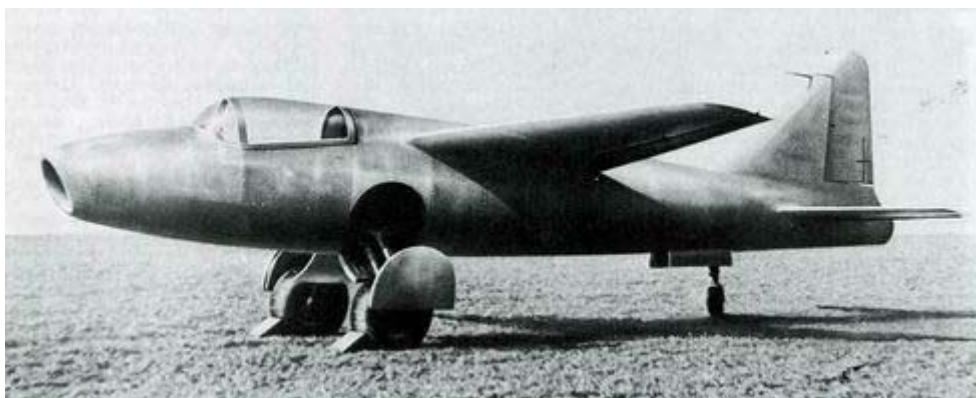
motorů, Lake, Marire, Leduc, Hayot, Marconnet, Milo, Gohlke, Larin, Harris, Halford, Whittle, von Ohain, Wagner, Jendrassik.

Roku 1930 podal patentovou přihlášku na leteckou spalovací turbínu anglický inženýr Frank Whittle, který roku 1937 úspěšně prakticky otestoval na zemi první spalovací turbínu upotřebitelnou v letectví. Princip proudových strojů, turbín a reaktivních pohonů stanul na začátku cesty do oblasti letectví a byla takto zahájena nová epocha v oblasti létání.

První turbínový motor byl tedy objeven ve 30. letech, ale na problematice proudových motorů nepracoval jenom konstruktér Frank Whittle v Británii, ale i Hans von Ohain v Německu. I přesto, že Whittle svůj motor patentoval už roku 1930, k letovým zkouškám došlo až roku 1941, kdy byl motor zamontován do trupu letounu Gloster E.28/39 (viz. Obr. 2.7) a 15. května 1941 poprvé vzlétl na základně RAF Cranwell. Operačně byl motor nasazen až roku 1944 na letadle Gloster Meteor. Oproti tomu v Německu byl vývoj rychlejší a první letadlo vybavené proudovým motorem bylo letadlo Heinkel He 178 V-1 (viz. Obr. 2.8) a vzlétlo už roku 1939. Tah motoru HeS 3B byl 4,4 kN. [5]



Obr. 2.7 Letoun Gloster E 28/39 [6]



Obr. 2.8: Letoun Heikel He 178 V-1 [7]

2.3 Urychlený vývoj v období druhé světové války

Po uzavření tzv. Versailleského míru se vývoj v Německu soustředil na vývoj nových zbraní, které by Německu pomohly při odvěti za utrpenou porážku v první světové válce a přestože výkony letouny Heinkel He-178V-1 s motorem HeS 3B nebyly na úrovni požadovaných parametrů pro stavbu bojové varianty letounu, byly výsledky testů pro německé konstruktéry velmi optimistické a motivovaly je k energické práci na rozvoji reaktivní techniky.

Ještě předtím než se válčící strany plně soustředily na problémy související s druhou světovou válkou, došlo v roce 1938, v tehdejší Německé Říši, k rozhodnutí o stavbě letounu Messerschmitt Me-262, který byl vybaven dvěma proudovými motory Jumo-004, umístěnými pod křídly (viz. Obr. 2.9 a 2.10) a již v roce 1940 byly objednány tři prototypy, které byly následně dodány v roce 1941.



Obr. 2.9 Messerschmitt Me-262 Schwalbe [9]



Obr. 2.10 Messerschmitt Me-262 Schwalbe [10]

Technologický náskok Německa v tehdejší době jednoznačně ukazoval fakt, že zatímco ostatní země disponovaly pouze motory s jednostupňovým odstředivým kompresorem a jednostupňovou osovou turbínou, mělo Německo již v této době jednohřídelové agregáty s axiálním vícestupňovým kompresorem a jednostupňovou axiální turbínou. Jednalo se o motory BMW-003 a Jumo-004, které vyráběla firma Junkers. O motoru Jumo-004 pojednává samostatná kapitola 2.4.

Významným dnem pro aplikaci proudových motorů v letectví se stal 8. červenec 1942. V tento den letoun Me-262V-3 poprvé vykonat let poháněný pouze proudovými motory a vyvinul rychlost, která pro tehdejší pístové stíhačky byla nepředstavitelná.

V Německu se pracovalo ještě na dalších projektech a to na letounu Heinkel He-162 Spatz a za zmínku též stojí odvážný projekt prvního proudového bombardéru Arado Ar-234 Blitz,

jehož prototyp vzlétnul v červnu 1943. Tento bombardér nebyl jediný. Dalšími projekty proudových bombardérů byly např.: Junkers Ju 287, Henschel Hs 132B a projekt stíhacího bombardéru Horten IX [8]

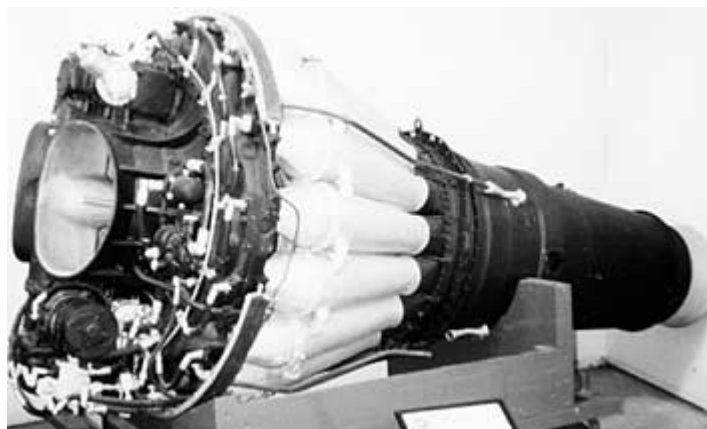
Během války v Německu vznikly projekty, které byly při nejmenším hodně zajímavé a i přesto, že řada projektů byla velmi pokrokových a překonávala tehdejší techniku spojenců, nezaostávali Britové za Německem tak výrazně jako ostatní země. Většina projektů byla Německem realizována až ke konci války a letadla, mnohdy v rozpracované fázi, se stala kořistí spojeneckých vojsk a poznatky německých konstruktérů se takto rozšířily do dalších zemí.

Britové si byli vědomi technologického náskoku Německa v oblasti proudových motorů a proto se usilovně snažili o vývoj vlastní proudové stíhačky, kterou se stal letoun Gloster Meteor (G.41A), zalétán 5. března 1943 s motory de Havilland H.1 [8]



Obr. 2.11 Gloster Meteor (G 41A) [11]

Tento letoun byl již několikátým vývojovým stupněm Glostru G.40 (E-28/39) a po několika vystřídání motorů, byla pro sériovou výrobu zvolena jako nejlepší varianta motor Rolls-Royce W.2B/23 Welland Mk.I



Obr. 2.12 Motor Havilland H.1 [11]

Dalším úspěšným prototypem Britů byl de Havilland DH-100 Vampire, zalétán 21.září 1943. Ale jeho sériová výroba byla zahájena až v dubnu 1945.

Vývoj v USA a SSSR byl zcela zanedbán, a proto i první americké proudové letadlo Bell XP-59A Airacomet bylo vyrobeno za velké pomoci Britů a vzletlo 1.října 1942. Dokonce i motor byl britský, ale jednalo se pouze o testovací letoun na kterém se USA seznamovaly s koncepcí letadla s proudovými motory. První bojeschopné americké letadlo bylo XP-80 (P-80 Lockheed Shooting Star), které bylo také vyvíjeno pro britský motor de Havilland Halford H.1B. USA na základě získaných informací a britského souhlasu začalo vyvíjet motor General Electric I. Nakonec byl použit motor General Electric I-40 (J33) a první vzlet se uskutečnil 8. ledna 1944. Hlavními postavami po celou dobu amerického výzkumu v této době byli: Clarence L. "Kelly" Johnson, William P. Ralston a Don Palmer [8]

Vývoj proudového motoru v Rusku byl zahájen až po válce a jako předloha posloužily ruským konstruktérům ukořistěné části letadel a mnohdy i celá letadla německé Luftwaffe. V Rusku existovaly konstrukční týmy, které řešily již před druhou světovou válkou problematiku proudových motorů. Konstrukční tým A. M. Ljulky v Leningradu v roce 1941 postavil první sovětský proudový motor VRD-1 a v roce 1945 vyzkoušel motor VRD-3 s osmistupňovým kompresorem a jednostupňovou turbínou. Z hlediska praktického použití a sestavení bojeschopného letadla s proudovým motorem však byla situace v Rusku velmi podobná situaci v USA.

2.4 Proudový motor Jumo-004

Vzhledem k přínosu, který měl motor Jumo-004 pro aplikaci proudových motorů v letectví, uvádí tato kapitola ve stručnosti základní charakteristiku a parametry tohoto motoru. Vývoj motoru Jumo-004 začal, nebo spíše navázal na Magdeburgské experimenty koncem 30. let v koncernu Junkers Flugzeug – und Motorenwerke AG v Dessau. Tehdejšími vedoucími vývoje byl ing. Anselm Franz, který množství již existujících komponentů, např. osmistupňový osový kompresor firmy AVA Gottingena, turbínové lopatky vyvinuté firmou AEG. Vzhledem k tomu, že vývoj motoru probíhal v období druhé světové války, byly požadavky na motor formulovány Říšským ministerstvem letectví (RLM).

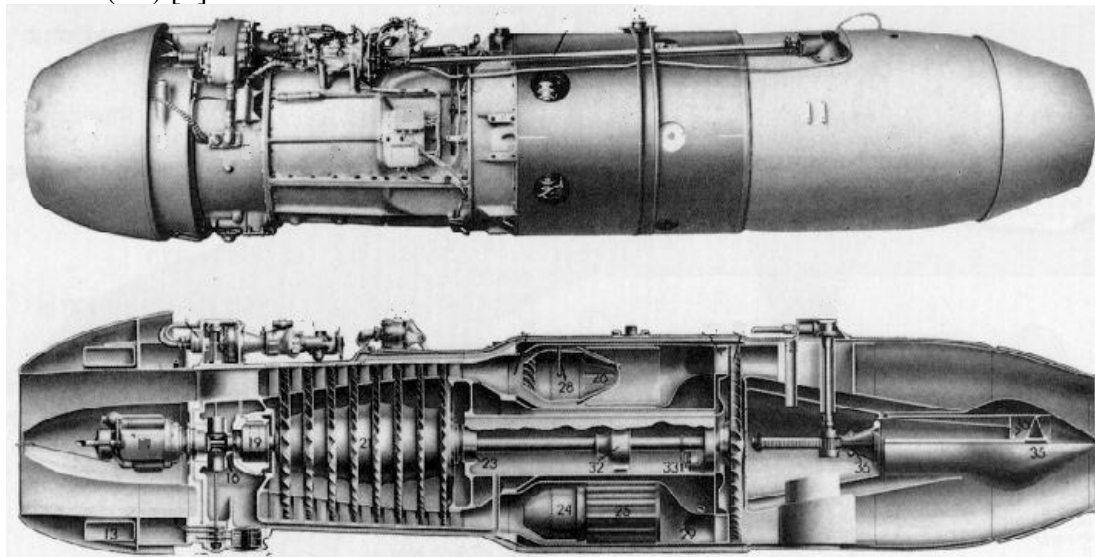
Po vyvíjení motoru Jumo T1 (zkrácené vojenské označení Jumo 004, kompletní potom Jumo 109-004) požadovalo RLM statický tah nejméně 700 kg. První vyrobený exemplář T1 se poprvé rozběhl 11. 10. 1940. V lednu 1941 dával při otáčkách 9000/min tah 430 kg [8]. Na základě zkušeností konstrukční kanceláře s vnitřní aerodynamikou a termodynamických poznatků získaných při vývoji motoru HeS 3B byl motor Jumo-004 konstrukčně zjednodušen.

Došlo ke snížení počtu stupňů kompresoru na osm a turbíny na jeden. Vzhledem k tomu, že se v prstencové spalovací komoře nedařilo udržet stabilizované hoření, byla tato komora u motoru Jumo-004 nahrazena šesticí trubicovitých komor. Statory motoru způsobovaly vibrace kompresoru. Tento problém byl vyřešen specialistou na statory Maxem Bentelem. Dále následovalo zdokonalení horké části motoru, distribuce paliva a stabilizaci plamene. S pátým exemplářem Jumo 004A se podařilo převýšit požadavky formulované RLM a v prosinci 1941 byl předveden desetihodinový chod na tahu 1000 kg (9,81 kN).

V létě 1942, na základě výborných letových výsledků, RLM objednalo osmdesátikusovou sérii jednotek Jumo 004A pro instalaci do připravovaných prototypů letadel (Me262 a Ar234). Sériové motory 004A byly dále upraveny – zvýšení životnosti bylo dosaženo za cenu mírného snížení otáček a tahu na 850 kg (8,33 kN) při otáčkách 8700/min.

V této verzi jednotka s tahem 850 kg vykazovala hmotnost 830 kg a poměr tahu ke hmotnosti byl mírně nad 1:1.

Protože jednotka Jumo 004A-0 (celým označením Jumo 109-004A-015) představovala stále jen experimentální podobu s využíváním náročných technologií i exotických materiálů (slitiny kobaltu, niklu, molybdenu v horkých částech) a pro masovou výrobu se nehodila, přistoupili konstruktéři k jejímu maximálnímu zjednodušení s tím, že RLM počítalo s životností 10-25 letových hodin (naproti tomu původní prototypové Jumo 004A mělo životnost 200 až 250 hodin provozu). Pozdější válečná praxe potvrdila, že celé bojové letadlo statisticky vyšší hodnotu životnosti nevykazuje a přišla tak řada na připravovaný velkosériový Jumo 004B (T2) [8].



Obr. 2.13 Motor Jumo-004 [12]

2.5 Vývoj proudových motorů v Československu

2.5.1 Počátky vývoje proudových motorů v Československu

Vzhledem k politickým podmínkám během období druhé světové války byl územní celek Čech a Moravy součástí Německa a někteří čeští konstruktéři se tedy pod německým dohledem podíleli na vývoji a stavbě v oblasti proudových motorů a zejména pohonné jednotky pro letoun Messerschmitt 262 (Me-262). Mezi českými konstruktéry, kteří se vývoje proudových motorů účastnili byl i ing. Svoboda. Po konci druhé světové války v květnu 1945 se velitelství opětovně samostatného vojenského letectva rozhodlo, že budou zahájeny práce, které by vedly ke stavbě vlastního proudového letounu. Celková vývojová koncepce vycházela z Me-262 a motoru Jumo-004. Výroba pohonných jednotek byla zadána leteckým opravám ČKD, ve kterých se rekonstruovaly původní německé motory Jumo 004B-1 pod českým označením M-04.

K prvnímu letu uvedeného letounu došlo 27. srpna 1946 a 3. září 1946 byl oficiálně předveden první československý tryskový letoun, který dostal označení Avia S-92. Čeští konstruktéři sice navrhli a provedli několik drobných úprav na draku a motoru letounu, ale v podstatě byl vyrobený typ letounu shodný s původním německým Me-262. První proudový stíhací letoun Avia S-92 byl československému vojenskému letectvu oficiálně předán 24. června 1948 poslední letouny typové řady Avia S-92 / CS-92 sloužily až do

okamžiku svého vyřazení v roce 1951. Přestože se letouny Avia S-92 a CS-92 nikdy nevyrobily sériově a stávající stroje byly z velké části sestavené z originálních dílů německých Me-262 pozůstalých na našem území, znamenaly pro československé letectví obrovský přínos a umožnily českým konstruktérům poznat podstatu vývoje reakčních pohonných jednotek[13].

