



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝVOJOVÉ TRENDY LETECKÝCH LOPATKOVÝCH MOTORŮ  
TITLE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE  
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

LUBOŠ FIALA

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

ING. MIROSLAV ŠPLÍCHAL

BRNO 2011

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2010/2011

## **ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE**

student(ka): Luboš Fiala

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

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

### **Vývojové trendy leteckých lopatkových motorů**

v anglickém jazyce:

### **Trends in aviation jet engines development**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

S rostoucími požadavky na ekonomiku a ekologii letecké dopravy rostou nároky kladené na motory dopravních letounů. Hlavním úkolem práce je zmapovat směr budoucího vývoje leteckých lopatkových motorů, proudových i turbovrtulových.

Cíle bakalářské práce:

Popsat principy práce lopatkových motorů a identifikovat možné oblasti, kde je možné zlepšit parametry.

Popsat jaké významné inovace plánují výrobci motorů.

Zhodnotit výhody a nevýhody plánovaných inovací.

Seznam odborné literatury:

[1] OTT, A.: Pohon letadel. první. Brno: Nakladatelství Vysokého učení technického v Brně, 1993. 168 s. ISBN 80-214-0522-8.

[2] Jane's: Aero - Engines. Virginia USA: Hobb the Printers, 2007. 778 s. Dostupné z [www: <jae.janes.com>](http://www.jae.janes.com). ISSN 1748-2534.

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Miroslav Šplíchal

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2010/2011.

V Brně, dne 26.11.2010

L.S.

---

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.  
Ředitel ústavu

---

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.  
Děkan fakulty

---

## **Abstrakt**

Hlavním záměrem této bakalářské práce je shrnout aktuální vývoj probíhající v oblasti lopatkových civilních motorů. Tento vývoj je směřován ke snížení spotřeby paliva a zvýšení termické a propulzní účinnosti. Popsané principy vychází především z výzkumných programů ACARE, Vision 2020 a VITAL. Projekty jsou rozpracovány a některé jsou již ve stádiu letových zkoušek.

## **Klíčová slova**

proudový motor, bezplášťové dmychadlo, zpřevodované dmychadlo

## **Abstrakt**

The aim of the bachelor work is to summarize recent developments in aviation jet engines. This development is oriented to reduce fuel consumption and improve thermal and propulsive efficiency. Principles described in this work are based primarily on development programs ACARE, Vision 2020 and VITAL. Projects are under development and some are already at the stage of flight tests.

## **Keywords**

jet engine, propfan engine, geared turbofan engine

## **Bibliografická citace:**

FIALA, L. *Vývojové trendy leteckých lopatkových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 30 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Miroslav Šplíchal.

---

## **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Vývojové trendy leteckých lopatkových motorů vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

Datum: .....

.....  
Luboš Fiala

---

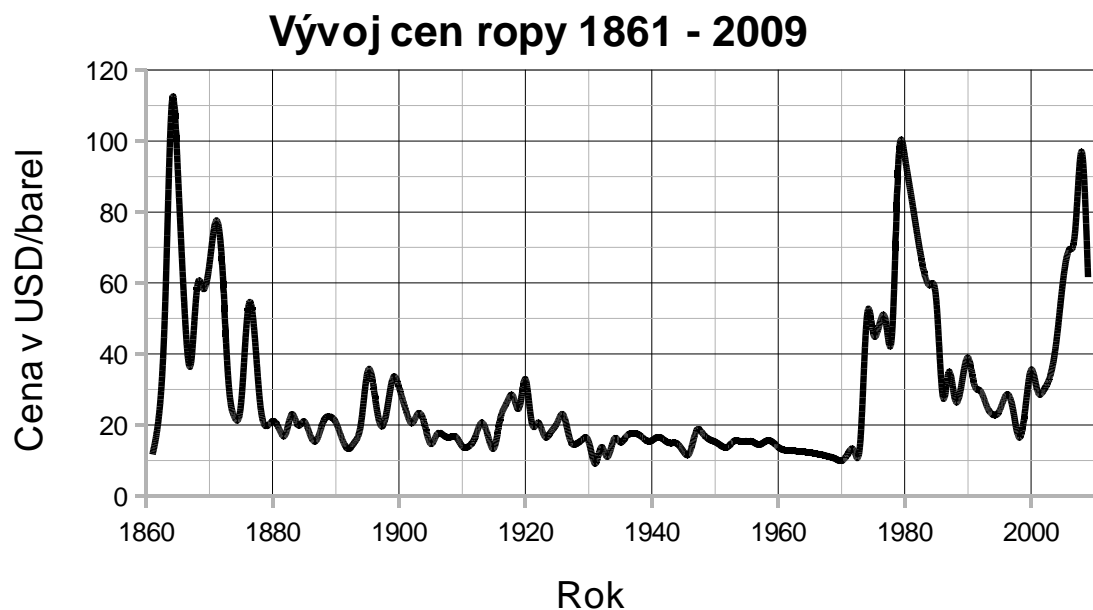
## Obsah

1 Úvod	2
2 Historie lopatkových motorů	3
2.1 První zmínky o turbínách.....	3
2.2 První funkční proudové motory.....	4
2.3 Proudové motory v civilním letectví.....	4
3 Základ funkce proudového motoru	5
3.1 Kompresory.....	6
3.1.1 Radiální kompresory.....	6
3.1.2 Axiální kompresory.....	7
3.2 Rozdělení spalovacích komor.....	7
3.2.1 Trubkové spalovací komory.....	7
3.2.2 Prstencové spalovací komory.....	7
3.2.3 Smíšené a jiné spalovací komory.....	8
4 Účinnosti ovlivňující vývoj motorů	8
4.1 Tepelná účinnost.....	8
4.2 Propulzní účinnost.....	9
5 Výzkumné programy	10
5.1 NEWAC.....	11
5.2 VITAL.....	11
6 Návrhy nových koncepcí proudových motorů	11
6.1 Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu.....	11
6.2 Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu a rekuperátorem tepla.....	13
6.3 Motor s aktivními částmi jádra.....	14
6.4 Geared turbofan.....	15
6.5 Propfan.....	17
7 Nové typy spalovacích komor	19
7.1 Vstřikovač typu SAC.....	19
7.2 Vstřikovače typu LP(P).....	19
7.3 Vstřikovače typu PERM a LDI.....	20
8 Závěr	21
9 Seznam ilustrací	22
10 Použitá literatura	23
11 Seznam zkratk	25

## 1 Úvod

Tato bakalářská práce se bude zabývat převážně možnostmi a teoriemi odhadovaného vývoje leteckých motorů v blízké budoucnosti. Aby bylo možné popisovat budoucí vývoj, též se budeme věnovat prvotním zmínkám o proudových jednotkách. Poté přejdeme přes jejich první užití jak ve vojenském, tak v civilním sektoru a základními hodnotami těchto motorů. Proudové motory prošly velkým vývojem již od prvního spuštění až do dnešních dob, ale každý postup vývoje v této oblasti byl vždy provázen velkými peněžními výdaji. To je v dnešní době také důvodem, proč se vývoj spojuje do vývojových projektů, které jsou spolufinancovány z velkých konsorcií a také vyvíjeny společnými silami mnoha výrobců. Příkladem je Advisory Council of Aeronautic Research in Europe (ACARE - Poradní výbor o leteckém vývoji v Evropě) [4], který se věnuje vývoji letadel na evropském kontinentu.

Převážná část zde popsaných úprav byla navržena s cílem splnit dané cíle projektem Vision 2020, které byly vytvořeny s ohledem na potřeby udržitelného rozvoje letecké dopravy, jelikož vývoj celého světa se ubírá cestou ekologie a snižováním vlivů na životní prostředí. Projekty Vision 2020 nejsou výjimkou. Díky zvyšování cen pohonných hmot jsou výrobci pohonných jednotek nuceni navrhovat motory s nižší spotřebou paliva a s vyšší účinností. Tento trend již jednou nastal, a to díky nepříznivé ceně ropy na světovém trhu, viz obr.1. V 80. letech již započal vývoj tehdy nezvyklých motorových koncepcí, k jejichž vývoji



Obr. 1: Vývoj cen ropy [12]

se teď výrobci opět navracejí. Tyto pohonné jednotky jsou v této práci popsány. Jsou tři hlavní směry budoucího vývoje. První z nich vznikne přepracováním jádra motorů používaných motorů, použitím chladiče stlačeného vzduchu „s“ nebo „bez“ rekuperátoru tepla z výtokové

trysky a příslušných úprav kompresoru a spalovací komory. Druhou možností vývoje je úprava pohonu nebo účinnosti dmychadla. Posledním hlavním směrem úprav je vývoj motorů označovaných jako propfan. Tato koncepce se již objevila v minulosti, ale nebyla rozšířena. Za současných podmínek se tato možnost znovu vyvíjí a připravuje se pro výzkum aplikace a využití.

## 2 Historie lopatkových motorů

Cesta k vývoji a výrobě prvních lopatkových leteckých motorů byla dlouhá, ale bylo by dobré si ji pro začátek popsat, aby bylo jasné, jaké problémy se řešily dříve a jaké problémy se řeší dnes.

### 2.1 První zmínky o turbínách

Za první tepelně poháněný rotační stroj se považuje přístroj vyvinutý Heronem již 130 let před naším letopočtem. Jeho přístrojem byla známá rotující koule poháněná dvěma tryskami opačné orientace, které roztáčely kouli pomocí vypouštěné páry. Jednou z dalších zmínek o možnosti využití parní turbíny jako pohonu si poznamenal známý vynálezce a badatel Leonardo da Vinci s názvem "kouřový mlýn", který si zaznamenal roku 1550. Přímo zmínku můžeme též najít u Giovanniho Branca z roku 1629, který ohříval vodu ve velké nádobě, ze které vyvedl páru do úzké trysky, a ta poháněla přes turbínu jeho mlýn. Podobný mechanismus si nechal John Barber patentovat roku 1791. Jeho systém už zahrnoval kompresor, spalovací komoru a turbínu. Totéž se povedlo Johnu Barberovi. Zjistil, že po zahřátí uhlí vzniknou plyny, které by se po smíšení se stlačeným vzduchem daly spálit, což by vyprodukovalo proud horkých plynů, které by poháněl stroj na principu akce a reakce. Roku 1808 přišel John Dumball s vícestupňovou turbínou, ale v jeho návrhu bylo více stupňů turbíny bez statorových lopatek. Při vlastním zkonstruování turbíny zjistil problém s navedením média na další stupeň, a tudíž vložil mezi každé oběžné kolo turbíny statorové naváděcí lopatky pro usměrnění proudu plynů na následující stupeň. Tím vytvořil jednu z prvních axiálních turbín. Přibližně o třicet let později se objevila i první aplikace ventilátoru, který vháněl stlačený vzduch do spalovací komory. Vzhledem k málo vyvinutým materiálům, které nemohly odolávat tak vysokým teplotám za spalovací komorou, byl za spalovací komoru vháněn do spalin studený vzduch z kompresoru a takto ochlazená směs byla navedena do turbíny. Tato část byla čerpána z [2].

Spojením těchto návrhů dostal Dr. Franz Stolze v roce 1872 první axiální kompresor poháněný přímo axiální turbínou. Bohužel tento návrh v těsně následujících letech nezkonstruoval, což bylo změněno mezi roky 1900 a 1904, kdy postavil první turbíny založené na principu několikastupňového kompresoru, spalovací komoře a jednom stupni turbíny. Turbína zahrnovala naváděcí kolo a jedno oběžné kolo turbíny. Bohužel žádný z prototypů nepracoval uspokojivě. V té době asi nikdo ještě neměl tušení, k čemu tyto experimenty povedou. Aplikace turbín se přesunula k využití páry a tedy na průmyslové použití, jako pohonný systém využívající energii z parních kotlů a hlavně jako pohonu pro generátory elektrické energie.

Paradoxem je, že při podpisu mírové smlouvy po I. světové válce byla vložena podmínka, ve které se zakazovalo Německu vyvíjet tehdy známé zbraňové systémy, což se

však netýkalo nových neznámých konstrukcí. Toto nutilo německé inženýry hledat nové cesty v celém vojenském odvětví, které vedly německé konstruktéry k rozvoji proudových motorů a raketové techniky.

### **2.2 První funkční proudové motory**

Kolem roku 1930, po příchodu Hitlera k moci, se jeho pokusy o vytvoření největší armády světa projeví hlavně v letectví, jelikož si velice dobře uvědomoval potřebu převahy ve vzduchu. Začal sponzorovat velký vývoj v oblasti raketové techniky a i do vývoje nekonvenčních letadel a jejich koncepcí. Vývoj bojových letounů tehdy spočíval v jejich vyšší rychlosti, čehož se dalo dosáhnout vyšší letovou hladinou. Bohužel ve vyšších výškách rychle klesá účinnost vrtule.

Mladý inženýr Hans von Ohain byl pilným studentem a zajímal se o využití horkých plynů z turbíny jako pohonu pro letadlo. Při snaze využít tento nápad se spojil s tehdejšími německými konstruktéry Ernestem Heinkel, který mu finančně vypomáhal, a tak se rozhodli postavit funkční prototyp.

Mezitím se v Anglii touto problematikou začal zabývat pilot Royal Air Force (RAF) Frank Whittle, který dostal prakticky totožný nápad, ale jelikož vztahy mezi těmito zeměmi nebyly dobré, každý vedl svůj vývoj na své půdě. Ale Frank Whittle nebyl svými nadřízenými pochopen a jeho snahy byly smeteny pod stůl. Tudíž se ve vývoji proudových motorů dostalo dopředu Německo, jelikož Hans von Ohain sestavil prototyp již roku 1935. Rok poté svůj první prototyp postavil i Frank Whittle ve své společnosti pojmenované Power Jets Ltd.

Prvními, komu se povedlo postavit funkční letoun na bázi čistě proudového motoru, byli konstruktéři Ernest Heinkel a Hans von Ohain. Postavili známý letoun He-178, který se vznesl poprvé dne 27. srpna 1939. Pár dní poté byl předveden německým důstojníkům. Jelikož byli němečtí důstojníci přesvědčeni o své neporazitelnosti s konvenčními letadly, tak dále tento projekt nepodporovali. I přes tyto potíže Heinkel s Ohainem vyvíjeli první proudovou stíhačku ze své vlastní iniciativy.

Za kanálem La Manche též probíhal vývoj, ze kterého vzešel letoun s označením Gloster E.28/39, který poprvé vzlétl 15. května 1941. Motor použitý v tomto letounu byl vyrobený ve výše zmíněné továrně Power Jets Ltd.

Vývoj proudové jednotky na americkém kontinentu dosti zaostával. Z toho důvodu se domluvily vlády Spojených států amerických a Anglie. Díky této dohodě dostala americká armáda jeden kus Whittlova motoru i s kompletní dokumentací. Po drobných úpravách tento motor využili ve svém prvním proudovém letounu Bell P-59 Aircomet, který vzlétl poprvé 1. října 1942.

### **2.3 Proudové motory v civilním letectví**

Prvním civilním proudovým dopravním letounem na světě byl de Havilland Comet, který poprvé vzlétl 27. července roku 1949. Je to letoun klasické koncepce dolnoplošník se šípovým tvarem křídel, přetlakovou kabinou pro 56 až 109 cestujících. Hlavním rozdílem tohoto letounu oproti dnešním strojům je nezvyklé umístění čtyř motorových jednotek do kořenů křídel, vždy v páru vedle sebe. Pro pohon tohoto letounu o maximální vzletové

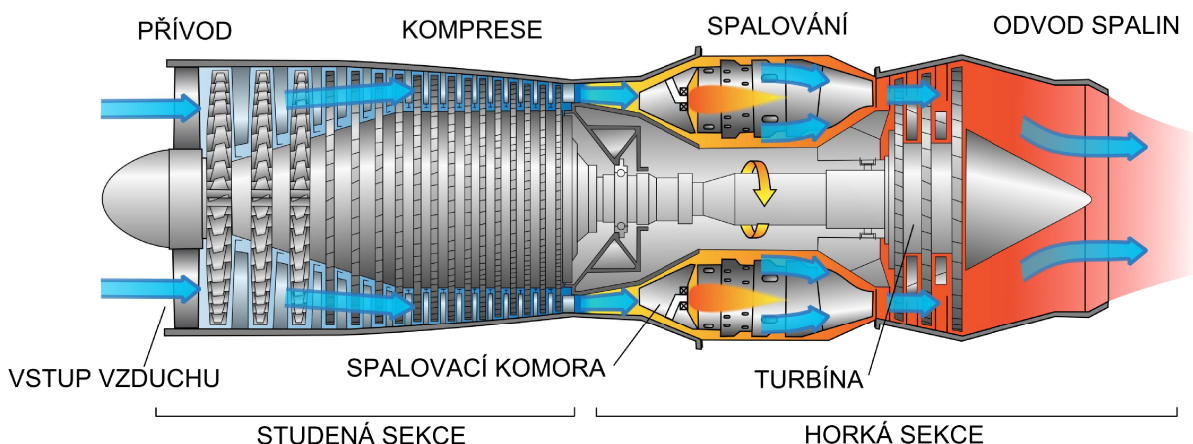
hmotnosti 73,5 t [7] byly použity čtyři motory typu Rollce-Royce Avon, každý o tahu 46,8 kN. Tyto motory byly prvními motory s axiálním kompresorem, které byly v továrně Rollce-Royce vyvinuty. Jedná se o jednoproudový motor s patnáctistupňovým kompresorem. Podle verze má buď osm trubkových spalovacích komor, nebo u pozdějších verzí jsou namontovány prstencové spalovací komory. Dnes je možné různé varianty tohoto motoru vidět jako stacionární pohonné generátory[8].

Letoun Comet provázela neblahá pověst po třech medializovaných nehodách způsobených vadou konstrukce. Tudíž se na scénu leteckého provozu dostal konkurenční letoun od firmy Boeing s označením 707 [9]. Z konstrukce tohoto letounu vycházejí všechna dnešní větší civilní letadla, jelikož měl již motory v gondolách pod křídly. Tento letoun využíval čtyři motorové jednotky v gondolách typu Pratt&Whitney JT3, ale v šedesátých letech letoun osadili upravenými motory s označením Pratt&Whitney JT3D turbodmychadlové verze.

První používanou verzí motoru na letounu Boeing 707 byl tedy motor Pratt&Whitney JT3, což bylo jeho označení pro civilní použití. Motor byl navrhnout pod vedením Andyho Willigoose v letech 1947 až 1949 [10]. Byl to první proudový motor dvouhřídelové koncepce, který měl dva souhlasně se otáčející hřídele, kdy každý poháněl jeden stupeň kompresoru. Tento motor měl maximální statický tah 54 kN. Úpravou tohoto motoru vznikl typ s označením JT3D, který měl nainstalováno v přední části dmychadlo, tím přeměnil motor na trubodmychadlový s obtokovým poměrem 1,4 [11]. Jádro obou motorů bylo složeno z dvouhřídelového šestnáctistupňového kompresoru, prstencové komory a čtyř stupňů turbíny. Motor měl po této úpravě statický tah 80,1 kN.

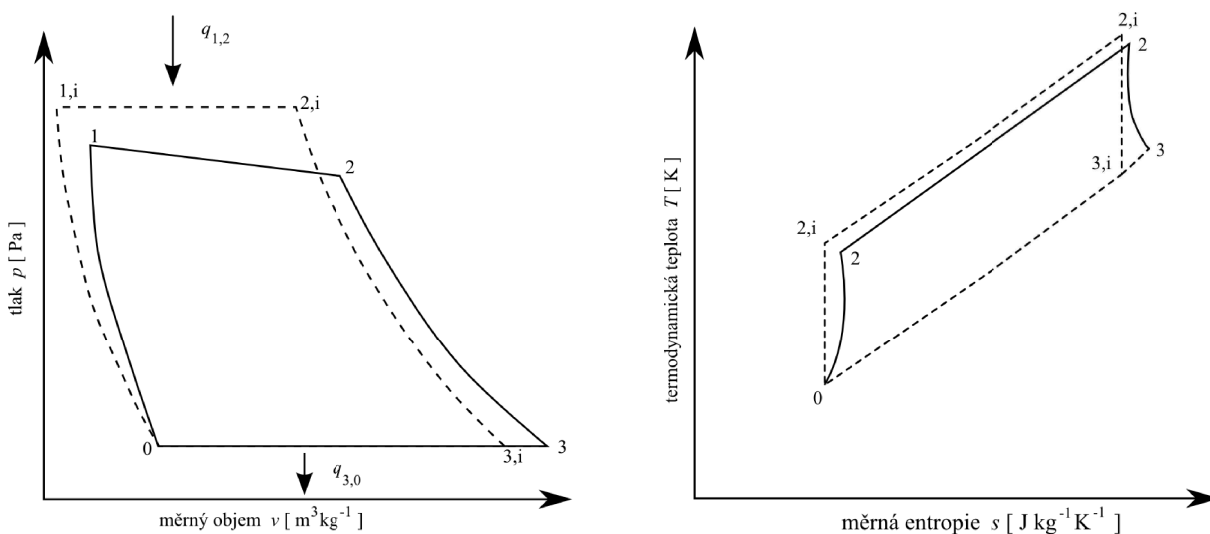
### 3 Základ funkce proudového motoru

Základní teorií funkce lopatkového motoru je princip akce a reakce. Horké plyny vystupující z trysky motoru velkou rychlostí vyvozují sílu, která motor tlačí v opačném směru. Síla vyvozovaná motorem se nazývá tah, je definována součinem rychlosti a hmotnostního toku výtokových plynů. Tepelný oběh proudových motorů je založen na Carnotově cyklu, ale tohoto děje by se dalo dosáhnout jenom v ideálním případě. Tudíž se