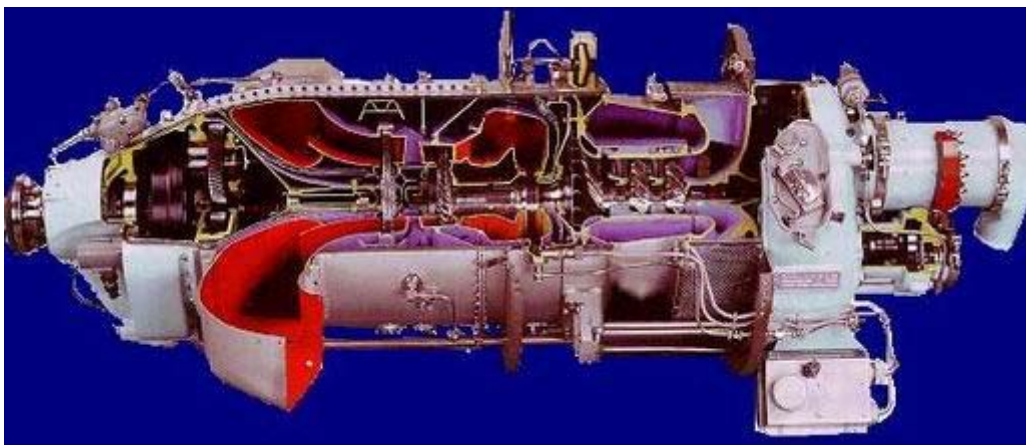


Obr. 2.14.: Avia S-92[13]

2.5.2 Vývoj českých proudových motorů

Vývoj českých proudových motorů započala v roce 1954 konstrukční skupina Ing. Rady a Ing. Pospíšila, která zahájila svoji práci na vzduchové turbíně. Na poznatky získané při tomto vývoji navázala řada studií a projektů proudových a turbovrtulových motorů. V dubnu 1955 pak byl započat projekt proudového cvičného letounu L-29 a skupina Ing. Rady měla pro tento letoun vyvinout proudový motor o tahu asi 8,33 kN a tak byly zahájeny práce na motoru označeného M-710, u kterého se předpokládalo konstrukční řešení s využitím axiálního kompresoru a šesti trubkových spalovacích komor a jednostupňové turbíny. Zástupci československého vojenského letectva v roce 1956 rozhodli, že vyvíjený motor má mít odstředivý kompresor podobné konstrukce jako motory M-05 a M-06 a prototyp takto konstruovaného motoru s označením M-701 byl vyzkoušen pozemní zkouškou v roce 1958. Dále následoval vývoj lopatkového turbovrtulového motoru vlastní koncepce pod označením M-601, který byl určen pro pohon lehkých dopravních letounů a od této koncepce se následně odvíjely motory tohoto typu. Motor M-601, respektive základní agregát motoru M-601 se rozběhl poprvé v prosinci 1964.

Motor M601 byl původně navržen pro malý dopravní letoun LET L-410 Turbolet, který je v provozu od roku 1975. Během doby byly motory postupně instalovány i do jiných typů letadel. V současné době létá 70% všech provozovaných motorů M601 v dopravních letounech, většinou používaných v běžné přepravě osob ale i přepravě pošty a nákladů. Množství těchto letounů používají armády několika států a to jak pro přepravu osob a materiálů, tak např. k výsadbám a výcviku. Další letouny jsou provozovány policií a v různých aeroklubech například jako výsadbkové nebo pozorovací [14].



Obr. 2.15 Motor M-601 [14]

2.6 Některé události v civilním letectví po druhé světové válce

První proudové motory po druhé světové válce dosahovaly užitečný tah odpovídající výkonu asi 1000 kW a jejich turbíny byly poháněny spaliny o teplotě 800°C. Výkony turbín se stabilně zvyšovaly a rostl i počet turbinových a kompresorových kol v motorech.

Britská firma Metropolitan – Vickers zavedla hned po druhé světové válce tzv. dvouproudové motory, vyznačující se vyšší účinností. Pokud se k motorům se na místě vstupu vzduchu montuje ještě ventilátor, tak se jim říká turboventilátorové motory.

Proudové motory se v současnosti vyrábějí v sériích a například firma General Electric, jich vyrobila od roku 1945 více jak padesát tisíc. Současně vzrostla životnost proudových motorů z původních několika desítek hodin na deset tisíc i více provozních hodin.

Využití proudových motorů v letecké dopravě započalo v padesátých letech novou etapu letectví. Rychlost soudobých letounů poháněných pístovými a nebo turbovrtulovými motory byla 300 respektive 550 km/h, a z tohoto pohledu nemohla konkurovat proudovým letadlům, dosahujícími rychlostí 850 km/h.

Vyvinout proudový motor vhodný pro civilní přepravu však nebylo jednoduché a výrobcům motorů se to dlouho nedařilo. Dále v tomto směru byly rozhodně motorářské firmy z Velké Británie, a proto není tak překvapivé, že prvním proudovým letadlem nasazeným v běžném civilním provozu byl DH-106 Comet britské společnosti de Havilland s motory de Havilland Ghost či Rolls-Royce Avon [15].

V roce 1946 začal americký výrobce motorů Pratt & Whitney s vývojem velkého proudového motoru s axiálním kompresorem, aby ho o dva roky později americké letectvo objednalo pro své bombardéry B-52. Civilní verze těchto motorů s označením JT3 se pak stala základem letadla Boeing 707. První studie firmy Boeing na nový stroj s proudovými či turbovrtulovými motory vycházely z úspěšného typu 367, což byla původní vojenská a tankovací verze letadla Stratocruiser. Nová technologie proudových motorů si však vyžádala i nový, modernější rám letadla, jak ostatně dokázal i projekt firmy Chase - XC-123A. Firma Chase namontovala na celokovový kluzák G-20 motory General Electric J47 převzaté z bombardérů B-47. Takovýto stroj vzlétl v dubnu 1951 jako první americké proudové letadlo, ovšem využití se pro něj nenalezlo, neboť zastaralý rám letadla zcela promarnil výhody proudových motorů [15].

Během roku 1951 vykrystalizovaly práce v projekční kanceláři Boeingu do podoby návrhu s označením 367-80, nebo též Dash 80. Jednalo se o mohutný stroj s objemným trupem, s křídly o šípu 35 stupňů a se čtyřmi motory JT3 zavěšené v samostatných gondolách na křídlech, v poměrně značné vzdálenosti od trupu letadla, což mělo některé výhody, např. nižší hluk v kabině. V dubnu 1952 se Boeing rozhodl spustit projekt 367-80 a financovat ho z vlastních zdrojů značnou částkou 16 mil. USD. Boeing letadlo vyvíjel tajně a stále pod označením 367-80, i když tento stroj již neměl s letadlem 367 téměř nic společného. Teprve v květnu 1954, kdy nové letadlo poprvé vyrolovalo z továrny v Rentonu, jej Boeing uvedl pod novým označením 707 [15]. Prototyp 367-80 poprvé vzlétl v červenci 1954. Vybaven byl čtyřmi motory Pratt&Whitney JT3P-1 s tahem po 44,5 kN, které byly zavěšeny na křídlech. První sériový Boeing 707 dostal základní označení -120 a byl velmi podobný prototypu 367-80 a jako motory byly například použity JT3C-6 (viz. Obr. 4.7) s tahem 55,6 kN, které pomohly dosáhnout cestovní rychlosti až 918 km/hod. a doletu až 4.900 km. Letadla Boeing 707 byla postupně stále zdokonalována a velmi výraznou vývojovou změnou bylo využívání výhradně dvouproudových motorů, kterými se začaly osazovat i již vyrobené stroje. Prvním turboventilátorovým motorem použitým u 707 byly motory Conway britské firmy Rolls-Royce s tahem po 78 kN. Další zdokonalení motorů vedlo ke zvýšení cestovní rychlosti verzi -320 na 977 km/hod. a doletu dosahujícímu téměř 10.000 km. Jednalo se o motory JT3D-3 s tahem 80 kN. Tyto stroje byly označovány jako 320B. Výroba komerčních 707 byla zastavena v roce 1978.

Etapa využití velkých letadel v civilní dopravě byla započata v šedesátých letech a jsou charakteristické pro požadavky na rychlé překonávání dlouhých vzdáleností. Byl to právě letoun Boeing 747, který dokázal významně snížit výrobní a provozní náklady na sedadlo (vzhledem ke své velikosti) a takto přispěl k rozvoji mezikontinentální letecké dopravy. Boeing provedl studii extra velkého letadla již v polovině šedesátých let pro účely zakázky od americké armády, ale tuto zakázku nakonec získala společnost Lockheed se strojem C-5 Galaxy. Na základě původní studie typu 707 Boeing vyvinul 747 a start vývojového programu se datuje na červenec 1966. První let 747 se uskutečnil v únoru 1969. V říjnu 1985 spustil Boeing vývoj zatím nejnovější a také nejprodávanější verze -400. Z venku připomíná 400 předchozí verzi 300, ale jedná se o značně vylepšené letadlo. Vylepšení se dočkala zejména palubní deska, dále křídla, která mají větší rozpětí zejména díky nově použitým plochám – vingletům (winglets) na jejich konci, a také motory. Kromě základního modelu -400 Boeing dodává i nákladní (viz Obr. 2.16) a kombinovanou verzi. Jednotlivé modifikace Boeingu 747 létají i v současnosti, jsou velice rozšířené a jedná se patrně o nejúspěšnější letadlo vůbec. A tom, že ještě dlouho létat budou svědčí i nový 747-800 na němž se pracuje od roku 2005 a měl by být leteckým společností dodáván od roku 2009 v nákladní verzi a 2010 v základní verzi se zatím 1 známou variantou motorů GENx-2B67. Nákladní verze bude nadále jediným letadlem umožňujícím nakládání vykládání kontejnerů přes odklápný nos letadla.

Konstruktéři také přemýšleli o letounu, který by byl schopen dosáhnout nadzvukové rychlosti a tato myšlenka stála u startu projektů, které nakonec vyústily vyrobením a odzkoušením tehdy sovětského letounu Tupolev Tu-144 (úspěšně zalétán na Silvestra 1968) (viz Obr. 2.17) a letadla francouzsko-anglické spolupráce Concorde (viz Obr. 4.5), jehož prototyp absolvoval první zálet 2. března 1969. Zakrátko prototypy Concorde překonaly hranici dvojnásobné rychlosti zvuku a absolvovaly též svůj první transatlantický let. Dostatečný tah pro dosažení nadzvukové rychlosti ($M=2$) zajišťovaly čtyři proudové motory Olympus 593 s přidavným spalováním, umístěné po dvojicích pod křídlem.

Prakticky ve shodné době vznikal v konstrukční kanceláři A. N. Tupoleva zmiňovaný supersonic typového označení Tu-144, který vzhledem koncepčně i tvarové podobě s Concorde dostal přezdívku Concorde. Tu-144 byl dolnoplošník s křídlem delta (tak jako Concorde) a na spodní straně křídla byla umístěna čtveřice proudových motorů Kuzněcov NK-144F o tahu po 196,1 kN a letoun dokázal vyvinout cestovní rychlost $M = 2,2$ ve výšce do 18 000 m a bez mezipřistání na doplnění paliva byl schopen urazit vzdálenost kolem 6500 km.



Obr. 2.16 Boeing 747 převáží raketoplán Discovery



Obr.2.17 Tu-144 [1]

3 Rozdělení druhů motoru a způsob jejich práce

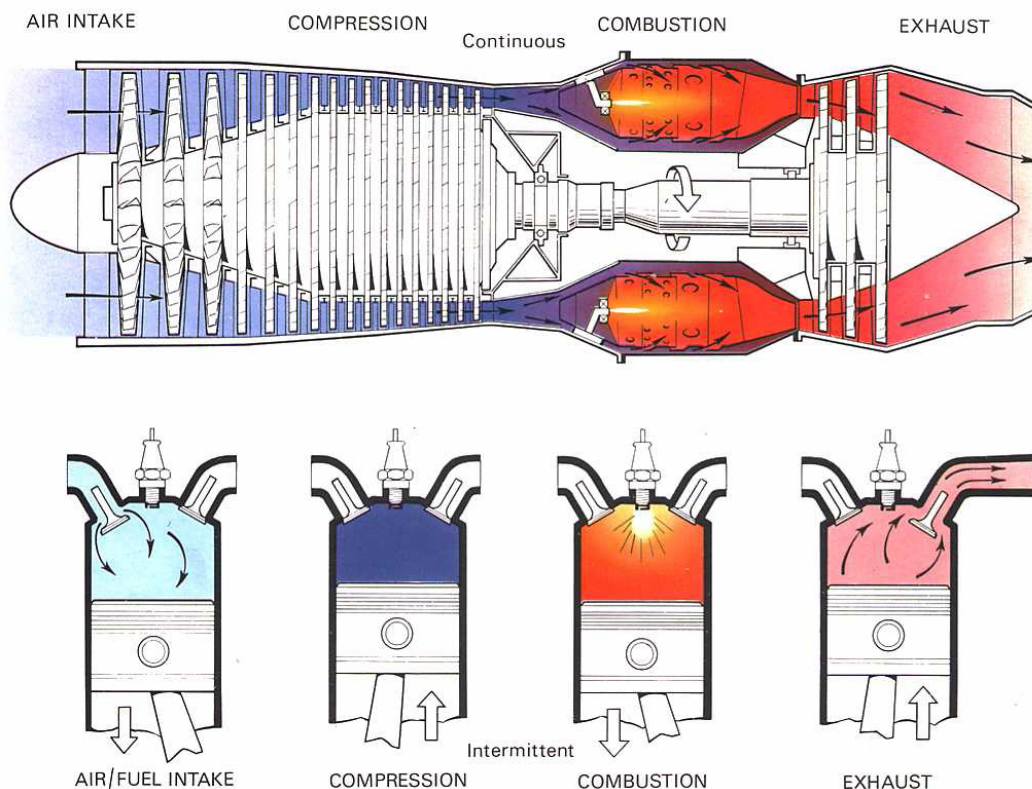
3.1 Rozdělení leteckých motorů

- Pístové motory
- Turbínové motory
 - Turbokompresorové (jednoprúdové)
 - Turbovrtulové
 - Turbohřídelové
 - Turbodmychadlové (dvouprúdové)
 - Turboventilátorové
 - Propfan
- Bezturbínové motory
 - Náporové
 - Náporové s nadzvukovým spalováním (SCRAMJET)
 - Pulsací
- Raketové motory
 - Na kapalné pohonné látky
 - Na tuhé pohonné látky
 - Hybridní
- Kombinované motory
 - Motokompresorové
 - Turbonáporové
 - Turboraketové
- Speciální motory
 - Jaderné

[17]

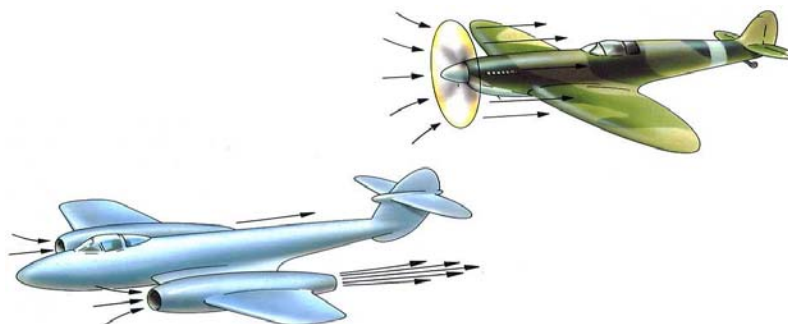
3.2 PÍSTOVÉ MOTORY (PISTON ENGINES)

Založeny na cyklickém pohybu pístu se ve válci, který mimo jiné střídavě stlačuje směs paliva se vzduchem a dále přenáší mechanickou energii, vzniklou rozpínáním této směsi. Letecké pístové motory obvykle přenášejí svůj výkon na vrtuli, která vytvoří v reakci se vzduchem potřebný tah.



Obr. 3.1 Porovnání pracovních cyklů [18]

Porovnáme-li pracovní cykly turbínového a pístového motoru, jsou v podstatě stejné. Sání (air intake), komprese (compression), spalování (combustion) a výfuk (exhaust). U pístového motoru se však cyklicky střídají, zatímco u turbokompresorového spalování i vše ostatní probíhá kontinuálně.