Obr. 2: Schéma jednoproudového motoru [15]

tento cyklus v reálném případě nedá využít. Z toho důvodu se zavádí zjednodušený cyklus, který se nazývá Braytonův cyklus, viz obr. 3. Braytonův cyklus se nejvíce přibližuje skutečným hodnotám uvnitř motoru. S indexem  $i$  je znázorněn ideální cyklus a bez indexu je znázorněn reálný cyklus jednoproudového motoru za letu. Čárkovaně je vyznačen ideální cyklus, kterého nelze dosáhnout. Ale čím více se k němu přiblížíme, tím bude motor účinnější. Jak je patrné z grafů, při ideálním chodu by došlo k izoentropickému stlačení v kompresoru (z bodu  $0$  do bodu  $1,i$ ). Dále by následoval izobarický ohřev média ve spalovací komoře (z bodu  $1,i$  do bodu  $2,i$ ), za kterým by těsně následovala izoentropická expanze na lopatkách turbíny (z bodu  $2,i$  do bodu  $3,i$ ). Cyklus je otevřený, pouze pro potřeby výpočtu jej uzavíráme. Schéma jednoproudového motoru je na obr. 2 Popis funkce základních částí [1].



Obr. 3: Oběh letícího jednoproudového motoru - Braytonův cyklus [1]

### 3.1 Kompresory

V dnešní době se v leteckém průmyslu používají dva druhy kompresorů. Dělí se podle směru proudění vzduchu vzhledem k ose rotace motoru: na odstředivé - radiální (kolmo k ose rotace) a na osově - axiální (rovnoběžně s osou rotace).

#### 3.1.1 Radiální kompresory

Radiální kompresory se převážně používaly v počátcích proudových motorů, jelikož řešení jejich konstrukce nebylo tolik náročné. Především měli konstruktéři již zkušenosti z přepřňovaných motorů, kde se totožná konstrukce již používala ve zmenšeném měřítku. Hodí se pro motory, které běží většinu doby ve výpočtových režimech. Tudíž se jejich použití omezilo převážně na turbovrtulové motory, kde se využívá i ve dvoustupňovém uspořádání.

Nasávaný vzduch je přiveden na oběžné kolo přes lopatky záběrníku, mírně zahnuté lopatky na začátku kompresorového stupně. Poté se odstředivou silou stlačuje v zužujícím se mezilopátkovém prostoru, až opustí oběžné kolo. Na navazujících difuzorních lopatkách se kinetická energie plynu převede na tlakovou.

### **3.1.2 Axiální kompresory**

Axiální kompresory začali používat němečtí konstruktéři již v prvním bojově nasazeném letounu. Velkou výhodou tohoto kompresoru jsou jeho lepší charakteristiky mimo výpočtový stav za ustálených podmínek a hlavně také malý čelní průřez pro velké hmotnostní průtoky vzduchu. Ke stlačení dochází ve dvou fázích. Na rotorových lopatkách vlivem jejich obvodové rychlosti a tvaru dojde ke zrychlení a zároveň k mírnému stlačení. Též na rotorových lopatkách dojde i k mírnému nárůstu tlaku. Statorové lopatky přemění tento nárůst rychlosti na zvýšení tlaku. Tento proces provází nárůst teploty.

Axiální kompresory se vždy používají ve více stupních. Většinou se též používají na začátku kompresoru takzvané nadzvukové stupně, u kterých vektorový součet obvodové rychlosti a vstupní rychlosti plynu překračuje místní rychlost zvuku. Na těchto stupních dochází k většímu stlačení za cenu mírně vyšších ztrát, ale tyto ztráty jsou menší oproti použití více standardních stupňů na stejně velkou změnu tlaku. Nevýhodou axiálních kompresorů je malá výška posledních stupňů, kde je problém s utěsněním mezery mezi rotorovými lopatkami a skříní. Tyto konstrukční mezery jsou zdrojem tlakových ztrát.

### **3.2 Rozdělení spalovacích komor**

Ve spalovacích komorách dochází ke směšování stlačeného vzduchu s palivem. Vzhledem k rychlosti hoření paliva a rychlosti proudění stlačeného vzduchu zde musí dojít ke snížení rychlosti proudění, tudíž má difuzorní tvar, který toto zaručuje. Taktéž se zde vyvolává turbulentní proudění. Tohoto procesu se využívá z toho důvodu, aby se v určitých oblastech relativní rychlost držela na velice nízkých hodnotách, kde by docházelo k udržení plamene. Používají se tyto základní tvary spalovacích komor: trubková, prstencová a smíšená spalovací komora.

#### **3.2.1 Trubkové spalovací komory**

Trubkové spalovací komory mají válcový či kuželový tvar. Každá spalovací komora je tvořena z pláště a plamence. Plášť každé spalovací komory je samostatný a tyto komory jsou propojeny jen průšlehovými trubkami, které zajišťují zapálení a stabilizaci plamene v každé spalovací komoře, jelikož jsou spouštěcí trysky instalovány zpravidla jen v několika plamencích. Zpravidla se používá větší počet těchto spalovacích komor, které jsou rovnoměrně rozmístěné a s osou motoru jsou buď rovnoběžné, nebo různoběžné, jelikož by proud horkých plynů vystupující ze spalovacích komor byl nerovnoměrný, a tudíž by se nerovnoměrně zahřívala turbína, což by mělo za následek její nerovnoměrné opotřebení a snížení životnosti. Z tohoto důvodu se za trubkové spalovací komory dává tzv. sběrač plynů. V něm jsou obsaženy naváděcí lopatky prvního stupně turbíny. Sběrač plynů zaručuje rovnoměrné rozložení proudu horkých plynů na rotorové lopatky turbíny a tím i jejich rovnoměrné tepelné namáhání.

#### **3.2.2 Prstencové spalovací komory**

Tento druh spalovací komory je složen jen z jednoho pláště a jednoho plamence. Plamenec je uložen uvnitř pláště a tento celek je uložen souose se zbytkem motoru. Tento

způsob uložení je ale nevýhodný z důvodu oteplení střední části motoru a tudíž zvýšeného zahřívání ložisek. Problém zahřívání ložisek je řešen dvojitou stěnou pláště spalovací komory, která zajišťuje tepelnou izolaci. U tohoto typu komory je komplikovanější výměna, jelikož je třeba rozebrat celý motor. Prstencová spalovací komora je více efektivní, ale její vývoj a výroba jsou mnohem složitější než trubkové komory.

#### **3.2.3 Smíšené a jiné spalovací komory**

Smíšené spalovací komory vznikly spojením prstencové a trubkové spalovací komory, jelikož se v jednom prstencovém plášti nalézá 7 až 10 samostatných plamenců rovnoměrně rozmístěných. Jediným spojením plamenců jsou průšlehové trubky. Na výstupní části se válcové plameny spojují takovým způsobem, že na výstupu ze spalovací komory tvoří již prstencový průřez.

Dalším druhem používané spalovací komory je protiproudá spalovací komora, jejímž hlavním rozdílem oproti předchozím spalovacím komorám je smysl proudění vzduchu od kompresoru a smysl výstupu plynů ze spalovací komory. U předchozích řešení jsou tyto směry shodné, proto se souhrnně nazývají souproudé spalovací komory, kdežto u této spalovací komory je směr proudění plynů od kompresoru a plynů vystupujících z plameny protichůdný. Tato komora se převážně užívá u motorů, jejichž poslední částí vysokotlakého kompresoru je odstředivý stupeň.

## **4 Účinnosti ovlivňující vývoj motorů**

Jedním z nejdůležitějších parametrů při volbě pohonné jednotky letadla je specifická spotřeba paliva (SFC - Specific fuel consumption). Tento údaj je podílem spotřebovaného paliva ku množství vyprodukovaného tahu. Specifická spotřeba paliva je hlavně určována tepelným oběhem motoru, na který mají největší vliv tyto okolnosti: celkový kompresní poměr (OPR - Overall pressure ratio), teplota plynů na vstupu do turbíny a obtokový poměr motoru (BPR - Bypass ratio). Celková účinnost motoru je dána součinem tepelné účinnosti a propulzní účinnosti, a tudíž je možné zlepšit specifickou spotřebu paliva navýšením tepelné a propulzní účinnosti. Čerpáno z [3].

### **4.1 Tepelná účinnost**

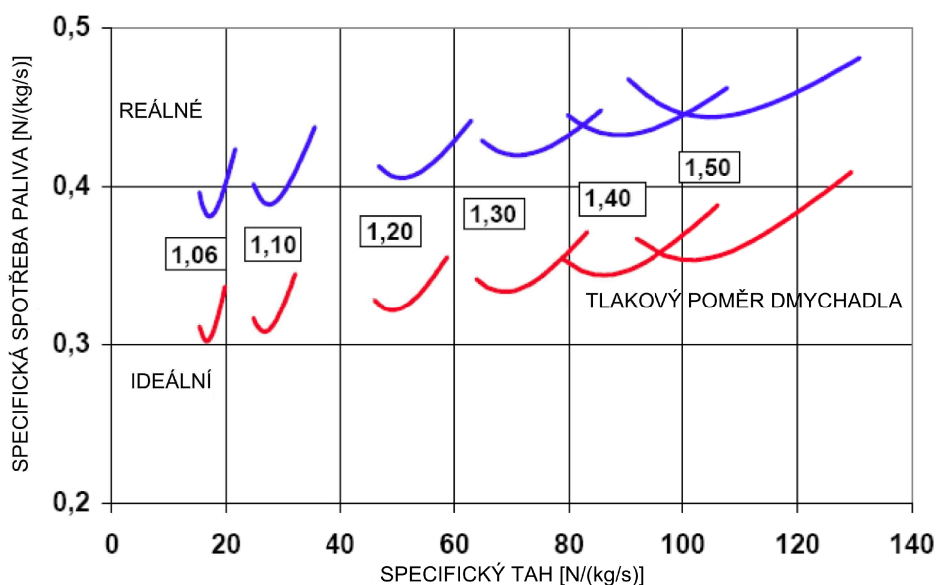
Vlastní definicí tepelné účinnosti rozumíme poměr převedené chemické energie do kinetické energie, což se jinými slovy dá říci jako podíl vstupní energie ku energii využití, v našem případě se jedná o tah vyvolaný motorem. Tepelná účinnost je funkcí kompresního poměru a teploty na vstupu do turbíny. Při bližším zkoumání dojdeme k tomu, že se pomocí zvyšování stlačení nebo navýšením vstupní teploty turbíny výrazně zvýší tepelná účinnost motoru. Tohoto můžeme dosáhnout použitím lepších materiálů pro lopatky turbíny nebo jejich lepším chlazením. Stejný účinek by mělo zvýšení otáček jádra motoru. Bohužel tato řešení mají svá konstrukční omezení. Jedním z těchto omezení je teplota na vstupu do turbíny, kterou nelze zvyšovat do nekonečna, jelikož by to materiál nevydržel, nebo by byly překročeny limity oxidů dusíku vznikající s vyšší teplotou, tudíž reálnou hodnotou pro kovové materiály je 1800 K. Daly by se též použít vysokopevnostní keramické materiály,

kteřé by teoreticky vydržely až 1944 K. Limitní hodnotou je teoreticky 62 procentní tepelná účinnost motoru [3] při uvažování použití vyvíjených keramických materiálů. U dnes používaných motorů je maximum někde kolem 50%. Při uvažování celkového kompresního poměru 45, teploty na vstupu do turbíny 1700K, účinnosti kompresoru 90% a 92% účinnosti turbíny, to vše za ustáleného cestovního režimu. Pro budoucí vývoj se tedy odhaduje, že dojde ještě k navýšení celkové účinnosti o 12%.

Jsou i další možnosti, které by mohly zvýšit tepelnou účinnost, již ale neodpovídají původnímu tepelnému cyklu motoru. Jednou z těchto možností navýšení účinnosti je použití mezichladiče stlačeného vzduchu, který nám umožní navýšit celkový kompresní poměr, nebo použití rekuperátoru tepla.

## 4.2 Propulzní účinnost

Propulzní účinnost se dá nejjednodušeji definovat jako poměr energie v tahu motoru ku energii využitě k pohonu letounu. To zahrnuje účinnost dmyhadla, nízkotlakého kompresoru a ztrát ve výtokové trysce a dalších zařízeních, nebo též odpor vyvozený instalací motoru. Záleží především na poměru rychlosti plynů ve výstupní trysce motoru ku cestovní rychlosti letounu, se snížením tohoto poměru propulzní účinnost roste. Z čehož jasně plyne, že snížením výtokové rychlosti plynů z motoru, při udržení stejné rychlosti letu, dosáhneme vyšší propulzní účinnosti. Pokud chceme snížit rychlost plynů, musíme ale zvýšit jejich hmotnostní průtok pro zachování stejného tahu, čímž dojdeme k nutnosti zvětšit průměr dmyhadla, tedy zvýšení obtokového poměru. Tuto myšlenku lze uplatnit jen v tom případě, že snížíme odpor zakomponovaného motoru do konstrukce letounu a zvýšíme účinnost dmyhadla.



Obr. 4: Poměr specifické spotřeby paliva na specifickém tahu za různých tlakových poměrů dmyhadla [3]

Velikost obtokového poměru není omezena jen čelním odporem, který vyprodukuje, ale je hlavně omezena rychlostí koncových bodů dmychadla. Již v dnešní době dosahují špičky lopatek dmychadel rychlostí kolem 1,4 Mach. Při snaze zvyšovat tuto hodnotu by došlo k odtržení proudu vzduchu a rázovým vlnám, tudíž zvyšování obtokového poměru musí být doprovázeno snížením otáček dmychadla tak, aby rychlost koncových bodů nedosáhla těchto nežádoucích jevů. Naopak velkou výhodou je, když může mít kompresor a nízkotlaká turbína vyšší otáčky, jelikož je poté třeba menšího počtu stupňů pro stejný výkon. Nižší počet stupňů nízkotlakého kompresoru a turbíny znamená menší hmotnost motoru a také je poté motor kratší. Této koncepci se využívá při konstrukci motorů typu geared turbofan kap. 6.4.

Dalším velice důležitým parametrem pro zvýšení propulzní účinnosti je tlakový poměr na dmychadle (FPR - Fan pressure ratio), jelikož s klesajícím tlakovým poměrem na dmychadle roste propulzní účinnost. Při snižování tlakového poměru na dmychadle dochází ke snižování specifické spotřeby paliva, ale na úkor snížení specifického tahu a hlavně snížení jeho rozsahu použití. Otázkou tedy zůstává, jak malý tlakový poměr na dmychadle je využitelný pro užití v praxi.

Na obr. 4 je zobrazen graf závislosti specifické spotřeby paliva na specifickém tahu motoru pro různé tlakové poměry na dmychadle. Z něj vyplývá, že při snížení tlakového poměru dmychadla dojde ke snížení použitelného rozsahu tahu motoru. Je to způsobeno tím, že proudění po profilu dmychadla není již laminární a dojde k odtržení proudu vzduchu, dmychadlo přestává hnát vzduch za sebe a maří tak dodanou energii od turbíny.

## 5 Výzkumné programy

Proudové motory se velice rozšířily do letecké dopravy těsně po jejich prvním zavedení. V dnešní době létá většina letadel v civilním odvětví právě s proudovými motory. Bohužel tyto motory mají vyšší spotřebu paliva a vyšší hladinu hluchnosti oproti pístovým motorům, jelikož každý pokus o vývoj v oblasti letectví byl provázen světovými válkami, ve kterých zúčastněné státy dávaly velkou sumu peněz právě na vývoj svých leteckých sil. Nadále pak navazovalo období studené války, kdy tempo vývoje udával vojenský průmysl Spojených států amerických a Ruska. Tudíž se vždy do každého pokroku v oboru letectví dala velká suma peněz. Jelikož v dnešní době není pro tyto účely k dispozici takovýto zdroj, bylo nutné dát menší zdroje dohromady. Z toho důvodu se spojily státy Evropy i státy mimo evropské území, aby mohly společně podporovat vývoj, na který by žádná země či soukromý investor neměly dost finančních prostředků.

V lednu roku 2001 se sešlo zasedání s názvem Advisory Council of Aeronautic Research in Europe - ACARE (Poradní výbor o leteckém vývoji v Evropě) a ustanovilo si směr, kterým by se měl vývoj orientovat až do roku 2020, jelikož zjistili, že tempem, které bylo v roce tohoto zasedání, by došlo v blízké době k neúnosným podmínkám v letecké dopravě. Jak v oblasti, která přímo ovlivňuje cestující, tak hlavně v části, která ovlivňuje životní prostředí. Při zabývání touto otázkou došli k cílům, kterých měli v plánu dosáhnout do roku 2020. Tyto informace shrnuje zpráva uveřejněná právě na tomto zasedání [4], v níž jsou obsaženy informace o cílech týkajících se celého leteckého odvětví v Evropě.

Například se jedná o úpravu odbavovacího procesu za účelem snížení čekací doby cestujících na odbavení při startu i přiletu na 15 minut, možnost většího výběru cestujících

ohledně vybavení letadla či kvality obsluhy nebo kvality podávaného jídla a služeb na palubě. Nacházejí se zde také cíle, které se týkají pohonu letounů ohledně snížení dopadů výroby leteckého průmyslu na životní prostředí, též snížení emisí hluku na jednu polovinu tehdejších hodnot. Také se zde objevuje myšlenka na snížení emisí pohonných jednotek letounů, jelikož by toto snížení mělo velmi kladný vliv na životní prostředí. A to hlavně v oblasti spotřeby paliva, která by se měla snížit též o polovinu. Se spotřebou je též svázána produkce oxidu uhličitého, která by se měla taktéž snížit o polovinu, a dokonce je snahou snížit produkci emisí oxidu dusíku o 80% na cestujícího a kilometr. Samozřejmě je tento rozdíl brán mezi letouny z roku 2001 a letouny, které se plánují na roky 2020 a dále. Na základě tohoto usnesení vznikly dva velké projekty vývoje proudových motorů, a to NEWAC (New Aero Engine Core Concepts - Koncepty jádra nových leteckých motorů) a VITAL (Environmentally Friendly Engine - Přírodě přívětivé motory).

### **5.1 NEWAC**

Tento program spojuje výrobce a vývojáře leteckých motorů z celé Evropy. Hlavním záměrem vývoje tohoto programu je dosažení úprav v oblasti vlastního jádra motoru v takovém rozsahu, aby se dosáhlo cílů uveřejněných ve Vision 2020 - tedy snížení produkce oxidu uhličitého, zvýšení účinnosti a snížení produkce oxidů dusíku. Tento projekt zahrnuje koncepte, které jsou blíže rozebrány v 6.1 až 6.3.

### **5.2 VITAL**

Zahájení projektu bylo 1. ledna 2005. Projekt spojuje opět vývojáře z celé Evropy. Hlavním cílem tohoto projektu je zvýšit propulsní účinnost o 7 % a zároveň snížit ztráty. Snížení produkovaného hluku o 6 dB s kombinací modulární koncepce motorů. Tento projekt se zabývá vývojem rozděleným do několika kroků. V prvním z nich upravil stávající přímo poháněná dmychadla (R&R Trent 1000). Druhým krokem se zaměřují na Geared turbofan (turbodmychadlový motor s reduktorem). Motor tohoto typu má hnané dmychadlo přes planetovou převodovku. Dalším cílem projektu Vital je vývoj motoru s označením Propfan, kde bude použito bezplášťové dmychadlo. Oba tyto typy motorů jsou popsány níže v kapitolách 6.4 a 6.5. Projekt se též zaměřuje na snížení hlučnosti motorů hlavně v oblasti snížení koncové rychlosti lopatek dmychadel a snížení výtokové rychlosti spalin z motoru.

## **6 Návrhy nových koncepcí proudových motorů**

Návrhy konstrukčních řešení navazující v dalších odstavcích týkajících se řešení lopatkových motorů byly čerpány z [5].