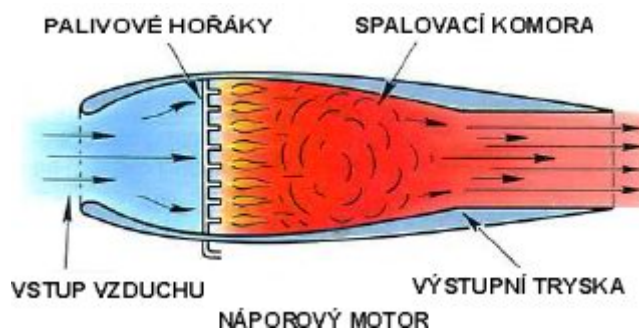


Obr. 3.2 Rozdíl mezi proudovým a pístovým motorem [18]

Obrázek poukazuje na rozdíl mezi proudovým motorem a systémem pístový motor-vrtule. Vrtule uděluje velkému množství vzduchu menší rychlost, zatímco proudový motor malému množství vzduchu velkou rychlost.

3.3 NÁPOROVÝ PROUDOVÝ MOTOR (RAMJET)

Tento motor nemá žádné pohyblivé součásti. Ke stlačení vzduchu dojde jeho náporem při vysoké vstupní rychlosti. Do vzduchu je vstřikováváno palivo a zapáleno. Horké plyny expandují tryskou ven čímž vyvozují tah. Turbína není vzhledem k absenci kompresoru zapotřebí. Tyto motory pracují efektivně až při vysokých rychlostech (řádově $M=1$ a více). Při nulové rychlosti nepracují vůbec a proto je letoun s těmito motory nutné nejprve urychlit na provozní rychlost jeho náporových motorů. Výhodou je ale vysoká účinnost při vysokých rychlostech, kdy je stlačení vzduchu opravdu vysoké. Pro nadzvukové rychlosti musí být vybaven nadzvukovým vstupem a konvergentně-divergentní tryskou

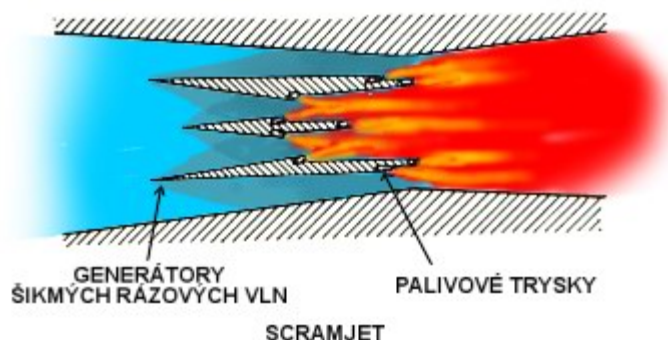


Obr. 3.3 Práce náporového motoru [17]

Základní schéma náporového motoru. Má divergentní vstup, ve kterém se kinetická energie vstupujícího vzduchu mění na tlak. Ve spalovací komoře je přidána tepelná energie, expandující spaliny pak vystupují konvergentní tryskou.

3.4 NÁPOROVÝ MOTOR S NADZVUKOVÝM SPALOVÁNÍM (SCRAMJET)

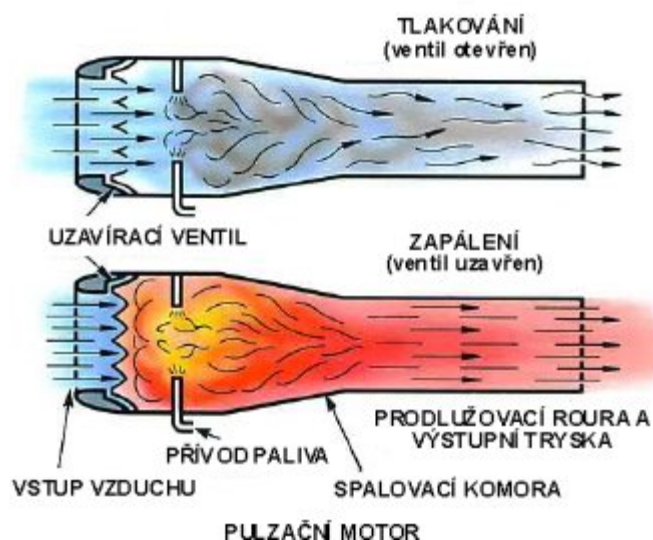
Tato kategorie je jedna z nejmladších. Motory nacházejí uplatnění v projektech vysoko a extrémně rychle létajících prostředků (cca $M=7$). Důležité u nich je, že není nutné zpomalovat proud vzduchu před spalovací komorou na podzvukovou rychlost. Při tom by došlo k jeho vysokému zahřátí: u $M=5$ je to cca 1000°C , ale při $M=7$ je teplota už 2100°C a při rychlosti letu $M=10$ dokonce až kolem 4200°C . To by bylo neúnosné jak z hlediska pevnosti materiálu, tak z hlediska chemické stability paliva. U těchto motorů je vzduch zpomalen rázovými vlnami na ostrých hranách klínů. Za rázovými vlnami je rychlost proudění ještě nadzvuková a při této rychlosti také probíhá spalování. Spaliny vystupují divergentní tryskou.



Obr. 3.4 Scramjet [17]

3.5 PULSAČNÍ MOTOR (PULSEJET)

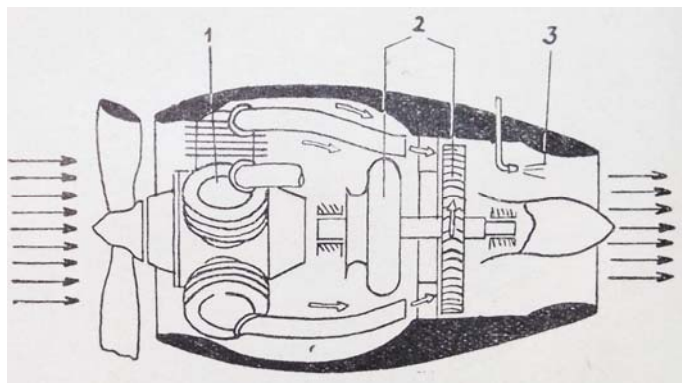
Tento motor je v podstatě úprava náporového motoru tak, že může pracovat i při nulové rychlosti. Motor pracuje ve dvou fázích, které se pravidelně střídají. Nejprve je při otevřených ventilech nasán vzduch do spalovacího prostoru, a tam je do něj vstříknuto palivo. Potom dojde k zapálení směsi a přetlakem se ventily uzavřou a plyny vystupují tryskou ven. Následný podtlak otevře ventil a cyklus se opakuje. Motory jsou startovány přetlakem na vstupu, který může zajistit kompresor nebo stlačený vzduch. Vstupní ventily mohou být řešeny několika způsoby - uzávěr na pružině, plechová membrána ve tvaru hvězdice atd. Ve spalovací komoře vzniká větší tlak než u náporových motorů, což vyžaduje robustnější konstrukci.



Obr. 3.5 Pulzační motor [17]

3.6 PÍSTOVÝ MOTOR S TURBOKOMPRESOREM (TURBOREAKTOREM)

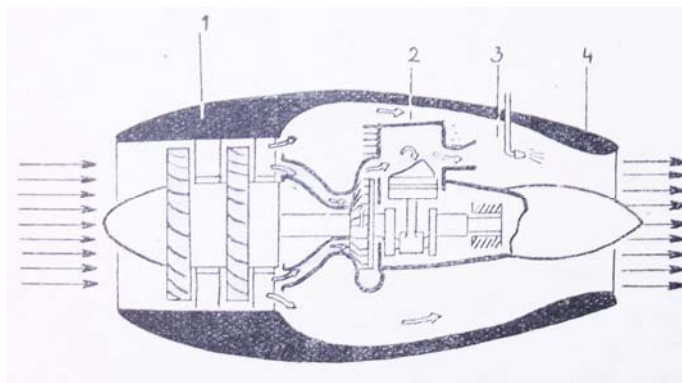
Výhoda použití reaktivního tahu při velkých rychlostech je tak velká, že se k zvětšení výkonu využívá reakce výfukových plynů i u vrtulových pístových motorů. Proto se opatřují pístové motory zvláštními reaktivními tryskami a potřebný přetlak vzduchu se získává prostřednictvím turbokompresoru. To jsou pak tzv. turboreaktory. Turboreaktory využívají tepelné energie výfukových plynů za turbokompresorovým agregátem jako reakční síly. K zvětšení reaktivního tahu za turbínou turbokompresoru se upravuje buď dodatečné spalování výfukových plynů, nebo zahřívání plynů dodatečným vstřikem paliva do výtokové trysky.



Obr. 3.6 Pístový motor s turbokompresorem [19]

3.7 MOTOKOMPRESOROVÝ MOTOR

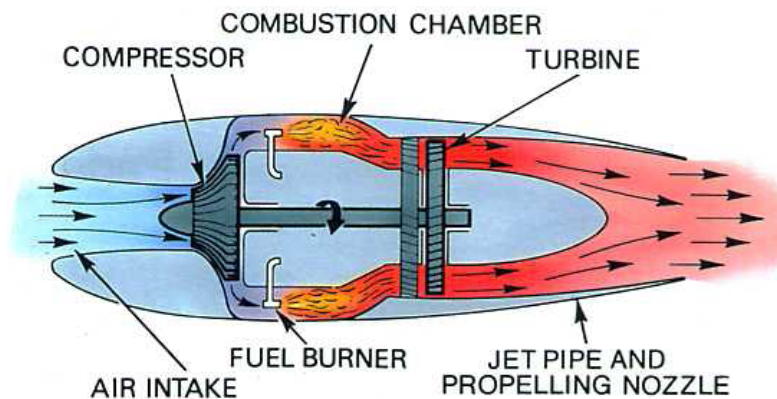
Proudový motor který má kompresor poháněný od pístového motoru, obvykle hvězdicového. V kompresoru se stlačuje vzduch, který je veden do spalovací komory, kde se vstříkuje palivo a produkty spalování vytékají výtokovou tryskou do vnější atmosféry. Výtoková rychlost plynů může být regulována pomocí výtokové jehly, pokud je jí motor vybaven, a tím se zároveň reguluje tah. Pokud je motor vestavěn za kompresorem, využije se tepla z výfukových plynů a tepla získaného chlazením motoru k zvýšení teploty plynů postupujících do výtokové trysky.



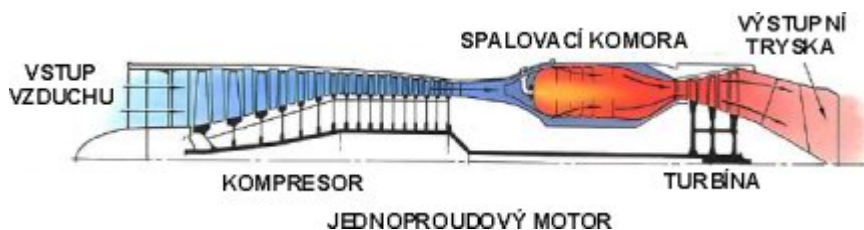
Obr. 3.7 motokompresorový motor [19]

3.8 TURBOKOMPRESOROVÝ MOTOR (TURBOJET)

Turbokompresorový motor je nejjednodušší turbínový motor. Zjednodušeně řečeno se skládá pouze z generátoru plynu a vhodné trysky. Vzduch je nasáván vstupním ústrojím, kompresorem je stlačen, ve spalovací komoře je mu dodána tepelná energie. Proudící plyn předává část své energie turbíně, pohánějící kompresor. Plyny jsou pak vedeny do výstupní trysky, za kterou rychle vystupující plyny z motoru vyvozují vlastní tah. Nadzvukové letouny mají motory s přídavným spalováním.



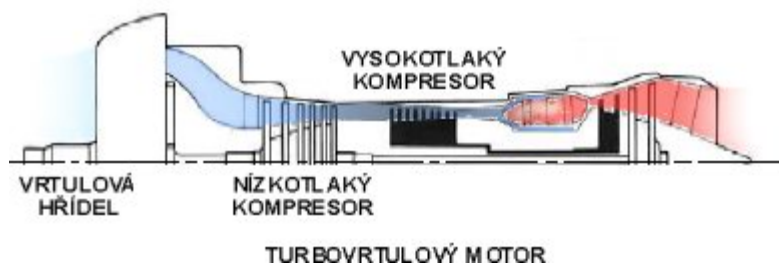
Obr. 3.8 turbokompresorový motor s radiálním kompresorem [17]



Obr. 3.9 turbokompresorový motor s axiálním kompresorem [17]

3.9 TURBOVRTULOVÝ (TURBOPROP)

Tento proudový motor funguje tak, že velká část výkonu proudové části je odvedena z hřídele pro turbínu – kompresor přes reduktor na vrtuli. Jiná možnost je, že vrtule má vlastní turbínu nezávislou na turbíně kompresoru. Je snaha o to, aby turbíny využily veškerou energii spalin, protože tah není vyvoláván proudem horkého plynu, ale vzduchem urychleným vrtulí. Tlak za turbínou tak klesá až na hodnotu tlaku atmosférického.



Obr. 3.10 Turbovtulový motor [17]

3.10 TURBOHŘÍDELOVÝ MOTOR (TURBOSHAF)T)

Obdoba turbovtulového motoru s tím rozdílem, že k němu není napojena vrtule přímo ale přes převodovku (reduktor otáček) vystupuje hřídel, na kterou se napojí hnací ústrojí - rotory vrtulníků. Turbohřídelové motory se objevily v době počátku rozvoje moderních vrtulníků - koncem 50. let.



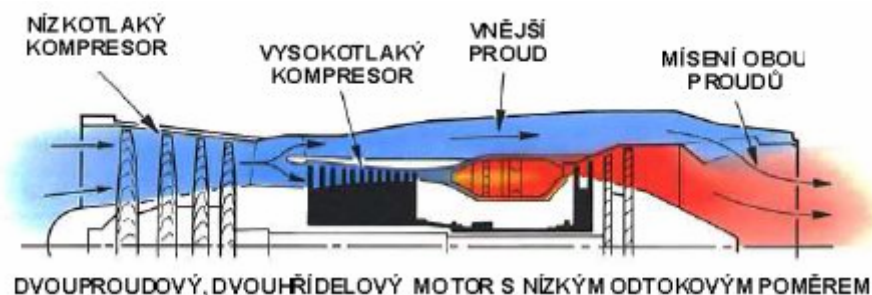
Obr. 3.11 Turbohřídelový motor [17]

3.11 TURBODMYCHADLOVÝ MOTOR (LOW BY-PASS TURBOFAN)

Tento motor kombinuje ekonomičnost provozu turbovtulových motorů při nízkých rychlostech s efektivností provozu turbokompresorových motorů při vyšších rychlostech.

Z proudu vzduchu, který prošel nízkotlakým kompresorem se oddělí vnější proud a jen část vzduchu pokračuje přes vysokotlaký kompresor do spalovací komory a na turbínu vysokotlakého kompresoru, která je na samostatné hřídeli s vysokotlakým kompresorem. Za ní je umístěna druhá turbína, využívající část zbývající energie plynu k pohonu nízkotlakého kompresoru. Potom se proudy ve výstupní trysce opět spojí, přičemž je vnější proud ve výstupní trysce urychlen, čímž je vyvozen tah. V mnoha případech tam ještě bývá umístěno přidavné spalování.

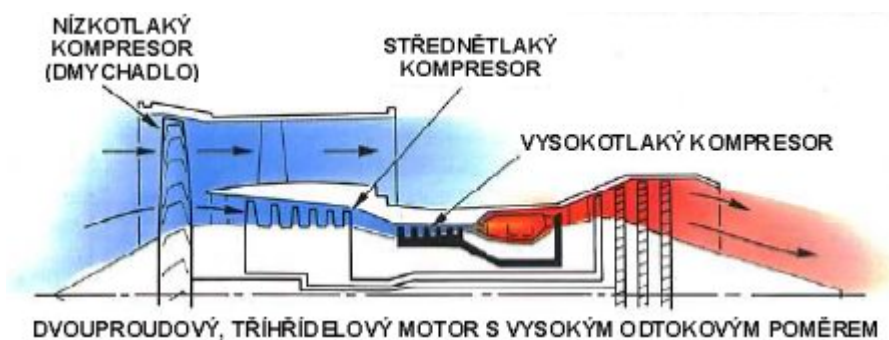
V souvislosti s dvouproudovými motory se objevil nový parametr a to obtokový poměr. Ten udává poměr mezi průtokem vzduchu vnějším a vnitřním proudem.