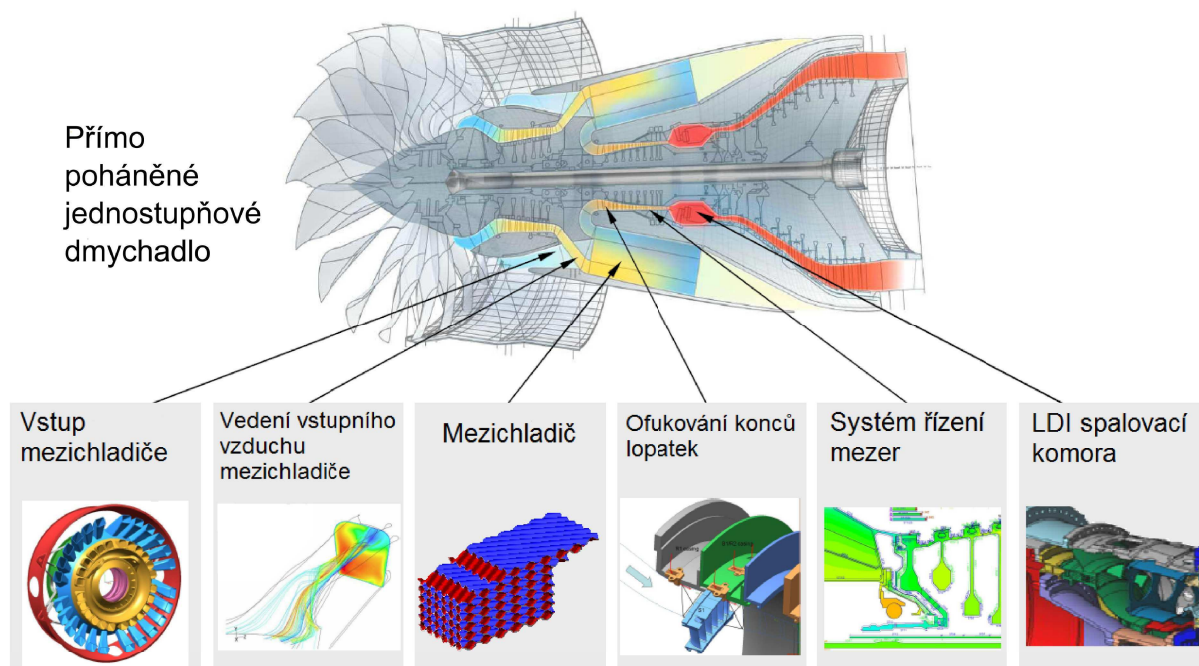
### **6.1 Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu**

Při snaze navrhnout lepší motor s lepšími vlastnostmi se dospělo k nejjednodušší myšlence jak zvýšit tepelnou účinnost proudového motoru, tudíž ochlazovat stlačený vzduch. Vzduch je nasáván přes nízký a středotlaký kompresor, kde se stlačí ve vysokém poměru a jeho teplota přirozeně vzroste. Poté projde přes chladič okruh, kde se jeho teplota předpokládaně sníží o 100 K a bude postupovat dále do vysokotlakového kompresoru. Tento

system se již využívá řadu let u automobilů a též je již využíván řadu let u stacionárních plynových turbín v průmyslu, takže jde o adaptaci pro letecké využití.

Vlivem zvýšení teploty stlačovaného média se jeho hustota snižuje, tudíž je za normálních podmínek stlačený vzduch na vstupu do spalovací komory řídký, jelikož po zchlazení vzduchu na mezichladiči dojde ke snížení teploty, přibližně o 100 K. Toto ochlazení bude mít za následek zlepšení účinnosti kompresoru a také hlavně menší tepelné namáhání vysokotlaké části kompresoru, díky čemuž se prodlouží jeho životnost, nebo se sníží nároky na odolnost materiálu vůči vysoké teplotě. Jestliže se sníží teplota vystupující z kompresoru, je možné tento vzduch dále stlačit a tudíž docílit mnohem většího kompresního poměru v rámci celého kompresoru při stejné výstupní teplotě.

Tento způsob úpravy proudového motoru je vhodný jen pro motory s velkým obtokovým poměrem, jelikož se chladicí zařízení nalézá v obtokovém proudě vzduchu a zvýší průměr kompresorové části. Jednou z dalších výhod tohoto konceptu je chladnější vzduch dodávaný z kompresoru pro chlazení turbíny. Pokud bude vzduch pro chlazení lopatek turbín výrazně chladnější při zachování stejného přetlaku, bude možné dodávat tohoto vzduchu mnohem méně pro stejné ochlazení, tudíž se tento ušetřený vzduch uplatní pro zvýšení kompresního poměru alepší se průběh spalování, jelikož bude k dispozici více kyslíku. Přístupová část vzduchu k mezichladiči bude mít difuzorní tvar, aby se snížila rychlost chladicího vzduchu od ventilátoru, z čehož také vyplývá, že při pomalejším proudění chladicího vzduchu chladičem dojde k lepšímu přestupu tepla a tudíž k většímu ochlazení stlačeného vzduchu před vstupem do vysokotlakého kompresoru. Po prostupu chladicího vzduchu chladičem se opět prostor zmenší, aby se proud vzduchu opět dodala rychlost shodná s okolním prouděním.



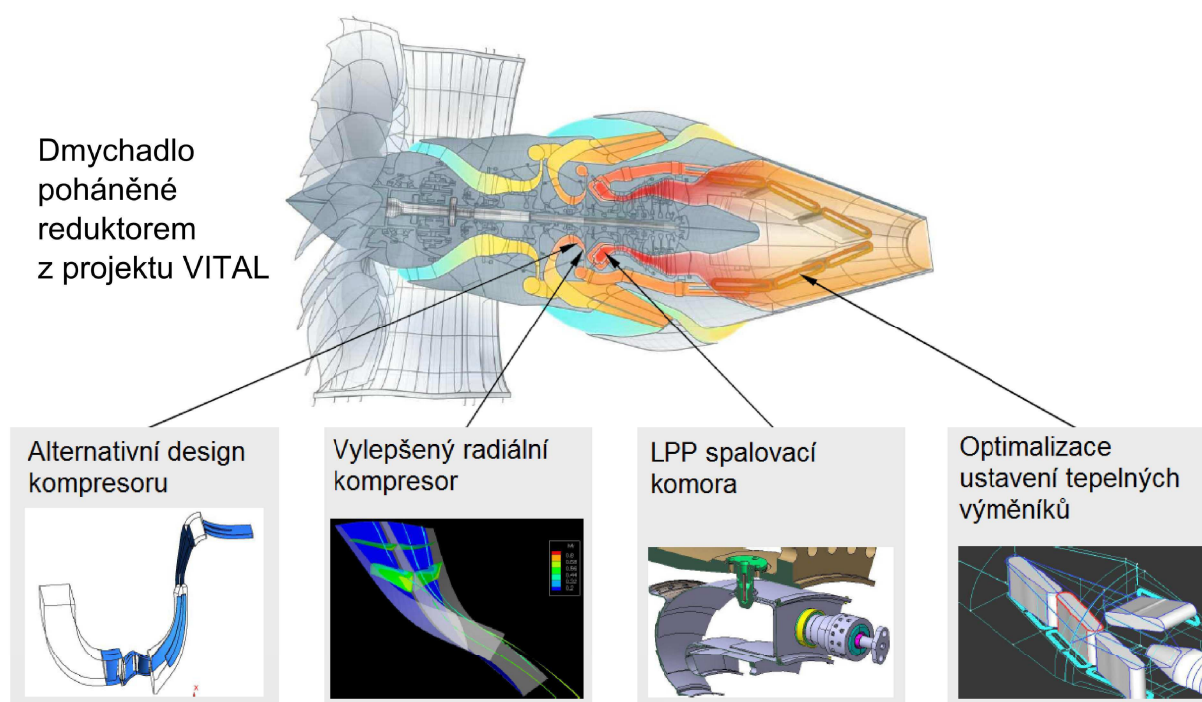
Obr. 5: Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu a LDI spalovací komorou[6]

Důležitým aspektem této konstrukce je zvýšení účinnosti vysokotlakého kompresoru. Hlavní oblastí využití této koncepce se předpokládá u motorů se středním a velkým obtokovým poměrem velkých výkonů, jelikož se díky mezichladiči zvýší konstrukční složitost a také hmotnost motoru, tudíž by to bylo u menších motorů neekonomické. Koncepce celého motoru je vidět na obr. 5.

## 6.2 Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu a rekuperátorem tepla

Koncepce tohoto motoru vychází z části z předchozí kapitoly, ale má ještě další vylepšení. Koncepce chladiče stlačeného vzduchu je prakticky shodná s předchozí kapitolou, tudíž nemá cenu ji znovu opakovat. Jen jeden rozdíl, jenž je také patrný z obrázku, spočívá v tom, že jako poslední stupeň vysokotlakého kompresoru je využit odstředivý kompresor. Tato úprava je velice výhodná z toho důvodu, že dojde ke zkrácení kompresoru a posunu stlačeného vzduchu na vnější okraj konstrukce. Koncept celého motoru je na obr. 6.

Výtokovou tryskou každého proudového motoru odchází spousta nevyužitá energie ve formě přehřátých plynů. Z toho také vychází koncepce rekuperátoru tepla umístěného ve výtokové trysce. Základní myšlenka je velice jednoduchá, využít tohoto tepla pro ohřev již stlačeného vzduchu a tím snížit objem tepla, který je vyžadován pro spalovací komoře. Při konstrukci motoru se využil výměník tepla umístěný do výtokové trysky, do něhož by se navedl proud stlačeného vzduchu. Z něho dále normálně pokračoval do spalovací komory, ale s mnohem vyšší teplotou. Je to velice dobrá myšlenka, kterou už letečtí konstruktéři několik let řeší.



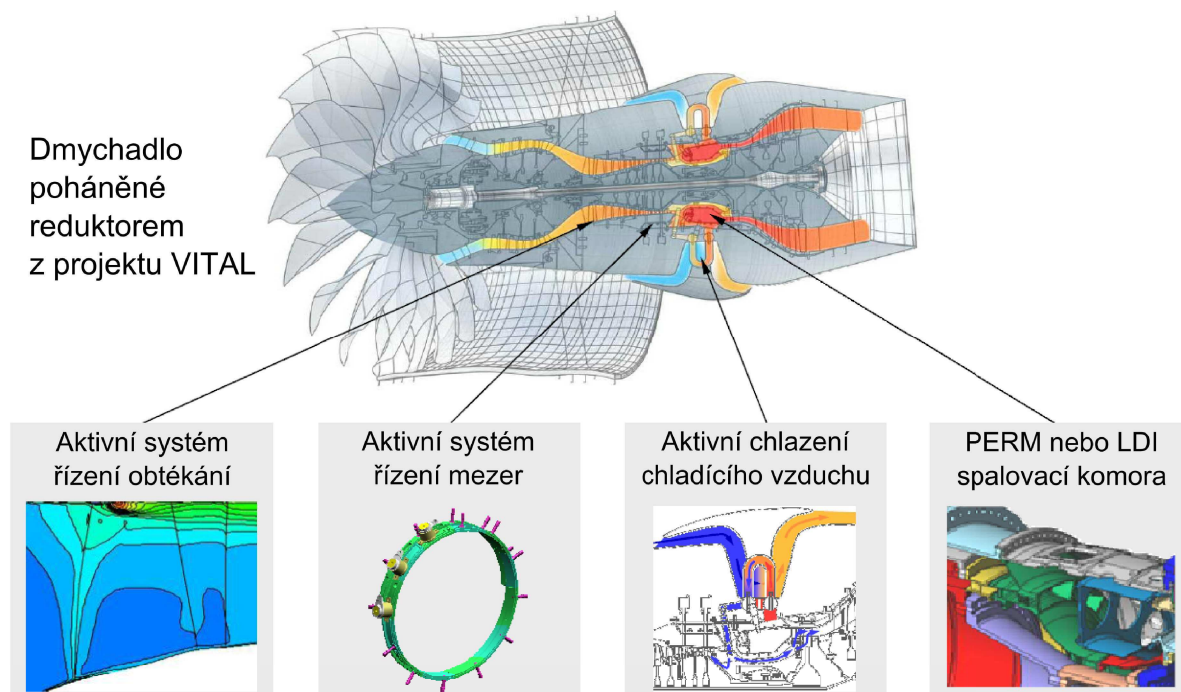
Obr. 6: Motor s rekuperátorem tepla a LPP spalovací komorou [6]

Je ale škoda, že takovéto konstrukční řešení udělá proudový motor mnohem složitější a jen přístup k turbínové části bude komplikovanější. Ve vedení vzduchu a výměníku tepla dojde k tlakovým ztrátám. Tudiž bude muset být vše navrženo tak, aby ztráty nepřevýšily zisk. Po překonání problémů by tento motor ušetřil hodně paliva a snížil exhalace škodlivých plynů do atmosféry. Ve výsledku by tento koncept měl být tím nejlepším, co je v tuto chvíli ve vývoji pro čistotu atmosféry. Tudiž by měl dosáhnout na cíle zadané projektem NEWAC a možná i splnit předpoklady Vision 2020.

Okruhem použití této koncepce by měla být velká dopravní letadla s motory o velkém obtokovém poměru a velkým tahem, která létají na nejdelších linkách. Také by mělo být toto jádro motoru doplněno o zpřevodované dmychadlo označené jako Geared turbofan, jež by mělo výhody této koncepce ještě vylepšit. Nejlepších hodnot by měla tato koncepce dosahovat za dlouhých letů při konstantních podmínkách.

### 6.3 Motor s aktivními částmi jádra

V rámci projektu NEWAC se rozvíjí dva hlavní systémy úpravy jádra. Proudové motory během svého pracovního cyklu projdou různými vnějšími podmínkami, které mají velký vliv na činnost motoru a také na jeho účinnost a namáhání. Jednou z nejdůležitějších součástí dnešních proudových motorů je chladicí systém lopatek turbíny. Spotřeba vzduchu pro chlazení lopatek je kolem 20% hmotnostního průtoku jádrem motoru. Tudiž je snahou snížit tento podíl na minimum.



Obr. 7: Motor s aktivním řízením mezer a chladičem chladícího vzduchu [6]

Z tohoto nápadu vyplývá, že by bylo vhodné využívat pro chlazení studenější vzduch. S tímto problémem se vypořádal chladič stlačeného vzduchu, ale ten se využívá u motorů s velkým obtokovým poměrem. Jakým způsobem tento problém vyřešit u motorů se středním obtokovým poměrem? Na tuto otázku se asi ptali inženýři řešící tento problém. Jejich řešením je vložit chladič vzduchu čistě pro chladicí okruh. Vzduch se odebírá za výstupem z kompresoru přímo z pláště spalovací komory a je odveden do chladiče, který se nachází prakticky po obvodu pláště komory. Po ochlazení se vzduch vrátí do jádra motoru, kudy bude dopraven soustavou kanálů, stejně jako dříve, do vlastních lopatek. Vzhledem k jeho mnohem menší teplotě ho bude třeba méně pro stejné ochlazení lopatek turbíny, z čehož plyne hlavní výhoda tohoto systému. Menší spotřeba vzduchu pro stejné ochlazení turbínových lopatek i u motorů se středním obtokovým poměrem.

Jedno z možných využití tohoto systému je možnost chlazení nejenom lopatek turbíny, ale také lopatek vysokotlakého kompresoru, v němž jsou též vysoké teploty, které tyto lopatky namáhají. Tudíž se tato možnost též zkoumá jako jedna z možností dalšího vývoje. Toto chlazení by mělo podobný systém jako chlazení turbíny. Lopatky kompresoru by měly též chladicí otvory, které by vytvořily kolem lopatky obal z chladnějšího vzduchu.

Jedním z dalších problémů který snižuje účinnost proudového motoru, jsou tlakové ztráty vzniklé díky nedokonalému utěsnění prostoru mezi rotujícími částmi a skříní se statorovými lopatkami. Samo o sobě to není takový problém, ale v nevýpočtových režimech se tyto mezery dosti mění a tudíž dochází k velkým dilatacím. Tyto změny zapříčiňují tlakové ztráty. Změny těchto mezer produkují nejvíce ztrát na posledních stupních vysokotlakého kompresoru, kde je výška jak statorových, tak rotorových lopatek velice nízká a tudíž tyto mezery nabývají na důležitosti, jelikož jsou v nich největší ztráty.

Technologie vyzkoumané v rámci projektu NEWAC mají dva směry, active clearance control system (ACC), volně přeloženo asi jako aktivní systém řízení radiální vůle vrcholů lopatek a druhým přístupem je active surge control system (ASC), volně přeloženo asi jako aktivní protipumpážní systém řízení.

Aktivní systém řízení mezer se dá velice dobře využít u posledních stupňů vysokotlakého kompresoru, kde by obstarával změnu mezer mezi lopatkami rotorů kompresoru a skříní. V tomto místě se pro uzavření prostoru využívají labyrintová těsnění, která zajišťují tlakové oddělení prostoru před a za lopatkovým kolem. Během funkce motoru se teplota lopatek a odstředivé síly na ně působící mění a také se mění teplota skříně. Tento proces má za následek změnu mezer v labyrintových těsněních a tím pádem dochází při jejich zvětšení k tlakovým ztrátám. Pro řešení tohoto problému jsou dva způsoby. Prvním a méně konstrukčně složitým způsobem je tepelně ovládaný systém založený na řízeném ochlazení skříně, což bude mít za následek zmenšení mezer. Druhým způsobem je mechanicky ovládaný mechanismus, který by mezery ovládal přímo podle pokynů řídicího systému.

Zde zmíněné technologie a výzkumy se plánují využít v motoru vyobrazeném na obr.7.

### **6.4 Geared turbofan**

Úprava motoru podle této konstrukce je asi nejbližší nasazení. Konstrukční úpravy se týkají hlavně dmychadla, nízkotlakého kompresoru a také nízkotlaké turbíny, jelikož se

u dnešních konvenčních motorů užívá koncepce přímého pohonu dmyhadla od hřídele nízkotlakého kompresoru jsou otáčky této hřídele nižší, to je způsobeno tím, že není možné udržovat dmyhadlo ve stejně vysokých otáčkách, jaké by vyžadoval nízkotlaký kompresor. Z těchto důvodů se přistoupilo k úpravě otáček dmyhadla pomocí planetové převodovky. Tím se zaručí vhodné otáčky jak pro dmyhadlo, tak pro nízkotlaký kompresor. Touto úpravou se zvýší účinnost motoru až o dvouciferné číslo. S možností úpravy otáček dmyhadla je možné zvyšovat hodnotu obtokového poměru až k hodnotám 15 či 18 [3] v případě užití rekuperátoru tepla. Se snížením otáček dmyhadla souvisí též snížení hladiny hluku jím vyvolané. Ale zvýšení otáček prvních stupňů kompresoru bude mít opačný účinek, ale naštěstí ne tak velký. Výsledkem bude snížení hladina hluku vytvářené tímto motorem.

Velkou nevýhodou této koncepce je objem energie přenášený planetovou převodovkou. Už jen přenést výkon celého motoru, ale také hlavně uchládit tento převod. I kdyby měl účinnost 99%, je velikost ztrát vyzářených ve formě tepla enormní. Tyto problémy bránily dříve ve vývoji této koncepce.



*Obr. 8: Planetová převodovka motoru PW1000G*  
[13]

První zmínky o počátku vývoje této koncepce se dají nalézt již v roce 1998 od firmy Pratt&Whitney. První vývoj směřoval k úpravám stávajícího motoru. Tyto úpravy zahrnovaly nové dvoustupňové dmyhadlo a planetovou převodovku. Po prvních pokusech se projekt přestal rozvíjet. Po několika letech se k projektu vrátili a přepracovali jej. Došlo k úpravě na jednostupňové dmyhadlo poháněné přes planetový převod. V dnešních dnech se již připravuje aplikace motorů s touto úpravou. V rámci projektu Pure Power vzniká motor s označením Pratt&Whitney PW1000G. Planetová převodovka užitá v tomto motoru je na obr. 8.

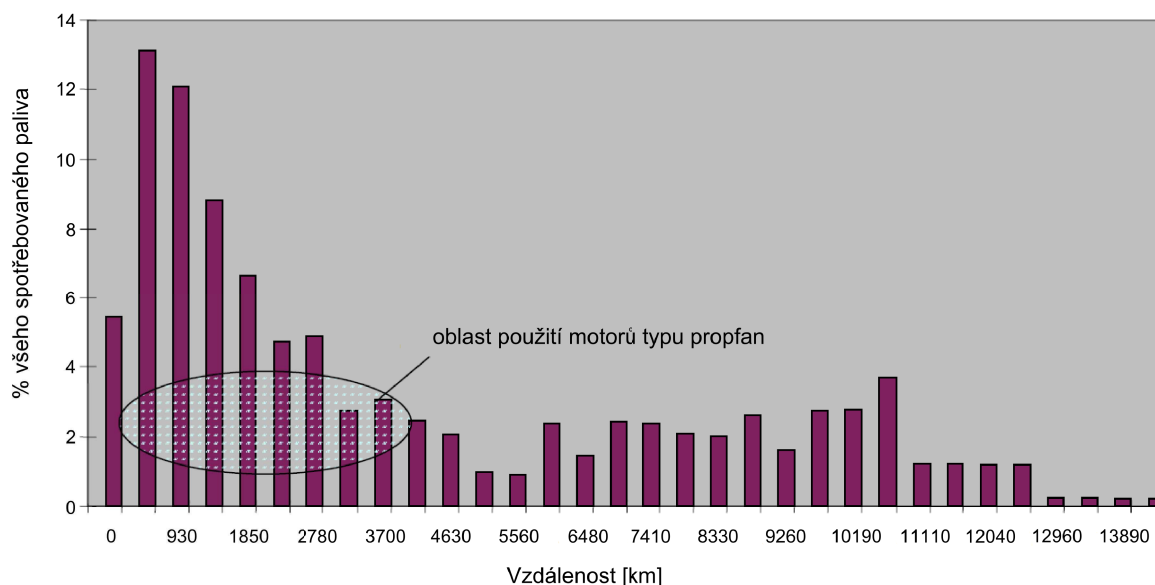
Tento motor je vybaven jednostupňovým dmychadlem, které je poháněno od nízkotlaké turbíny přes planetovou převodovku. Zvýšení otáček nízkotlakého kompresoru a nízkotlaké turbíny si vyžádalo jejich přepracování a užití nových slitin, ale zvýšení otáček těchto částí motoru zvýšilo jejich účinnost. Čerpáno z [3]

Dalším vývojovým stupněm této koncepce je možnost zdvojení dmychadla, kdy by první stupeň byl přímo spojený se statorovou částí nízkotlaké turbíny. Druhý stupeň by byl spojen s rotorovou částí nízkotlaké turbíny a zároveň by poháněl nízkotlaký kompresor, tudíž by se stupně dmychadla otáčely proti sobě díky volné protiběžné turbíně.