Obr. 3.12 Dvouproudový motor s nízkým obtokovým poměrem [17]

3.12 TURBOVENTILÁTOROVÝ MOTOR (HIGH BY-PASS TURBOFAN)

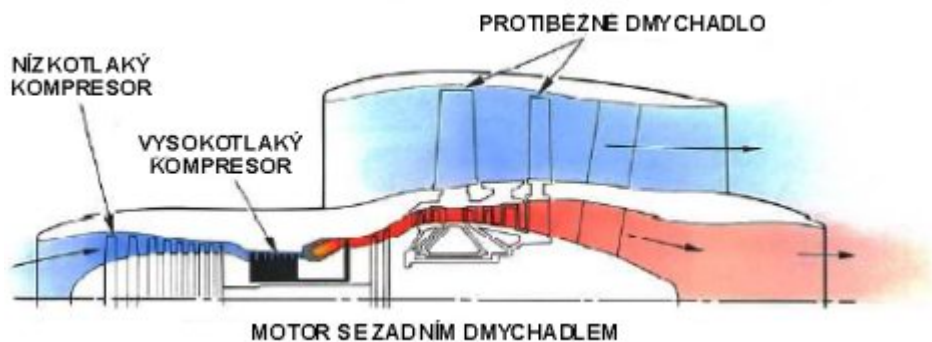
Jádro motoru je pro efektivnější činnost vybaveno dvěma hřídeli, třetí hřídel spojuje dmychadlo s nízkotlakou turbínou. Vnější a vnitřní proud se před výstupem nemísí, obtokový poměr dosahuje běžně hodnot 3 a více.



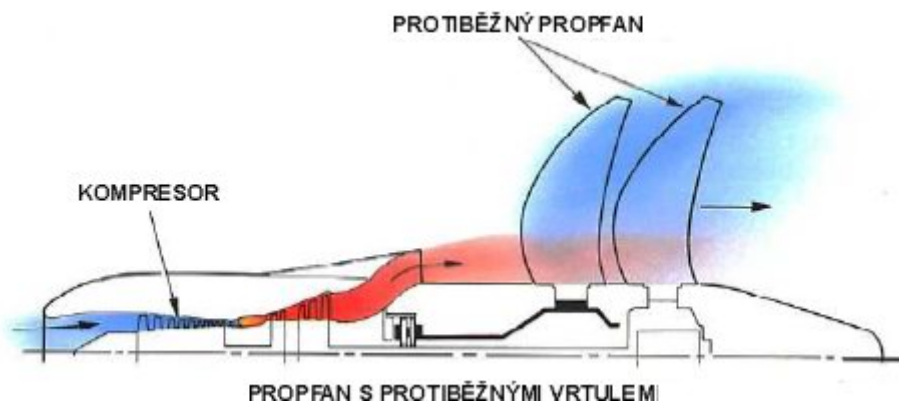
Obr. 3.13 Turboventilátorový motor s vysokým obtokovým poměrem [17]

3.13 PROPFAN (PROP-FAN)

Propfan se označuje skupina motorů se dvěma protiběžnými dmychadly. Tato koncepce je někde mezi turboventilátorovým a turbovrtulovým motorem. V některých ohledech je daleko efektivnější, protože účinnost pro nízké rychlosti je podobná jako u turbovrtulových motorů a při vyšších rychlostech téměř dosahuje parametrů turboventilátorů. Díky tomu se propfany v některých případech mohou stát ideální náhradou starších turbodmychadlových a turbovrtulových motorů u civilních a transportních letounů. Propfany mají nezvykle široké listy. Jsou poháněny jednou turbínou, obě vrtule se díky reverzoru točí proti sobě.



Obr. 3.14 Propfan se zadním dmychadlem [17]

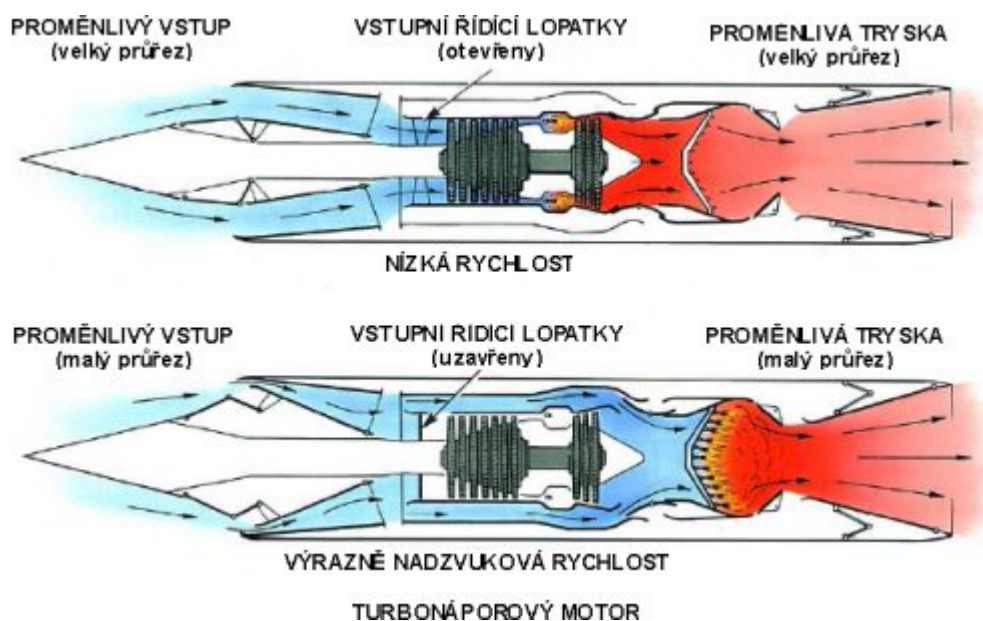


Obr. 3.15 Propfan s nezaplášťovaným zadním dmychadlem [17]

Zatím nerozšířená koncepce s protiběžným dmychadlem. V tomto případě je přímo bez hřídele spojeno s turbínovými rotory. Není to už typický dvouproudový motor. Motor s takto řešeným protiběžným dmychadlem je až do rychlosti 800 km/h o 5-10% efektivnější než turbodmychadlové motory s vysokým obtokovým poměrem

3.14 TURBONÁPOROVÝ MOTOR (TURBO/RAM JET ENGINE)

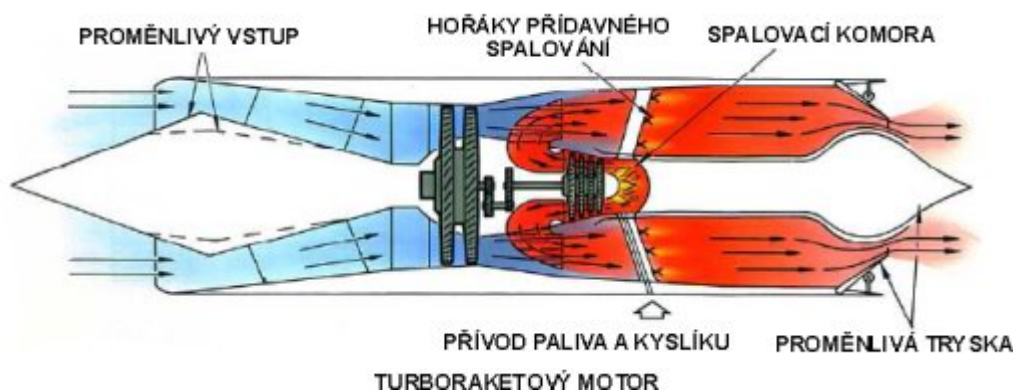
Tento motor kombinuje výhody účinnosti proudových motorů při „nižších“ rychlostech do rychlosti Mach 3 a účinnosti motorů náporových při vysokých nadzvukových rychlostech. A tak i funguje. Při nízké rychlosti vzduch prochází vnitřní větví přes turbínu a kompresor. Vstup a výstup je otevřen na velký průřez. Po překročení rychlosti Mach 3 se uzavře vstup do kompresoru a otevře se vnější cesta kolem jádra motoru. Palivo se začne spalovat v komoře přídavného spalování. Pro takový režim letu jsou zúženy průřezy vstupu a výstupu.



Obr. 3.16 Turbonáporový motor [17]

3.15 TURBORAKETOVÝ MOTOR (TURBO-ROCKET ENGINE)

Na celkovém tahu se zde podílí především kompresor, stlačující vzduch, který pak expanduje v trysce. Kompresor je poháněn turbínou, která je roztáčena rozpínajícími se spalinami po hoření paliva s okysličovadlem. K dodatečnému zvýšení tahu je před trysku umístěna komora přidavného spalování. Kombinuje výhody proudových a raketových motorů,



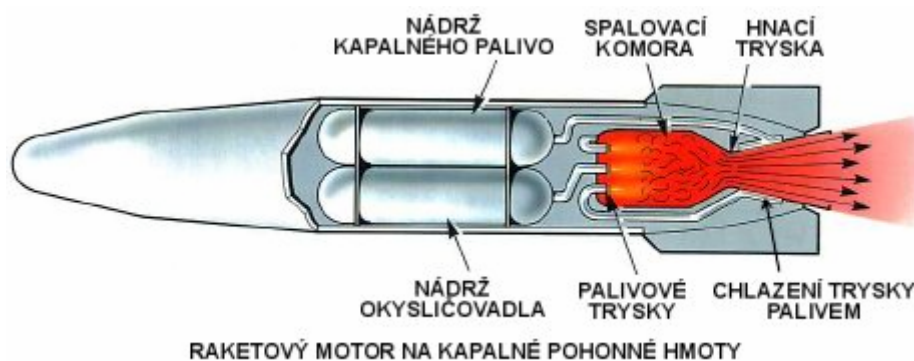
Obr. 3.17 Turboraketový motor [17]

3.16 RAKETOVÝ MOTOR (ROCKET ENGINE)

Motory nezávislé na atmosféře, ke své činnosti nepotřebují vzdušný kyslík. Dělí se na dva druhy:

Raketové motory na pevná paliva, které jsou velice jednoduché a pracují tak, že odhořívá tuhá náplň ze zásobníku paliva. Jejich výkon nelze regulovat ani zastavit. Pracují řádově sekundy.

Raketové motory na kapalné pohonné hmoty, které mají dvě nádrže, na palivo a na okysličovadlo. Jsou větší, složitější a nákladnější. Pro svou činnost vyžadují výkonná čerpadla a okysličovadla. Výkon je regulovatelný a po delší dobu.



Obr. 3.18 Raketový motor [17]

4 Využití jednotlivých koncepcí motorů

Některé z výše uvedených typů mají masové použití, jiné byly pouze průkopníky ve své době a jsou již překonány.

4.1 Překonané koncepce

Pístový motor s turbokompresorem

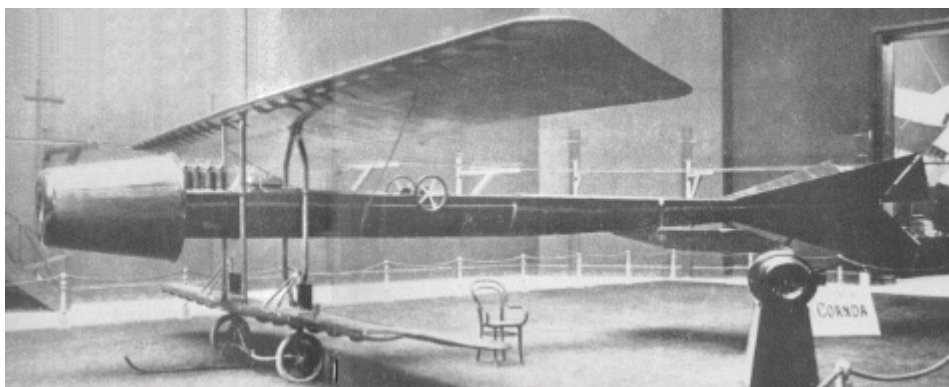
Mezi takové koncepce které již byly překonány patří pístový motor s turbokompresorem. Jeho výhodou bylo zvýšení maximální rychlosti a tahu oproti klasickému systému pístové motor-vrtule. Tak také vznikl, pro vylepšení výkonů stávajících vrtulových stíhacích letounů. V období po II. Světové válce se pro další vývoj ukázala tato cesta jako málo efektivní a málo výkonná.



Obr. 4.1 Mikojan-Gurjevič I-250(N), typ byl neoficiálně označován i jako MiG-11 [20]

Motokompresorový motor

Podobný osud měl i motokompresorový motor který nepotřeboval vrtuli ale pohon kompresoru pístovým motorem se později neprosadil.



Obr. 4.2 Coanda -1910 první tryskově poháněné letadlo vůbec [21]

Pulsní motory

Měly velice známé využití k pohonu německé válečné střely V1. Díky velkým rázům však bylo nevhodné jejich použití pro lidmi pilotovaná letadla. Dalšími nevýhodami jsou hlučnost, nízká účinnost plynoucí z nízkého kompresního poměru, rychlé opotřebávání vstupních ventilů. Výhodou je jednoduchá konstrukce. V dnešní době se používají u většiny modelů letadel.



Obr. 4.3 Německá střela V1 (vlevo jako pilotovaná verze) [22]

4.2 Úspěšné koncepce

Náporové motory

Mají velice jednoduchou konstrukci. Další výhodou je že neobsahují pohyblivé části. Zatímco některá uplatnění se neprosadila, jako například pohon vrtule malými náporovými motory na koncích, některá uplatnění jsou velice efektivní, kvůli vysoké účinnosti při nadzvukových rychlostech. Letoun X-43 má motor který není osově souměrný, tryska je z jedné strany tvořená šikmou spodní částí trupu. Vývoj scramjetu začal v Langleyově výzkumném centru NASA v polovině 60. let. Rusové také vyvíjí scramjety, příkladem je osově souměrný motor GPVRD pro řízené střely o rychlosti přes $M=6$. Řízené střely jsou zařízení, pro která je scramjet velice dobře využitelný. Velkou nevýhodou je že motory dokáží efektivně pracovat až od vysokých rychlostí Mach 3, nebo alespoň 2. Přitom motor nedokáže získat tah na místě, nedokáže sám odstartovat a musí této rychlosti dosáhnout pomocí jiného zařízení. Např. to může být pomocnou raketou (X-43), popřípadě by mohl být uzpůsoben k hybridní práci s některým jiným systémem pohonu.



Obr. 4.4 S tímto scramjetem překonalo letadlo X-43 rychlost 10 000 Km/h [23] [23] [24]

Turbokompresorové motory.

Poprvé se objevily ve 30. letech s radiálním kompresorem, ale díky většímu množství vzduchu, který je schopný při stejné ploše nasávat axiální kompresor, začal se používat ten. Hned po válce nastal jejich velký rozmach. Dnes jsou již na ústupu. Tyto jednoproudové letouny jsou používány pro vojenská nadzvuková letadla a velké výšky. Dobrá účinnost při rychlosti cca Mach 2 a jejich jednodušší konstrukce jsou výhodami. Nevýhodou je vysoká hlučnost a nízká účinnost při práci v podzvukových rychlostech



Obr. 4.5 Concorde se 4 motory Rolls Royce/SNECMA Olympus 593 MK610 turbojet [25] [26]
[27]

Turbovrtulové motory

Jednoproudové motory mají vysokou účinnost při vyšších rychlostech letu. Při nižších nepracují efektivně a to je důvod proč pro pomalejší letouny vznikly motory turbovrtulové. Horní hranice, kdy jsou ještě vrtulové motory využitelné je cca 800-900 km/h. Efektivnost už ale začíná klesat od rychlosti zhruba 550 km/h, při které začíná být rychlost proudění vzduchu přes vrtulové listy příliš vysoká. Při dosažení rychlosti zvuku na špičkách listů vrtule vzniká rázová vlna, turbulence a klesá účinnost. TV motory se rozšířily v první polovině 50. let a to nejdříve na transportních a bombardovacích letounech. Během následujících desetiletí se ale široce rozšířily i do oblasti lehkých civilních letounů. Stále jsou a budou nejlepší pro řadu dnešních a budoucích letounů, u kterých není prioritou vysoká rychlost, ale ekonomičnost provozu.



Obr. 4.6 Antonov AN-70 [28] a TU-95 BEAR [29]

Antonov AN-70

Základní pohonnou jednotkou jsou turbovrtulové motory ZMKB Progress/Ivčenko D-27, každý o výkonu 10 290 kW. Motory mají vlastní palubní monitorovací systém, který sleduje a vyhodnocuje kolem tří set důležitých parametrů. Výkon je přenášen na čtveřici dvojitéch protiběžných vrtulí SV-27. Ty jsou zajímavé tím, že zatímco v prvním věnci je kompozitních vrtulových listů osm, zadní je tvořen pouze šesti. Tento motor také může být považován za propfan.

TU-95 BEAR

Strategický bombardér dlouhého doletu se 4 páry turbovrtulových motorů a protiběžnými vrtulemi dosahoval rychlosti 850km/h a mohl nést vodíkovou pumu. První verze jsou v provozu od 50. let.

Turbodmychadlový dvouproudový motor

Má podobně jako jednoproudý turbokompresorový motor aerodynamický tvar a oproti němu jen mírně zvětšený průměr, podstatně menší než turboventilátorové motory. Je schopný létat nad rychlostí zvuku s minimálními ztrátami tahu ve vyšších rychlostech a výškách. Je efektivnější v podzvukových rychlostech než turbokompresorové motory, ale ne tak jako turboventilátorové motory. V podzvukových rychlostech jsou také hlučnější.



Obr. 4.7 Jedna z prvních verzí Boingu 707-121 měla dvouproudové motory JT3C-6

Turboventilátorový motor

Dnes je to nejrozšířeněji využívaná koncepce v letecké dopravě. V zásadě je to turbodmychadlový motor s přidaným kolem ventilátoru a vysokým obtokovým poměrem. Patenty podané Whittlem v roce 1936 na „fan“, tedy ventilátor, a v r. 1940 „the high-by-pass ratio aft fan“, tedy zadní ventilátor s vysokým obtokovým poměrem vlastně ještě před válkou zůstaly nepovšimnuty a vývoj se ubíral cestou vývoje jednoproudového motoru. Tato koncepce byla znovu objevena až kolem roku 1960. Motor je tišší díky nižší celkové výstupní rychlosti plynů, dané vysokým obtokovým poměrem, protože velké množství pomalejších plynů a malé množství urychlených plynů se za horkou i studenou větví opět spojí. Tímto způsobem je zvýšen tah a snížena specifická spotřeba. Má podstatně větší průměr, obsahuje větší lopatky, je těžší a má větší odpor. Umístěn je mimo křídlo, např. na gondolách pod ním, aby nesnižoval jeho účinnou plochu (viz Obr. 4.8). Vhodný jen pro podzvukové rychlosti. Ekonomika provozu však vyvažuje tyto nevýhody.



Obr. 4.8 Airbus A340-600

Propfany

V poslední době se pro podzvukové letadla intenzivně vyvíjejí motory nového typu – turbínové s ventilátorovou vrtulí (propfan). Je to nový druh pohonu letadel, kterým se připisuje velká budoucnost. Jde o motor, který kombinuje vlastnosti turbovrtulového pohonu a dmychadlového motoru. Má vyšší účinnost, lepší hospodaření s pohonnými hmotami. Mají být schopné snížit budoucím dopravním letadlům spotřebu leteckých pohonných hmot až o 60%. Přičemž by jim měly zajistit dostatek výkonu k dosažení cestovních rychlostí Machovými čísly $M = 0,7 - 0,8$.



Obr. 4.9 Takto by mohl vypadat letoun společnosti EasyJet pro kratší tratě v roce 2015



Obr. 4.10 Motor G36 UDF testovaný na MD-80

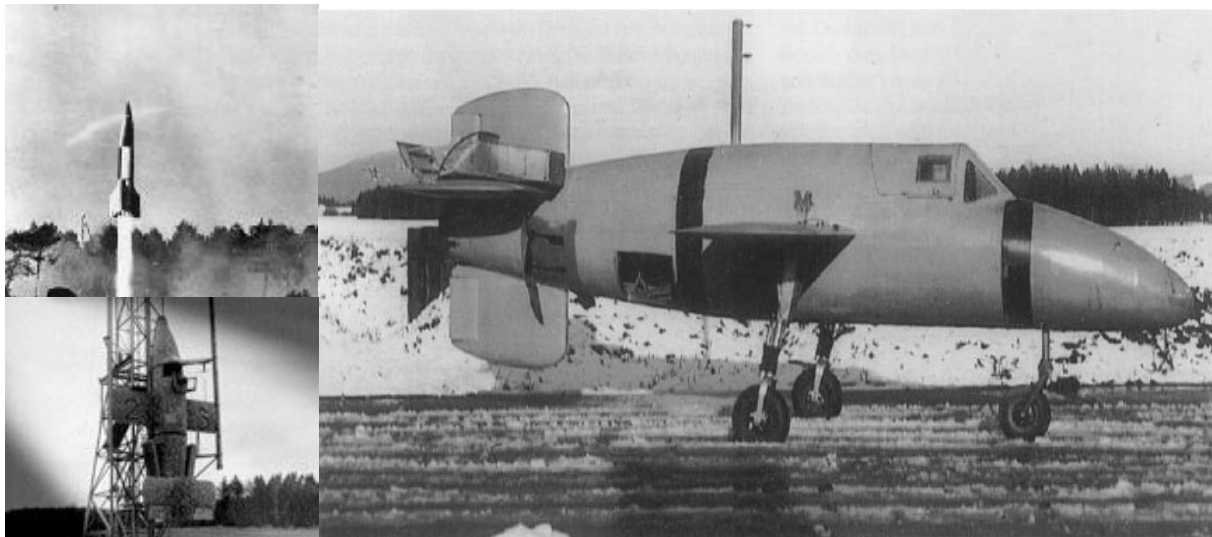


Obr. 4.11 KUZNETSOV NK-93 [30]

Motor který je též řazen k propfanům je NK 93. Lopatky rotoru jsou nastavitelné. Je to velice ekonomický motor s nízkou specifickou spotřebou paliva. Tento motor bude mít verzi NK 94, která bude namontována na TU 330 a bude poháněna kryogenním, tedy vysoce podchlazeným palivem –LNG i kerosinem. V Rusku se úspěšně experimentuje s kryogenními palivy již řadu let.

Raketový motor

Je používán ať již ve vojenském, nebo kosmickém sektoru. Výkon je nezávislý na atmosféře i výšce nad zemí. Je nedílnou součástí kosmických programů v minulém i tomto století. Z jeho pomoci již člověk dosáhl měsíce, vyslal sondy k planetám sluneční soustavy i dál do vesmíru. K významnějšímu využití v letectví došlo během 2. světové války. Ať již jako pohonná jednotka letounů, či v pomocných startovacích raketách i jako hnací síla německých raket V2, dílo konstrukčního týmu Von Brauna, který po válce pokračoval ve vývoji raketového programu v USA.



Obr. 4.12 raketa V2 a stíhačka Bachem před startem a po přistání [31]

Bachem Ba-349A Natter

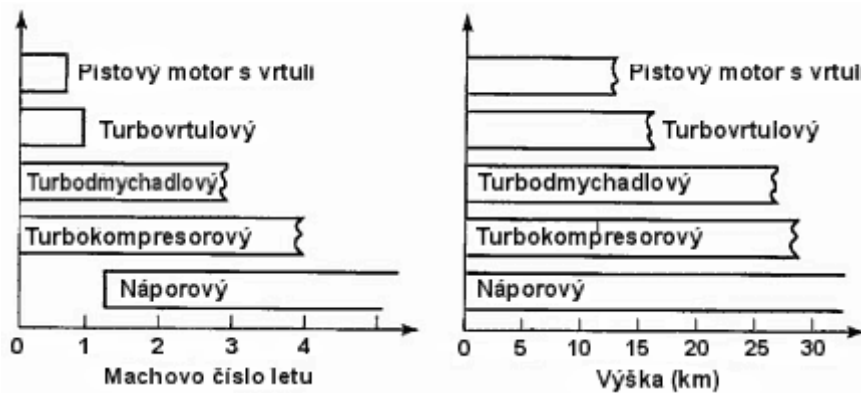
Obranná stíhačka proti spojeneckým náletům. Měl být schopen dosáhnout výšky 11400m během minuty. Pohon raketovým motorem Walter HWK-509 A 4 prachovými startovacími raketami o celkovém tahu 44000N po dobu 6 sekund.



Obr. 4.13 Raketoplán-současné využití raketových motorů

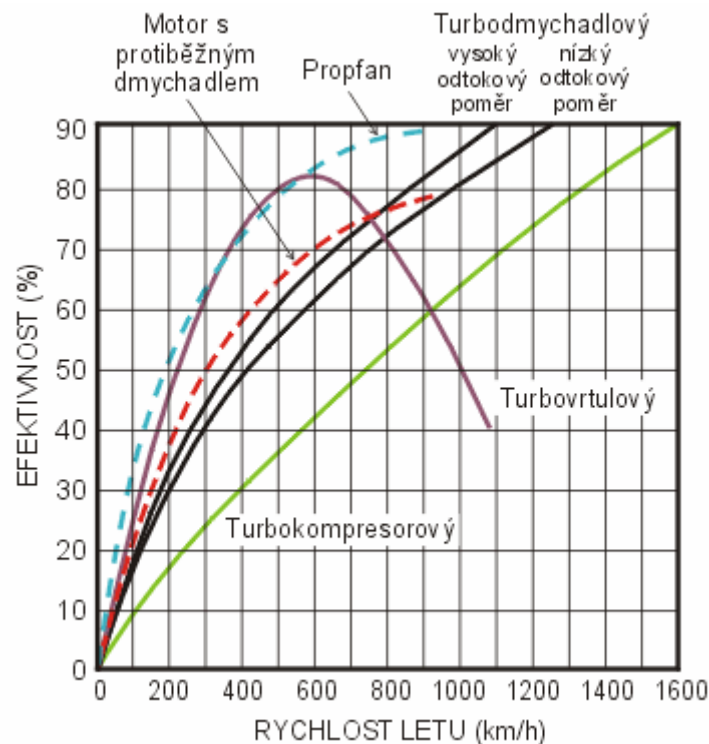
4.3 Podmínky použití jednotlivých typů motorů

Rozsah použití je v hlavní míře závislý na rychlosti i na výšce, ve které je motor použit. Schématicky je to znázorněno na obrázku.



Obr. 4.14 závislost použití motorů na výšce a rychlosti [32]

Zajímavé je že rozložení využitelnosti hlavních druhů motorů je na obou obrázcích téměř shodné. Navíc náporové motory mohou pracovat i pod rychlostí zvuku, i když to z obrázku nevyplývá. Motory pracující jen v nízkých výškách jsou dosahují jen nízkých rychlostí a naopak.



Obr. 4.15 Graf účinnosti hlavních druhů motorů v závislosti na rychlosti letu [32]

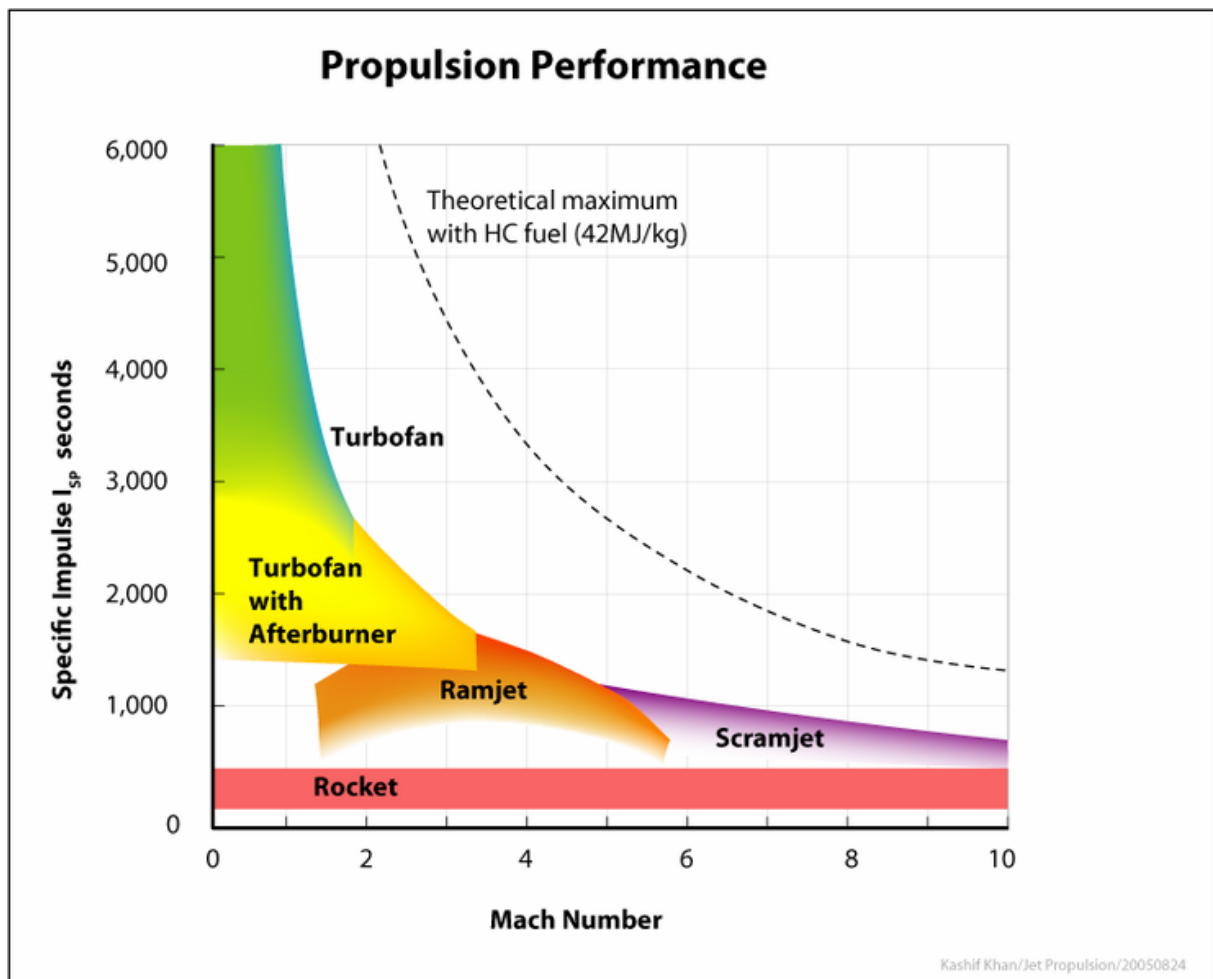
- Z grafu vyplývá, že pro nejnižší rychlosti dosahují nejvyšších účinností turbovrtulové motory a s téměř identickou účinností i propfany a to do rychlosti cca 600 km/h. U

Propanů se však účinnost nadále zvyšuje a to až do rychlosti cca 900km/h, kde je jejich účinnost nejvyšší.

- Motory s protiběžným dmychadlem se svou efektivností leží mezi turbodmychadly a propfany.
- Pro vyšší rychlosti jsou jednoznačně nejlepší turbodmychadlové motory s vysokým obtokovým poměrem (turboventilátorové), následovány turbodmychadlovými motory s nízkým obtokovým poměrem, s křivkou účinnosti posunutou na stranu vyšší rychlosti.
- U turbokompresorového motoru se dosahuje vysokých účinností až daleko za rychlostí zvuku, která je limitní pro v současnosti používaná dopravní letadla.

X110X

Dalším způsobem jak vyjádřit účinnost pohonné jednotky je měrný impuls (Specific Impulse).



Obr. 4.16 Graf závislosti měrného impulsu (Specific Impulse) na rychlosti letu -(mach number) Mach [33]

Specifický, neboli měrný impuls (Specific Impulse) vyneseny na ose y udává účinnost pohonné látky v konkrétním motoru. Obrázek je převzat a ponechán v původních jednotkách. Libra tahu v čitateli a libra hmotnosti paliva ve jmenovateli se vykrátí a výsledek je doba v sekundách po kterou motor pracuje na jednotku paliva lb (1 lb = 0.454 kg). V jednotkách SI

by to byl vyvíjený tah $F[N]$ na jednotku spotřeby pohonných látek $[kg/s]$. Výsledná jednotka je tedy $[Ns/kg]$.