### 6.5 Propfan

NASA ve spolupráci s General Electric již tento typ motoru vyvíjela v 80. letech jako nový typ motoru s dmychadlem na vnější straně motoru. Důvodem pro tento krok byl tehdejší růst cen pohonných hmot, jelikož se již tehdy zjistilo, že by tento koncept ušetřil více jak 30% paliva. V 80. letech vyvinuli motor s označením GE36, bohužel díky opětovnému snížení cen paliv nebyl v praxi využit.

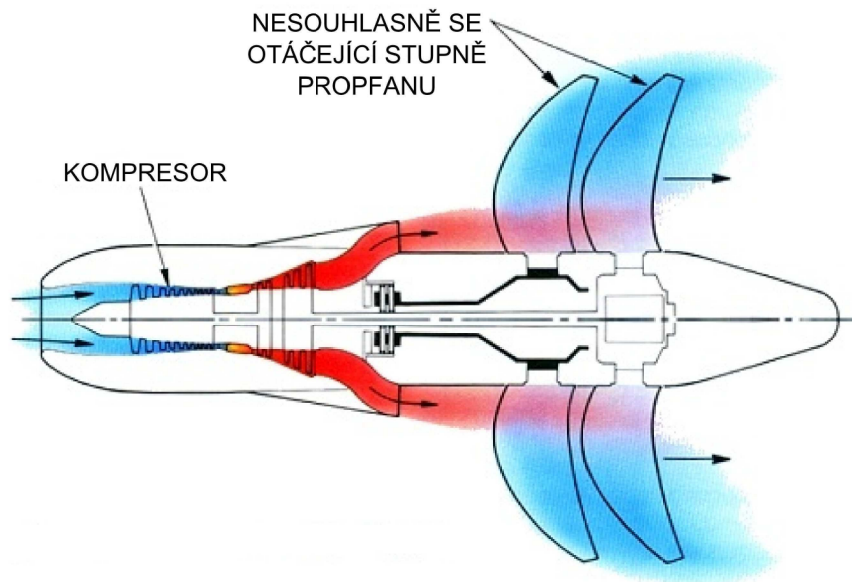
Dnes se k této myšlence výrobci vrací. Jelikož se opět ceny pohonných látek zvedají, je trendem snižovat objem emisí, které letouny produkují. Tudíž probíhá vývoj jak na americké půdě, tak na evropském kontinentu.



Obr. 9: Procentové rozdělení spotřebovaného paliva podle délky letu v kilometrech [3]

Základním konstrukčním rozdílem oproti běžně používaným motorům je mnohem větší obtokový poměr, řádově je možné dosáhnout obtokového poměru až 20 [3]. A absence zakrytování dmychadla. Konstrukční provedení kompresoru a spalovací komory jsou prakticky totožné s konvenčními. Taktéž konstrukce vysokotlaké turbíny pohánějící

kompresorovou část je totožná. Velkým změnám doznala část nízkotlaké turbíny. Jelikož se uvažuje o použití dvoustupňového dmyhadla s opačným směrem rotace, je turbína upravena tak, že rotorové lopatky jsou přímo spojeny s jedním stupněm dmyhadla a lopatky dříve označované jako statorové jsou propojeny s druhým stupněm dmyhadla. Tudíž vznikají jakoby dva protiběžné volné stupně turbíny, kdy každý z nich je přímo propojen s lopatkami dmyhadla. Tudíž oproti používaným motorům chybí hřídel, která by procházela celým jádrem motoru a vlastní dmyhadlo, které vytváří tah, není nijak přímo spojeno s jádrem motoru. Jedním z hlavních konstrukčních aspektů této konstrukce je nemožnost zvyšování tahu zvýšením otáček dmyhadel, jelikož mohou mít dmyhadla rychlost na obvodu maximálně tak kolem 700 km/h. Jelikož by došlo k překročení zvukové bariéry po vektorovém součtu s rychlostí přistupujícího vzduchu. Zvuková bariéra by enormně zvýšila odpor a snížila tah, tudíž by v tu chvíli spadla účinnost. Tudíž, aby se přenesly tak velké výkony, je třeba zvětšit počet lopatek dmyhadel. Tento jev byl již viděn v průběhu II. světové války, kdy stíhačky začínaly s dvoulistou vrtulí a na konci války měly až pětistí vrtule.



Obr. 10: Schéma motoru propfan [14]

Velkou výhodou této koncepce je spotřeba paliva, která se blíží spotřebě turbovrtulových motorů i při velkém tahu. Jednou z dalších výhod je nižší hmotnost motoru. Hlavní využití pro tento typ motoru se shledává na kratších linkách, kde by nevadila nižší rychlost letu a zároveň je v této oblasti převážná část spotřeby paliva, viz obr. 9. Bohužel má tato koncepce vážný problém se splněním hlukových limitů pro použití v civilním sektoru, jelikož bezplášťová dmyhadla produkují více hluku. Schéma verze motoru z 80. let – obr. 10. Na tomto problému pracují vývojáři a snaží se tento hluk zmírnit natolik, aby motory dokázaly odolat tvrdým normám leteckého provozu.[3]

## 7 Nové typy spalovacích komor

V nových koncepcích spalovacích komor se využívá přebytek vzduchu vstupujícího do komory, tudíž jde do komory výrazně více vzduchu než by bylo k hoření potřeba. Toto zabezpečuje menší teplotu plamene a tudíž to redukuje utváření oxidů dusíku. Více jak 70% vzduchu procházejícího spalovací komorou je předem smíšeno s palivem ještě před vstupem do zóny hoření spalovací komory. Tímto předvstřikem paliva se docílí jeho lepšího promísení se vzduchem a také jeho částečného odpaření, což je klíčem ke snížení teploty plamene ve spalovací komoře a menším tepelným vlivům na utvoření oxidů dusíku. Nicméně má tento proces silně opačný vliv na stálost hoření ve spalovací komoře. Zuzuje rozsah podmínek pro stabilní chod spalování.

Tento problém s hořením může vyřešit vícestupňové vstřikování paliva. Tudíž se řešení nabízí v rámci stupňového uspořádání spalovací komory s více řadami vstřikovačů paliva. Jelikož by byl každý ze vstřikovačů navržen pro svůj daný účel, odstranily by se výše uvedené problémy, a tudíž by tak nabízely dobrou stabilitu při nízkých nákladech, ale zvýšila by se konstrukční složitost.

### 7.1 Vstřikovač typu SAC

Nebo je možné, aby se stupňovité vstřikování uskutečnilo v jednom prvku. Implementace tohoto prvku se označuje SAC (single annular combustor - jednotná prstencová spalovací komora), umožňuje posunout hlavní místo hoření dále po proudu vzduchu od vstřikovacích trysek. Spalovací komora typu SAC má mnohem jednodušší tvar, a tak je mnohem výhodnější. Její cena je nižší, chladí se lépe a též má i menší hmotnost. Pro splnění požadavků na nižší náklady a hmotnost bude možné snížit počet vstřikovačů na jednu prstencovou spalovací komoru. Tento koncept je mnohem víc souhrnný oproti stávajícím konstrukcím. Velkou část nákladů na vývoj spotřebují tyto vnitřně odstupňované vstřikovače.

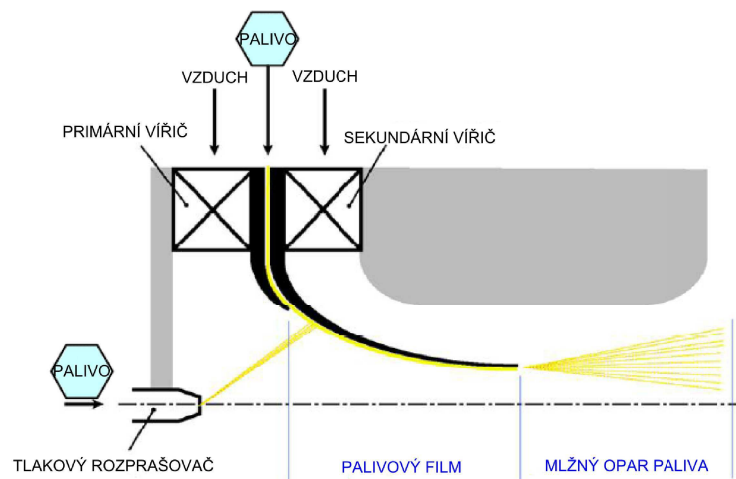
### 7.2 Vstřikovače typu LP(P)

Projekt tohoto vstřikovacího systému se mnohem více hodí pro motory s menším kompresním poměrem. Spalovací komora tohoto typu vykazuje dobré vlastnosti při znovu vznícení za letu a je odolná oproti zpětnému zášlehu. Konstrukce je postavena na více prouděch vzduchu vstupujících do komory, kdy se do každého z nich vstřikuje palivo pro lepší promísení a vypaření. Jeden z proudů vzduchu je zaměřen na rozprášení paliva a druhý je věnovaný smíchání a vypařování paliva. Kombinací těchto dvou proudění získáme systém, který dokáže dobře stabilizovat hoření v komoře.

LP(P) spalovací komory se plánuje využít u motorů s nižším kompresním poměrem, jak je vidět na obr. 6. Jelikož je postavena jako souprůdá komora s proudem vzduchu proti směru pohybu motoru, nejvíce se hodí pro motor využívající technologii rekuperace tepla z výtokové trysky.

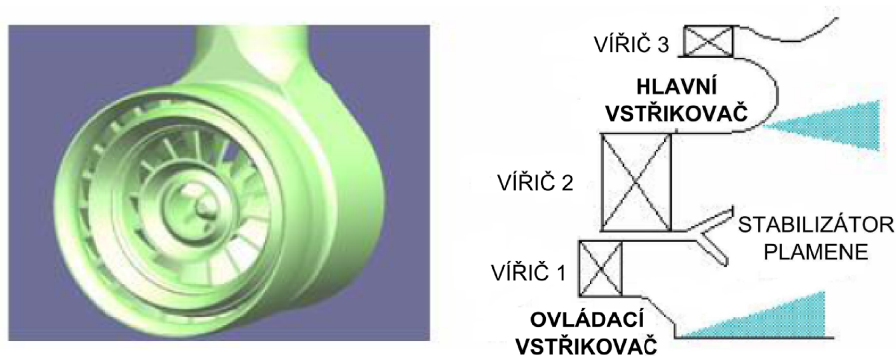
### 7.3 Vstřikovače typu PERM a LDI

Koncept PERM je založen na vývoji technologie víříče, který rozvíří proud vzduchu před spojením s palivem. Vnitřní systém komory je navrhnout k dosažení částečného odpařování uvnitř vnitřního kanálu a rychlému promíchání směsi před vlastním vzplanutím. Vlastní rozprašení paliva je pomocí tlakové trysky, jež bude tryskat tento proud proti desce, po které se na principu injektoru bude vpouštět palivo. Za okrajem této desky vznikne mlžný opar paliva. obr. 11



Obr. 11: Vstřikovač PERM [5]

Koncept LDI je postaven na kontrolovaném smíšení paliva se vzduchem v rámci jednoho vstřikovače. Vstřikovač je válcového tvaru, kde je odstupňováno vstřikování paliva. Kde je uprostřed umístěn ovládací vstřikovač, poté dva víříče vzduchu, mezi kterými je element, který zajišťuje stabilizaci planeme. Blíže k okraji jsou hlavní vstřikovače paliva a na vnějším okraji je poslední element vířící vstupující proud vzduchu. obr. 12



Obr. 12: Vstřikovač LDI [5]

## 8 Závěr

Dle mého názoru budou v nejbližších několika letech uvedeny do provozu motory se zpřevodovaným dmychadlem, které se usilovně vyvíjejí jak v Evropě, tak v USA. Firma Pratt&Whitney již má prototyp tohoto motoru s označením PW1000G. Motor již usilovně testují na letounech Boeing 747 a Airbus A340. Dalším těsně následujícím typem motoru, který vyplývá z této práce, by měl být motor s mezichladičem stlačeného vzduchu, jelikož jsou tyto chladiče již testovány na testovacích zařízeních a jsou již využívány u stacionárních spalovacích turbín. Problémovým shledávám návrh výměníku tepla ve výtokové trysce motoru, jelikož bude velice záležet na tom zda se povede snížit velikost tlakových ztrát na minimum a přitom dosáhnout nízkých úniků tepla.

Dle mého by bylo nejzajímavějším řešením použití motorů typu propfan. Jelikož koncepce tohoto motoru vznikla již v 80. letech a v dnešní době by ušetřila asi největší objem paliva ze všech zmíněných koncepcí, pokud budeme brát v potaz obr. 9. Jejich charakteristiky vypadají velice příznivě, co se týká středního doletu, ale bohužel problém velké hlučnosti těchto jednotek je zatím ve stádiu řešení a prvotního testování. Hlavním využitím těchto motorů by byla kategorie letounů středního doletu, u kterých by se případné mírné snížení cestovní rychlosti neprojevovalo. Velké problémy s řešením hlučnosti dmychadel motorů propfan dělají těžkou hlavu vědcům na celém světě, a proto se snaží vyvinout nové tvary listů dmychadel, které by nevytvářely tolik hluku a přitom plnily dobře svůj účel.

## 9 Seznam ilustrací

Vývoj cen ropy [12].....	2
Schéma jednoproudového motoru [15].....	5
Oběh letícího jednoproudového motoru - Braytonův cyklus [1].....	6
Poměr specifické spotřeby paliva na specifickém tahu za různých tlakových poměrů dmyhadla [3].....	9
Motor s mezichladičem stlačeného vzduchu a LDI spalovací komorou[6].....	12
Motor s rekuperátorem tepla a LPP spalovací komorou [6].....	13
Motor s aktivním řízením mezer a chladičem chladicího vzduchu [6].....	14
Planetová převodovka motoru PW1000G [13].....	16
Procentové rozdělení spotřebovaného paliva podle délky letu v kilometrech [3].....	17
Schéma motoru propfan [14].....	18
Vstřikovač PERM [5].....	20
Vstřikovač LDI [5].....	20

## 10 Použitá literatura

- [1] OTT, Adolf. *Pohon letadel*. první. Brno : Nakladatelství Vysokého učení technického v Brně, 1993. 168 s. ISBN 80-214-0522-8.
- [2] GIMPAOLO, Tony. *Gas turbine handbook : principles and practices* [online]. 3rd. edition. Lilburn : The Fairmont Press, 2006 [cit. 2011-04-18]. Dostupné z WWW: <[http://146.164.33.61/termo/Orientacao/Ciclo%20Potencia/Gas\\_Turbine\\_Handbook\\_-\\_Principles\\_and\\_Practices.pdf](http://146.164.33.61/termo/Orientacao/Ciclo%20Potencia/Gas_Turbine_Handbook_-_Principles_and_Practices.pdf)>. ISBN 0-88173-516-7.
- [3] GMELIN, Tillmann C.; HÜTTIG, Gerhard; LEHMANN, Oliver. . In . *Summarized description of aircraft efficiency potentials taking account of current engine technology and foreseeable medium-term developments*. Berlin : [s.n.], 2008. s. 18-34. FKZ UM 07 06 602/01.
- [4] Group of Personalities. *European Aeronautics : A Vision for 2020*. Luxembourg : European Commission, 2001. 26 s. ISBN 92-894-0559-7.
- [5] WILFERT, Günter, et al. *New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts*. [s.l.] : [s.n.], 2007. 11 s. Dostupné z WWW: <[http://www.chalmers.se/am/EN/research/divisions/fluid-dynamics/research-groups/turbomachinery/research-projects/newac-new-aero-engine/downloadFile/project\\_file/More\\_information\\_about\\_NEWAC\\_-\\_NEW\\_Aero\\_engine\\_Core\\_concepts?nocache=1240347029.57](http://www.chalmers.se/am/EN/research/divisions/fluid-dynamics/research-groups/turbomachinery/research-projects/newac-new-aero-engine/downloadFile/project_file/More_information_about_NEWAC_-_NEW_Aero_engine_Core_concepts?nocache=1240347029.57)>. ISABE – 2007 – 1120.
- [6] SIEBER, Joerg. *NEWAC : Ein europäisches Technologieprogramm zur Entwicklung neuer Kerntriebwerkstechnologien. Seminar Flugantriebe und Gasturbinen* [online]. 28. Oktober 2010, [cit. 2011-05-06]. Dostupný z WWW: <[http://www.mtu.de/en/technologies/engineering\\_news/others/Sieber\\_NEWAC\\_-\\_Ein\\_europ\\_\\_isches\\_Technologieprogramm.pdf](http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/others/Sieber_NEWAC_-_Ein_europ__isches_Technologieprogramm.pdf)>.
- [7] d7] De Havilland Comet. In *Wikipedia : the free encyclopedia* [online]. St. Petersburg (Florida) : Wikipedia Foundation, 9 May 2007, last modified on 8 May 2011 [cit. 2011-05-14]. Dostupné z WWW: <[http://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Havilland\\_Comet](http://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Comet)>.
- [8] KENT, Robert. *Wingweb.co.uk* [online]. c2007 [cit. 2011-05-14]. The Rolls Royce Avon turbojet engine. Dostupné z WWW: <[http://www.wingweb.co.uk/engines/Rolls-Royce\\_Avon\\_turbojet.html](http://www.wingweb.co.uk/engines/Rolls-Royce_Avon_turbojet.html)>.
- [9] *Commercial Airplanes : 707 Family* [online]. c2011 [cit. 2011-05-14]. Boeing. Dostupné z WWW: <<http://www.boeing.com/commercial/707family/index.html>>.

- [10] *Pratt & Whitney JT3 (United States), Aero-engines - Turbojet* [online]. c2009 [cit. 2011-05-14]. Jane's. Dostupné z WWW: <<http://articles.janes.com/articles/Janes-Aero-Engines/Pratt--Whitney-JT3-United-States.html>>.
- [11] SHEEHAN, Jarry R. *Commercialization and Transfer of technology in the U.S. jet aircraft engine industry*. Massachusetts Institute of Technology, 1991. 215 s. Diplomová práce. Massachusetts Institute of Technology. Dostupné z WWW: <<http://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/42508/25602673.pdf?sequence=1>>.
- [12] *Statistical Review of World Energy 2010* [online]. c2011 [cit. 2011-05-18]. BP global. Dostupné z WWW: <<http://www.bp.com/productlanding.do?categoryId=6929&contentId=7044622>>.
- [13] *Flightglobal* [online]. 12/06/07 [cit. 2011-05-18]. Whatever happened to propfans?. Dostupné z WWW: <<http://www.flightglobal.com/articles/2007/06/12/214520/whatever-happened-to-propfans.html>>.
- [14] *Nelson Marlborough Institute of Technology* [online]. c2011 [cit. 2011-05-25]. Types of Gas Turbine Engine. Dostupné z WWW: <<http://ecampus.nmit.ac.nz/moodle/mod/book/view.php?id=49430&chapterid=6451>>.
- [15] Reaktivní motor. In *Wikipedia : the free encyclopedia* [online]. St. Petersburg ; (Florida): Wikipedia Foundation, 9.6.2006, last modified on 11.5.2011 [cit. 2011-05-24]. Dostupné z WWW: <[http://cs.wikipedia.org/wiki/Reaktivní\\_motor](http://cs.wikipedia.org/wiki/Reaktivní_motor)>.

## **11 Seznam zkratk**

ACARE	Advisory Council of Aeronautic Research in Europe - Poradní výbor o leteckém vývoji v Evropě
ACC	Active clearance control system - aktivní systém řízení radiální vůle vrcholů lopatek
ASC	Active surge control system - aktivní protipumpážní systém řízení
BPR	Bypass ratio - obtokový poměr
FPR	Fan pressure ratio - tlakový poměr na dmychadle
LP(P)	Lean premixed, prevapourized - předsmíšený a předopařený
NASA	National Aeronautics and Space Administration - Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
NEWAC	New Aero Engine Core Concepts - Koncepty jádra nových leteckých motorů
OPR	Overall pressure ratio - celkový kompresní poměr
PERM	Partial Evaporation & Rapid Mixing - částečné odpaření & rychlé promíchání
R&R	Rolls Royce
SAC	Single annular combustor - jednotná prstencová spalovací komora
SFC	Specific fuel consumption - Specifická spotřeba paliva
VITAL	Environmentally Friendly Engine - Přírodě přívětivé motory