Je zřejmé, že nejvyšší měrný impuls a zároveň tedy i účinnost mají z hodnocených typů turboventilátorové motory (zeleně), po nich turboventilátorové motory s přídavným spalováním (žlutě), náporové motory (oranžově) a náporové motory s nadzvukovým spalováním (fialově). Ve stejném pořadí jsou i pásma rychlostí ve kterých mohou motory pracovat. Raketové motory (červeně) logicky i podle grafu vykazují nezávislost měrného impulsu na rychlosti letu.

5 Statistika nejrozšířenějších typů jejich popis technická data

V současnosti jsou nejpoužívanějším typem motorů takzvané turboventilátorové motory (TurboFan). Téměř každé, dnes vyrobené letadlo, je osazeno některou z modifikací tohoto motoru. Zejména kvůli ekonomičtějším provozu a lepší výkonnosti v cestovním režimu při subsonických rychlostech oproti klasickým turbokompresorovým motorům. Dalším typem motorů používaných zejména v letadlech určených pro regionální dopravu, jsou takzvané turbopropové motory (turboprop), z důvodu ekonomičtějšího provozu na takto krátkých vzdálenostech.

Turbofan

Firmy Rolls Royce, General Electric a Pratt and Whitney dominují současnému trhu s turboventilátorovými motory. Jejich nejnovější 3-hřídelové, širokotvaré motory (wide-body turbofan) jsou montovány do nejnovějších modelových řad jako je Boeng 787, Airbus 380. Vývoj těchto motorů sahá až do roku 1980, kdy byly vyzkoušeny první motory této koncepce firmou Rolls Royce.

Slovník pojmů použitých k porovnání motorů

Obtokový poměr (Bypass Ratio)-BR

U dvouproudových motorů určuje poměr mezi průtokem vzduchu vnějším (kolem jádra) a vnitřním proudem (jádrem). Větší obtokový poměr mají motory dopravních letadel, řádově 3 až 7, motory bojových letadel mívají obtokový poměr menší, přibližně od 0.3 do 0.8. U motorů s vysokým obtokovým poměrem je většina tahu vyvozena vnějším proudem vzduchu a to i při jeho relativně nízkém urychlení. Nízká přidaná rychlost znamená i podstatně nižší množství potřebné dodané energie (z paliva). Tyto motory jsou pak podstatně ekonomičtější, než by byly motory podobného výkonu s nízkým obtokovým poměrem.

Průtok vzduchu motorem (airflow)

Určuje množství vzduchu, protékajícího motorem za jednotku času. V jednotkách systému SI je to kg/s. Anglosaský systém hodnoty udává v librách, tedy lbs/s. Typické hodnoty pro motory moderních stíhacích letounů jsou kolem 100kg/s, hodnoty pro velké motory dopravních letadel přesahují 500kg/s.

Celkové stlačení za vysokotlakým kompresorem (Overall Pressure Ratio)-OPR

Tento parametr udává stlačení vzduchu za vysokotlakým kompresorem (před spalovací komorou). V ranných dobách existence proudových motorů dosahovalo stlačení hodnot kolem 8, dnes je tato hodnota v rozmezí 20-40. Z teorie vytváření tahu vyplývá, že stlačení plynu před spálením dodá plynu tlakovou energii a je podmínkou pro následné vyvození tahu. Z grafu termodynamického děje v motoru je zřejmé, že dosažením vyššího stlačení roste i energie plynu a po spálení a výstupu plynu tryskou je vyvozen vyšší tah. Cílem konstruktérů je jít se stlačením dál přes hodnotu 40, 50, třeba i 60.

Tah motoru (Thrust)

Udává sílu proudového motoru, používané jednotky jsou:

- **kN** - kilonewton, mezinárodní jednotka síly. $1 \text{ kN} = 101.971 \text{ kgs} = 101.971 \text{ kp} = 224.809 \text{ lb}$.

- **kgs** - kilogram síly, používáno ve východních pramenech. Alternativně se lze často setkat s jednotkou **kg**. Kilogram je však jednotkou hmotnosti a jeho používání není úplně správné.
- **kp** - u nás používaná a dnes už trochu zastaralá jednotka. Výhoda je však v tom, že jde o mezinárodně uznávanou jednotku síly (není však součástí SI) a hlavně v tom, že tah udaný v kilopondech je alespoň pro obyvatele neanglosaských zemí snadno představitelný. $1 \text{ kp} = 1 \text{ kgs}$.
- **lbf** - libra síly, anglosaská jednotka tahu. Použita v téměř všech "západních" pramenech. $1 \text{ lbf} = 0.45359 \text{ kp}$.

Tah cestovní, tah optimální, tah ekonomický (Cruise thrust)

Tah, při kterém je nejnižší specifická spotřeba paliva. V naprosté většině případů by se společně s ním uvádí i pro jakou letovou hladinu a letovou rychlost platí. Časté jsou hodnoty kolem $H=11\text{km}$, $M=0.8$. Pro velká dopravní a transportní letadla je cestovní tah a cestovní specifická spotřeba paliva klíčovým parametrem. Oproti tahu maximálnímu (ve stejné výšce, při stejné rychlosti) je cestovní tah odhadem 70-80ti procentní. Vzhledem k tomu, že je měřen ve velké výšce, kde je i maximální tah menší, dosahuje zhruba 20-25% tahu maximálního na SLS.

Tah maximální, tah vzletový (Maximal thrust)

Tah motoru, běžícího na maximálních otáčkách. Je-li motor bez přídavného spalování, jde o nejvyšší tah, jaký je motor schopen při daných podmínkách vyvinout. Pokud není uvedeno jinak (nesetkal jsem se s tím ještě), platí pro podmínky SLS.

Specifická spotřeba motoru (Thrust Specific Fuel Consumption)-TSFC

Udává spotřebu paliva v přepočtu na jednotku tahu a jednotku času. Obvyklý formát je kg paliva na kp tahu za jednu hodinu (kg/kp/h), kg paliva na kN tahu za jednu hodinu (kg/kN/h) nebo lbs paliva na lbf tahu za jednu hodinu (lbs/lbf/h).

Rychlost zvuku, jednotka Mach (Speed of sound)- Mach

V letectví se k měření rychlosti letu často používá poměr mezi rychlostí pohybu tělesa vzhledem k okolnímu vzduchu a rychlostí zvuku v okolní atmosféře. Hodnota tohoto poměru udává tzv. Machovo číslo (M), přičemž při Mach pod 1 ($M < 1$) je rychlost letu podzvuková, při Mach 1 ($M = 1$) je rovna rychlosti zvuku, při Mach nad 1 ($M > 1$) je nadzvuková.

Cestovní výška (Cruise altitude)-Alt

Optimální výška pro cestovní režim motorů při kterém je nejnižší specifická spotřeba paliva. Uváděná v 1000-ích ft.

Suchá váha (dry weight)-váha

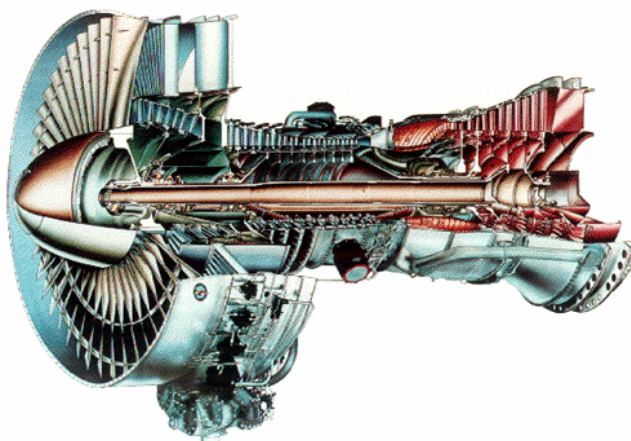
Je to celková váha motoru bez všech provozních kapalin (oleje, palivo, atd)

5.1 Přehled současných používaných motorů

výrobce: Pratt&Whitney

Motor: JT9D	Výrobce: Pratt and Whitney	Typ: turbofan		
Vzletový režim	Tah: 53000 lb	BR: 4,9	OPR: 24,5	Airflow: 1,639 lb/s
Cestovní režim	Tah: 11950 lb	Mach: 0,85	Alt: 35	TSFC: 0,646
Rozměry	délka: 3,37 m	průměr: 1,25 m		váha: 4029 kg

Použito na letounech: DC10-40, A-300B, 747-200



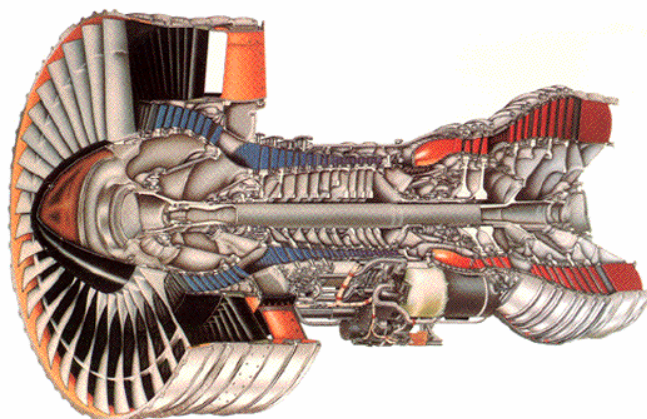
Obr. 5.1 motor JT9D

Motor: PW4052	Výrobce: Pratt and Whitney	Typ: turbofan		
Vzletový režim	Tah: 52000 lb	BR: 5	OPR: 27,5	Airflow: 1,739 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: -	Alt: -	TSFC: 0,537
Rozměry	délka: 3,37 m	průměr: 2,46 m		váha: 4179 kg

Použito na letounech: B767, A310-300

Motor: PW4084 turbofan	Výrobce: Pratt and Whitney			
Vzletový režim	Tah: 87900 lb	BR: 6,41	OPR: 34,4	Airflow: 2,550 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: 0,8Š	Alt: 35	TSFC: -
Rozměry	délka: 4,87 m	průměr: 3 m		váha: 6768 kg

Použito na letounech: B777



Obr. 5.2 motory řady PW4000

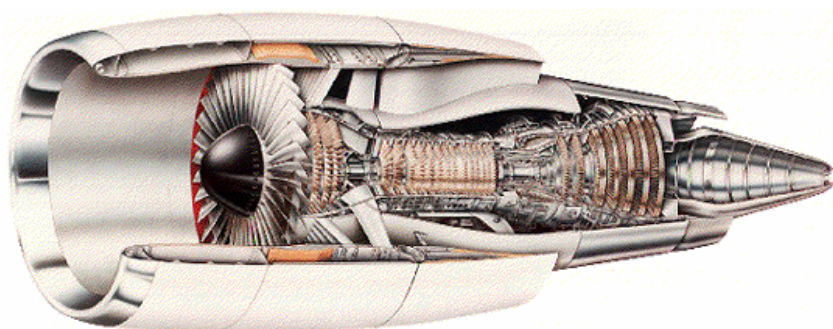
Výrobce: General Electric

Motor: CF6-50-C2	Výrobce: General Electric		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 52500 lb	BR: 4,31	OPR: 30,4	Airflow: 1,476 lb/s
Cestovní režim	Tah: 11550 lb	Mach: 0,80	Alt: 35	TSFC: 0,630
Rozměry	délka: 4,39 m	průměr: 2,19 m		váha: 3956 kg

Použito na letounech: DC10-40, A-300B, 747-200

Motor: CF6-80-C2	Výrobce: General Electric		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 52500 lb	BR: 5,31	OPR: 27,4	Airflow: 1,650 lb/s
Cestovní režim	Tah: 12000 lb	Mach: 0,80	Alt: 35	TSFC: 0,576
Rozměry	délka: 3,99 m	průměr: 2,19 m		váha: 3819 kg

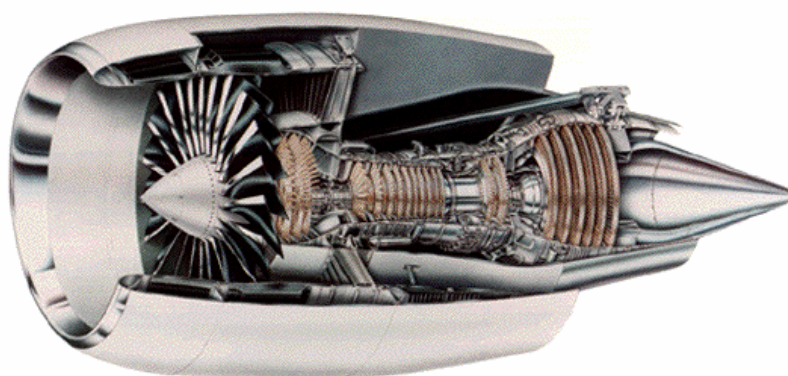
Použito na letounech: B767-200, 300, -200ER



Obr. 5.3 motory GE řady CF6

Motor: GE90B	Výrobce: General Electric		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 87400 lb	BR: 8,40	OPR: 39,3	Airflow: 3,04 lb/s
Cestovní režim	Tah: 17500 lb	Mach: 0,80	Alt: 35	TSFC: -
Rozměry	délka: 5,2 m	průměr: 3,4 m		váha: 7559 kg

Použito na letounech: B777



Obr. 5.4 motory GE90

Výrobce: Rolls Royce

Motor: **Trent 556**

Výrobce: Rolls Royce

Typ: turbofan

Vzletový režim

Tah: 56000 lb

BR: 8,5

OPR: 36,71

Airflow: 1,892 lb/s

Cestovní režim

Tah: -

Mach: 0,83

Alt: -

TSFC: -

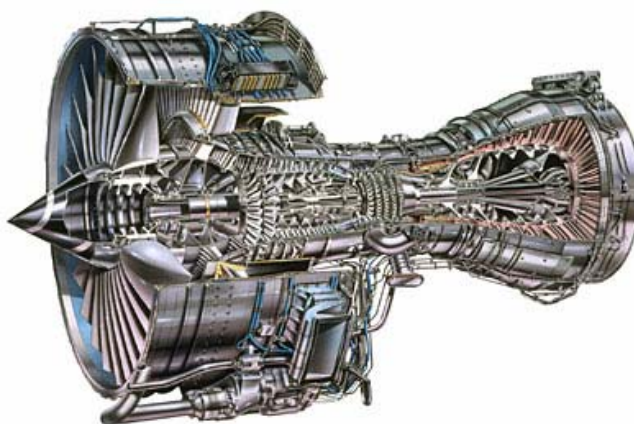
Rozměry

délka: 3,19 m

průměr: 2,47 m

váha: 4719 kg

Použito na letounech: A340-600



Obr. 5.5 motor řady Trent 500

Motor: **Trent 772**

Výrobce: Rolls Royce

Typ: turbofan

Vzletový režim

Tah: 71100 lb

BR: 4,9

OPR: 35,79

Airflow: 1,978 lb/s

Cestovní režim

Tah: -

Mach: -

Alt: -

TSFC: -

Rozměry

délka: 3,19 m

průměr: 2,47 m

váha: 4785 kg

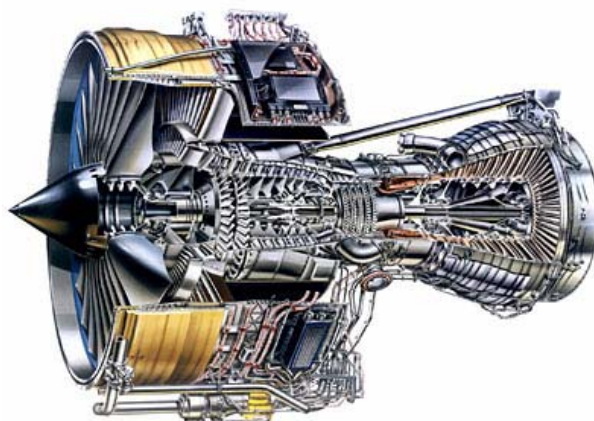
Použito na letounech: A330



Obr. 5.6 motor řady Trent 700

Motor: Trent 892	Výrobce: Rolls Royce	Typ: turbofan		
Vzletový režim	Tah: 91300 lb	BR: 5,7	OPR: -	Airflow: 2,645 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: -	Alt: -	TSFC: -
Rozměry	délka: 3,19 m	průměr: 2,47 m		váha: 4785 kg

Použito na letounech: B777



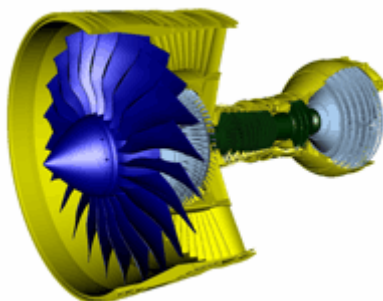
Obr. 5.7 motor řady Trent 800

5.2 Nejnovější vývojové řady

General Electric GENX (GE Next Generation): motor je odvozený z motoru GE90. Používá lopatky ventilátoru vyrobené z kompozitních materiálů, vysokotlaké integrované kompresory s propracovanou 3D aerodynamikou, pokročilou prstencovou spalovací komorou, kde stlačený vzduch je smíšen s palivem tak, aby vydával co nejnižší množství emisí a nový chladicí systém pro protiběžně se otáčející turbíny.

Motor: GENx	Výrobce: General Electric		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 53-75000 lb	BR: 10	OPR: 42	Airflow: 1,543 lb/s
Cestovní režim	Tah: - lb	Mach: 0,85	Alt: -	TSFC: -
Rozměry	délka: 4,7 m	průměr: 2,83 m		váha: 5642 kg

Použito na letounech: B787, 747-8



Obr. 5.8 motor GENx

Rolls-Royce Trent 900, Trent 1000: jsou jedním s neekologičtějších motorů na světě, které splňují veškerou platnou i plánovanou legislativu. Generují jen 40% škodlivých splodin na osobu průměrného rodinného auta. Kromě jeho obrovského výkonu je rovněž extrémně tichý. Má pouze třetinovou hlučnost s porovnáním s předchozími letouny. Konkrétně Trent 1000 je nová ultra výkonná varianta rodiny motorů řady Trent. Používá novou flexibilní tříhřídelovou technologii, rovněž je užito protiběžně otáčejících se turbín. Samozřejmě i u tohoto motoru jsou emise sníženy na minimum. Firma Boeing si ho vybrala pro svůj nový Boeing 787. Motor Trent 900 si zase vybral Airbus pro svůj projekt nového superjumbá Airbusu 380.

Motor: Trent 900	Výrobce: Rolls Royce		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 70-76000 lb	BR: 8,7-8,5	OPR: -	Airflow: 2,745 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: -	Alt: -	TSFC: -
Rozměry	délka: 4,55 m	průměr: 2,94 m		váha: 6421 kg

Použito na letounech: A380

Motor: Trent 1000	Výrobce: Rolls Royce		Typ: turbofan	
Vzletový režim	Tah: 53-75000 lb	BR: 10-11	OPR: -	Airflow: 2,670 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: -	Alt: -	TSFC: -
Rozměry	délka: 4,06 m	průměr: 2,84 m		váha: 5409 kg

Použito na letounech: B787

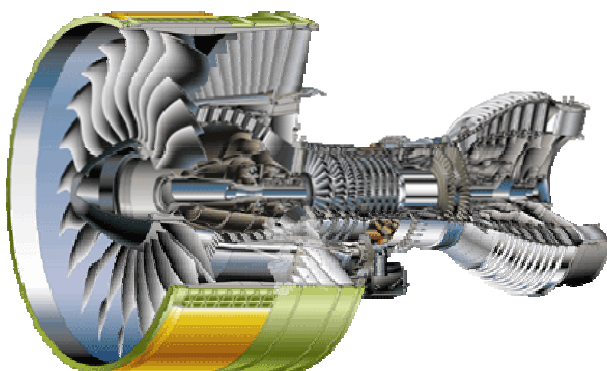


Obr. 5.9 motor Trent 1000

Engine Alliance: je konsorcium General Electric a Pratt&Whitney vzniklo v roce 1996. Za účelem vývoje nové generace motorů.

Motor: GP7270	Výrobce: Engine Alliance	Typ: turbofan		
Vzletový režim	Tah: 70000 lb	BR: 10	OPR: 42	Airflow: 1,361 lb/s
Cestovní režim	Tah: -	Mach: 0,85	Alt: -	TSFC: -
Rozměry	délka: 4,750 m	průměr: 3,1 m		váha: 6085 kg

Použito na letounech: A380



Obr. 5.10 motor GP7270

5.3 Doplnující informace k současným motorům

Samostatná digitální řídicí jednotka FADEC (Full Authority Digital Electronics Control)

V současnosti jsou veškeré monitorovací i řídicí funkce motorů vykonávány za pomoci počítače. Proto je vhodné se o tomto systému aspoň ve zkratce zmínit.

Jde o systém plně elektronického řízení chodu motoru. Skládá se z řídicího počítače a nutného rozhraní na ovládací prvky motoru. První systém FADEC byl testován v 70. letech na levém motoru TF-30 letounu F-111, první praktické použití našel u vojenských motorů F100 a civilních PW2000. Podstatou FADEC je zpracování pohybu páky připustí motoru a jiných ovládacích prvků motoru v počítačová jednotce a až ta optimálním způsobem řídí samotný motor - přísun paliva, nastavení satorových listů, nastavení odvodu vzduchu z kompresoru, spouštěcí a zastavovací sekvenci, řídí systém chlazení, obraceč tahu, monitoruje stav motoru, vibrace, přítomnost nečistot v oleji apod. Vstupem systému FADEC jsou stovky digitálních, diskrétních a analogových kanálů ať už přímo od motoru (otáčky, teploty, tlaky), či od letounu (letové parametry). Z bezpečnostních důvodů se na motorech používají dvě identické řídicí jednotky, prvně na motorech PW4000. Napájení je obvykle bráno z generátoru, připojeného na motor. Systém FADEC je dnes instalován na téměř všech moderních proudových a turbovtulových motorech. Používá se i na některých nových pístových motorech.

Výhody:

- nižší spotřeba
- ochrana motoru proti situacím, spadajícím mimo jeho pracovní obálku, či pracovní obálku jeho komponentů
- ochrana při razantních změnách polohy páky připustí motoru
- změna chování motoru pouhým přeprogramováním FADEC
- poloautomatické spouštění motoru
- adaptibilní digitální interface s letounovými systémy
- monitoring a diagnostika
- poskytnutí ucelených informací o provozu motoru pro posádku
- systém umožňuje automatické řízení motoru v nebezpečných situacích (např. zvýšení tahu pokud letoun ztratí rychlost)

Systém FADEC má naopak i několik nevýhod nebo úskalí při designu a provozu. Prvně je to instalace a údržba velkého množství senzorů a datových kabelů. Dále programové vybavení patří do kategorie bezpečnostně kritické, což klade vysoké nároky jeho kvalitu a spolehlivost. V neposlední řadě je to nevýhoda systému, když pilot vyhodnotí aktuální situaci lépe, než počítač, ale počítač mu nedovolí provést potřebné úkony na motoru (nestandardní situace, jako poškození letounu apod.)

6 Perspektivy dalšího vývoje proudových motorů

Základní úlohy perspektivních výzkumů a vývoje proudových motorů jsou zaměřeny na zlepšení jejich ekonomičnosti, snížení jejich hmotnosti a nákladů v průběhu jeho životního cyklu a na zvýšení jejich spolehlivosti a životnosti. Způsob řešení těchto úloh závisí do značné míry na tom, k jakým účelům je motor určen. Existuje však řada obecných požadavků, které jsou charakteristické pro všechny typy motorů.

Obecně lze tyto požadavky shrnout do tří bodů:

- značné zvýšení specifických parametrů motorů (teplota plynů, celkové stlačení)
- zvětšením technické životnosti, spolehlivosti a spolehlivosti v běžném provozu
- snížení nákladů na vývoj a vytvoření motoru, výrobních nákladů a provozních nákladů

6.1 Zlepšování parametrů motorů

Hlavní tendencí zlepšování pracovního procesu motorů je zvýšení teploty plynů před plynovou turbínou a s tím související zvýšení celkové stlačení kompresoru motoru. To je dáno tím, že se zvyšující se teplotou se zároveň zvyšuje specifický tah motoru a snižuje jeho specifická hmotnost. Ale zvýšení teploty si zároveň vyžaduje zvýšení komprese motoru pro zabezpečení nejvyšších specifických tahů a nejmenší specifické spotřeby paliva. Zvyšování teploty plynů na vstupu do plynové turbíny je možné díky zdokonalování vnitřního vzduchového chlazení usměrňovacích a pracovních lopatek plynové turbíny.

Proudové motory

Charakteristickým znakem vývoje proudových motorů je, že se zvyšování hodnot teploty a stlačení děje za současného snižování počtů stupňů komprese, a co je velmi významné, prakticky při nezměněné úrovni napětí na lopatkách. Příkladem je vývoj motorů firmy GENERAL ELECTRIC. Kdy zvýšení teplot a stlačení je dosahováno při takřka nezměněném počtů stupňů komprese. To je umožněno díky zvyšování obvodových rychlostí v kompresorových a turbínových stupních. Ovšem obvodové rychlosti jsou ohraničené povolenými hodnotami Machových čísel proudu plynu, který obtéká lopatky a také na napětí v lopatkách, která závisí na jejich poměrné výšce. Tyto limity se dají překonat vytvořením vysokoefektivních transonických stupňů a pevnostní omezení se dají posunout použitím nových, pevnějších materiálů a taktéž vhodným tvarem průtokové části.

Zajištění provozuschopnosti nízkotlakých kompresorů při neustálém zvyšování obvodových rychlostí může řešit zavedení nízkotlakých kompresorů s lopatkami se šavlovitým tvarem, které by měly superkritické profily vytvořených z vysokopevnostních materiálů, čímž by se dosáhlo zvýšení kritických Machových čísel obtékání lopatek.

Účinnost vysokotlakých kompresorů může být zlepšena výměnou posledních tří až pěti stupňů jedním odstředivým stupněm, který poskytuje totožné stlačení, avšak s menší citlivostí na změnu radiálních mezer.

Všechny tyto vylepšení, krom již zmíněného přínosu, mají ještě další výhodu v tom, že zároveň splňují další velmi důležitý požadavek na budoucí motory a to zjednodušení konstrukce v důsledku snížení počtu součástí (perspektivně až o 50%). V důsledku toho také snížení ceny cyklu životnosti motoru až o 30%.

Rovněž zlepšení intenzity procesu hoření a zmenšování rozměrů hlavních spalovacích komor je možno dosáhnout použitím nových konstrukčních řešení vstupních ústrojí s větším počtem prvků, které zabezpečují vytváření směsi paliva. Za posledních 20 let se poměrná délka spalovacích komor zkrátila dvakrát.

U zdokonalených konstrukcí spalovacích komor bude menší spotřeba chladícího vzduchu, rozšíří se oblast stabilních režimů činností alepší se rovnoměrnost tepelného pole na výstupu z hlavní spalovací komory.

Hlavním požadavkům na ekonomičnost a malou specifickou hmotnost u turboreaktivních motorů vyhovují dvou Proudové motory s vysokými hodnotami obtokového poměru a taktěz turbovrtulové motory.

Shrnutí

Analýza rozvoje leteckých motorů dokazuje, že růst absolutních a specifických parametrů se zabezpečuje neustálým zvyšováním celkového stupně stlačení kompresoru a celkové teploty plynu před plynovou turbínou. To je úzce svázáno s použitím dokonalejších žáruvzdorných materiálu a chlazením lopatek plynových turbín. S tím samozřejmě roste náročnost jejich výroby a s tím i jejich cena. Otázka ceny všech zdrojů se v dnešní době posouvá na první místo.

6.2 Nové druhy pohonu letadel

Propfan, UDF, UBE, UHBE

Tyto zkratky označují nové druhy pohonu letadel, kterým se připisuje velká budoucnost. Mají být schopny snížit budoucím dopravním letadlům spotřebu leteckých pohonných hmot až o 60%. Přičemž by jim měly zajistit dostatek výkonu k dosažení cestovních rychlostí Machovými čísly $M = 0,7 - 0,8$.

Propfan -Turbínové motory s ventilátorovou vrtulí

V poslední době se pro podzvukové letadla intenzivně vyvíjejí motory nového typu – turbínové s ventilátorovou vrtulí (propfan). Tento výraz se používá pro pohon kombinující charakteristiky turbovrtulového pohonu a dmyhadlového motoru. Původně byl navržen pro mnoholisté, široké, různě zahnuté vrtule s vysokými obvodovými rychlostmi, které měli být poháněny turbovrtulovými motory s reduktorem. (obr. X). Do úvahy přichází uspořádání s jednou nebo dvěma protiběžnými vrtulemi. V koncepci tlačného uspořádání vznikají problémy s turbulentím prouděním za křídlem. Na druhou stranu výtokové plyny motoru by byly usměrněny přes listy vrtule, které by pak nepotřebovaly žádný přídatný systém odmrazování. Ovšem zvýšená teplota neustále působící na listy vrtule, si vyžaduje použití nákladnějších, teplu odolných materiálu. U těchto motorů se výkon udává v kW, protože motor je vybaven reduktorem a jedná se o turbovrtulový motor.

Propfany se odlišují od dříve používaných turbovrtulových motorů třemi charakteristickými rysy:

- Novým typem vrtule, která dostala název vrtulový ventilátor
- Novým typem generátoru plynu
- Zdokonaleným řízením pracovního procesu

Základní požadavek kladený na vrtulový ventilátor spočívá v tom, že musí efektivně pracovat s vysokou účinností, s přijatelnou úrovní hluku a vibrací až do Machova čísla letu $M = 0,8$. Z tohoto důvodu je nevyhnutelné snížit obvodovou rychlost na konci lopatek ventilátoru a zlepšit jeho aerodynamické charakteristiky při vysokých Machových číslech obtékání lopatek. Snížení obvodových rychlostí vrtulového ventilátoru se dosahuje zvýšením počtu lopatek na 8 až 12 namísto 3 až 4 u turbovrtulových motorů. Úroveň hluku je u těchto motorů nižší než u turbovrtulových motorů, ale vyšší než u dvouproudových turboreaktivních motorů.

Pohon ventilátoru se může zabezpečit od hřídele volné turbíny přes reduktor se stupněm redukce 6 až 8, anebo se může použít bezreduktorové schéma motoru s pohonem ventilátoru od turboventilátorové turbíny.

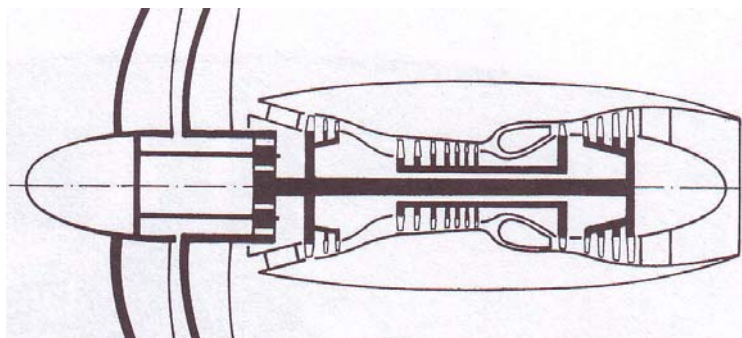
Specifický výkon, který se odebírá z 1 metru čtverečního průtokové plochy vrtule je 2 až 5 krát vyšší než u existujících vrtulí turbovrtulových motorů.

Zlepšení aerodynamických charakteristik vrtulových ventilátorů se dosahuje následným způsobem:

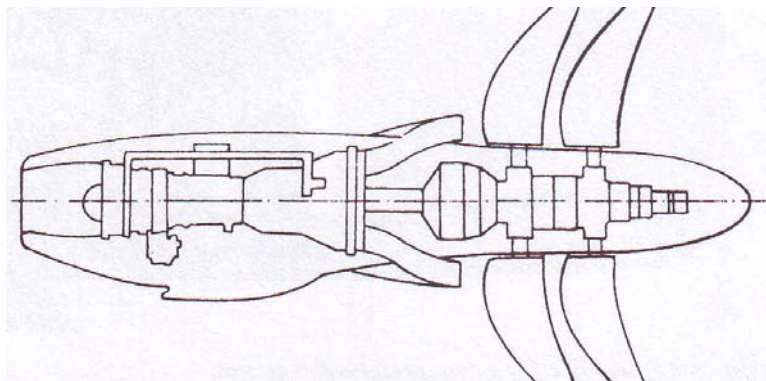
- Pro lopatky vrtule se používají tenké superkritické profily
- Lopatky se vyrábějí šavlovitého tvaru se šípovitostí do 30° a dosahuje se zvýšení kritických Machových čísel koncových průřezů lopatek

Předpokládá se na základě uvedených faktorů zabezpečení účinnosti vrtulového ventilátoru do rychlostí okolo Machového čísla $M = 0,8$.

Perspektivní turbínové motory s ventilátorovou vrtulí mohou být vyrobeny jako dvojhřídelové nebo trojhřídelové. Výzkumy dokazují, že pro dosažení nejlepšího stupně stlačení je nejvhodnější trojhřídelová koncepce.



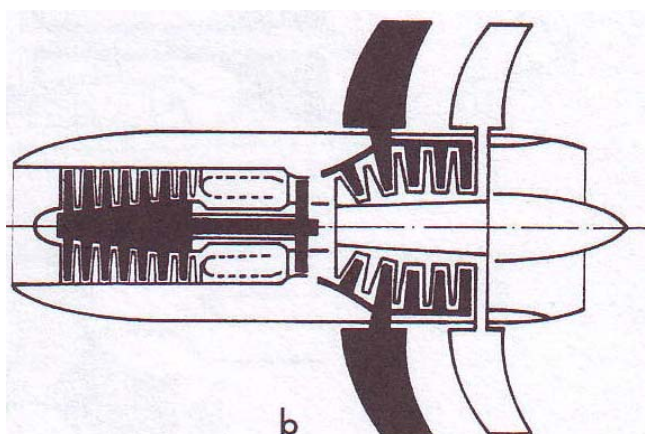
Obr. 6.1 Propfan v tažném uspořádání



Obr. 6.2 Propfan v tlačném uspořádání

UDF- UnDucted Fan

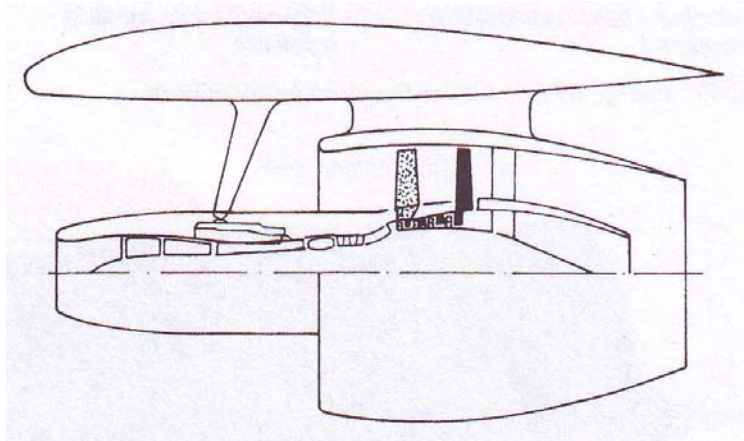
UDF je tedy název pro nezaplášťované dmychadlo. Dmychadlo, které je umístěno vně pláště, mimo kanál. Na první pohled je velmi podobný profanu. I tento motor může být vybaven reduktorem, ale v koncepci vypracované firmou General Electric je tento motor bezreduktoru s přímo poháněným dmychadlem. Obtokový poměr je u tohoto motoru zhruba stejný jako u profanu (40:1), ale jeho výkon je udáván jako u proudového motoru v kN.



Obr. 6.3 motor s nezaplášťovaným dmychadlem

UBE(UHBE) – (Ultra High Bypass Engine)

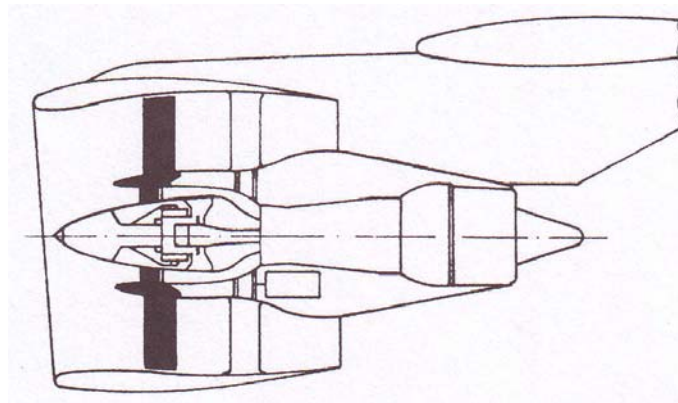
Jak název napovídá je to motor se zvláště vysokým obtokovým poměrem, v podání firmy Rolls Royce je na (obr. 6.4). Tento motor na rozdíl od předcházejících variant lze namontovat klasicky na pylon pod křídlo. Zadní dmychadlo je umístěno přímo do kanálu, což značně zlepšuje jeho účinnost, snižuje spotřebu paliva. Díky malým rozměrům generátorů plynu je odstraněna potřeba použití dlouhého hřídele. Obtokový poměr je 15 až 20:1. Zaplášťené dmychadlo zmenšuje problémy s vibracemi motoru a vnějším hlukem.



Obr. 6.4 koncepce motoru UBE

Super Fan

Je motor s opravdu velmi vysokým obtokovým poměrem a se zaplášťovaným dmychadlem (obr. 6.5). Má natáčivé lopatky a je poháněn vlastní nízkotlakou turbínou přes reduktor. Pro pohon dmychadla se předpokládá využití stávajících generátoru plynu nebo nově navrhovaných dvouproudových motorů.



Obr. 6.5 koncepce motoru Super Fan

Shrnutí

Ze všech těchto příkladů vyplývá, že není výrazný rozdíl mezi zaplášťovaným a nezaplášťovaným dmychadlem, zejména u tlačného uspořádání. O který typ jde, se nejlépe pozná z údajů o výkonu motoru. Výrazným problémem je otázka integrity lopatek v důsledku poškození cizím předmětem. Příkladem je průlet hejnem ptáků. Poškození trupu ulomenou lopatkou (vrtulí) s velkou kinetickou energií může mít katastrofální následky. Teprve zkoušky ukáží, zda naděje vkládané do těchto nových druhů pohonu jsou reálné a úspora paliva tak výrazná. U propfanu zůstává nedořešený problém s vyšší hladinou hluku a vibracemi v kabině cestujících, jak jej známe z provozu turbovrtulových letadel.

6.3 Konkrétní příklady vývoje nových motorů

Boeing 787

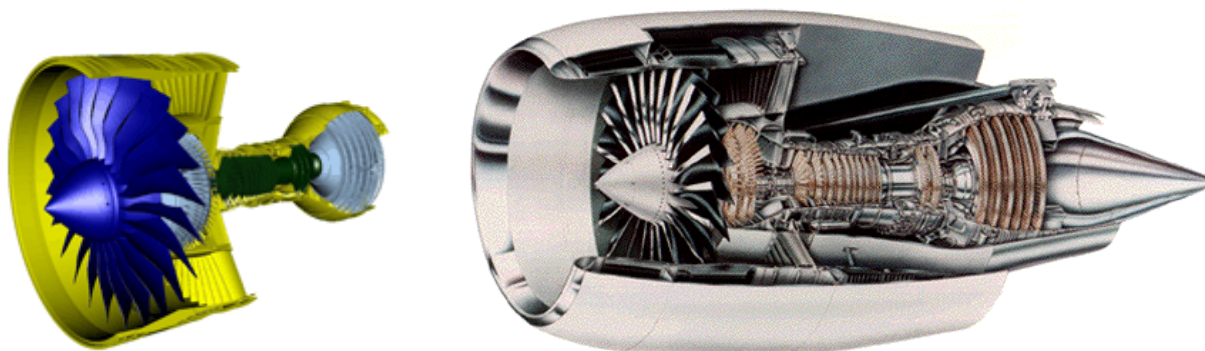
Při vývoji nové generace boeingu hrála rozhodující roli ekonomičnost provozu. Pro letecké dopravce byla nejzajímavější 20% úspora paliva. Třetiny této úspory bylo dosaženo zlepšením aerodynamiky, další třetina díky zdokonaleným systémům letadla a poslední třetina díky novým motorům.



Obr. 6.6 Boeing 787 Dreamliner

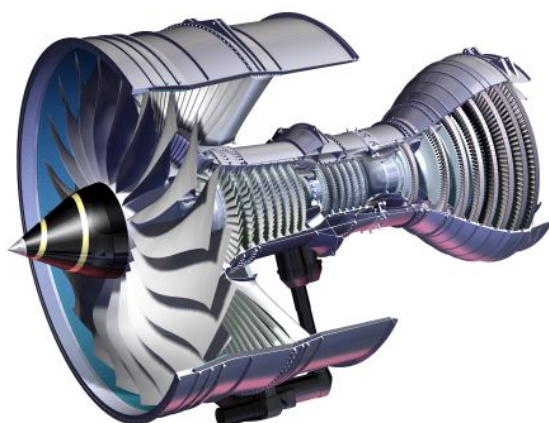
Nový letoun je poháněn extrémně tichými turboventilátorovými motory s vysokým obtokovým poměrem 10:1. Boeing vybral pro nový model dva typy motorů – General Electric GENx a Rolls-Royce Trent 1000, každý typ je schopný vyvinout 55 000lb až 70 000lb tahu. Je to poprvé u moderních letadel, kdy mají různé typy motorů stejný interface a jsou tak vzájemně zaměnitelné.

General Electric GENX (GE Next Generation) motor vychází z předcházející řady motorů GE90. Představuje velký skok ve výrobě motorů u této firmy. Používá nejnovější technologie materiály ke snížení váhy, zlepšení výkonu a snadnější a levnější údržbě. Hluk a emise byly omezeny na minimum.



Obr. 6.7 vlevo: motor GENX a vpravo: motor GE90

Rolls-Royce Trent 1000 je nová ultra výkonná varianta rodiny motorů řady Trent. Vychází z technologie tří hřídelových motorů a protiběžně otáčejících se turbín. Hlučnost, emise a spotřeba paliva jsou sníženy na minimum.



Obr. 6.8 motor Trent 1000

Airbus 380

Airbus A380 je největší osobní dopravní letadlo světa. Má tři paluby, je poháněn čtyřmi ohromnými turbodmychadlovými motory a pojme až osm set cestujících. Do aerodynamických, pod ohromným šipovým křídlem umístěných gondol mohou být nainstalovány motory Rolls Royce „Trent 900“, každý motor poskytuje 374kN tahu. Další volbou jsou motory firmy General Electric „Engine Alliance GP7000”.



Obr. 6.9 Airbus 380

Motory Rolls Royce si vybrala většina leteckých společností, mající zájem o tento letoun. Jsou jedním s nejekologičtějším motorů na světě. Jeho ventilátor je osazen 24 Titanovými lopatkami, které jsou zkonstruované tak, aby zmenšovaly vliv rázových vln. Což výrazně přispívá ke snížení hluchnosti a zároveň to zvyšuje jeho účinnost. Kromě jeho obrovského výkonu je tedy rovněž extrémně tichý. Říká se, že kokpit tohoto letounu je nejtichší kokpit vůbec.



Obr. 6.10 Trent 900

7 Závěr

Od prvních proudových motorů až k současné podobě je poměrně dlouhá vývojová cesta, pro kterou jsou charakteristické vzniky různých konstrukčních řešení. Nejvýraznější rozvoj v oblasti proudových motorů nastal během období druhé světové války, kdy vývojové snahy byly zaměřeny zejména na aplikace proudových motorů ve vojenském letectví. Z tohoto pohledu není současný vývoj proudových motorů tak dynamický, ale zaměřuje se zejména na konstrukční řešení, která by vyhovovala narůstajícím požadavkům na výkonnost proudových motorů a zlepšení jejich konstrukce. Vývoj proudových motorů je realizován v součinnosti s ostatními obory a formuluje tak specifické požadavky na vývoj v ostatních odvětvích. Jde zejména o vývoj a aplikaci nových materiálů, technologií tvorby ochranných vrstev teplotně namáhaných částí turbín proti tepelné únavě, vysokoteplotní korozi, oxidaci a erozi... Dalším zajímavou tendencí současného výzkumu je využití biopaliv jako alternativy k současným palivům a i nadále pokračuje výzkum využití kryogenních (vysoce podchlazených) paliv proudových motorů, a řada dalších projektů, což by byl zajímavý námět na další samostatnou práci.

Ve vojenském či civilním letectví znamenají proudové motory veliký pokrok ve vývoji, díky kterému lze efektivněji zkracovat přepravní časy a lze předpokládat, že i nadále bude docházet ke zlepšení technologií a následným aplikacím v oblasti leteckého průmyslu.

Doufám, že právě ekologie se bude stávat hlavním faktorem, určujícím další vývoj proudových motorů a leteckých pohonných jednotek vůbec.

8 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

1. <http://historieletectvi.xf.cz/index1.htm>
2. <http://oei.fme.vutbr.cz/jskorpik/103.html>
3. <http://www.fronta.cz/co-predchazelo-pouziti-proudovych-motoru-v-letadlech>
4. http://cs.wikipedia.org/wiki/Proudov%C3%BD_motor
5. <http://www.century-of-flight.net>
6. http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Gloster_E28-39_first_prototyp_lr.jpg
7. www.airventure.de
8. <http://ppsl.xf.cz/>
9. http://bedasovo.misto.cz/_MAIL_/Me-262/pages/
10. ANDREW, N.: Letadla, Fortuna Print, Praha, 1990.
11. <http://tanks45.tripod.com>
12. <http://www.warbirdsresourcegroup.org>
13. www.military.cz
14. www.walterengines.com
15. www.letadla.infohttp://www.aeroflight.co.uk/
16. <http://vliegtuighomepage.nl/>
17. <http://www.mzak.cz/teorie/teorie-02.php>
18. ROLLS ROYCE. *The jet engine*. London: Rolls Royce, 1986. 275 s. ISBN: 0-902121-2-35
19. KLAČKIN, ALTUNOV. *Letadlové tryskové motory*. Praha: nakladatelství čs. Branné moci, 1953. 230 s.
20. <http://www.fronta.cz/co-predchazelo-pouziti-proudovych-motoru-v-letadlech>
21. http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Coanda_1910.gif
22. <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/en/thumb/4/41/V-1.jpg/180px-V-1.jpg>
23. http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/a/a2/B-52B_with_X43.jpg/800px-B-52B_with_X43.jpg
24. <http://www.aerospaceweb.org/question/investigations/q0116.shtml>
25. <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/concorde/>
26. http://www.solarnavigator.net/aviation_and_space_travel/concorde.htm
27. http://www.concordecollectables.com/concorde_engine_materials.html
28. http://www.military.cz/army_cr/modernizace/an70.htm
29. http://hurryupharry.bloghouse.net/archives/2007/08/21/who_do_you_think_you_are_kidding_mr_putin.php
30. <http://www.aviapedia.com/forum/field-trials/t-nk-93-engine-the-most-efficient-in-the-world-1088.html>
31. <http://www.allstar.fiu.edu/aero/HistoryRockets.htm>
32. <http://www.mzak.cz/teorie/teorie-02.php>
33. http://en.wikipedia.org/wiki/Specific_impulse
34. HANUS, D. *Pohon letadel. Učební text pro studenty oboru letecké techniky*. Praha: vydavatelství ČVUT, s.r.o., 2003. 203 s. ISBN: 80-01-02706-6.
35. HANUS, MARŠÁLEK. *Turbinový motor. Učební texty pro teoretickou přípravu techniků dopravních letadel dle předpisu JAR-66*, Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., 2004. 207 s. ISBN: 80-7204-369-2.
36. JANE'S, *Aero-Engines..* 2007, 941 s. ISSN 1748-2534
37. JANE'S, *All the world's aircraft*. 2007, 943 s. ISBN 10-0-71062792-0
38. KRÍŽ. *Letadlové pohonné jednotky*, Žilina: 2004. 263 s. ISBN: 80-8070-342-6.