

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
ENERGETICKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
ENERGY INSTITUTE

TERMODYNAMIKA TURBOVRTULOVÝCH MOTORŮ

THERMODYNAMICS TURBOPROP ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

TADEÁŠ HALAMA

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

DOC. ING. JOSEF ŠTĚTINA, PH.D.

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Energetický ústav

Akademický rok: 2014/2015

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Tadeáš Halama

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

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

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:

Termodynamika turbovrtulových motorů

v anglickém jazyce:

Thermodynamics turboprop engines

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Základní rozdíly mezi pohonem letadla pístovým a turbovrtulovým motorem. Vlastnosti vrtulí pro turbovrtulové motory. Základy termodynamických cyklů u turbovrtulových motorů, stanovení účinnosti. Perspektivy těchto pohonných jednotek letadel a vrtulníků.

Cíle bakalářské práce:

Bakalářská práce má obsahovat:

1. Úvod leteckých motorů
2. Porovnání pístových a turbovrtulových motorů
3. Vlastnosti vrtulí
4. Termodynamika cyklů, stanovení účinnosti
5. Další rozvoj motorů, vrtulníkové motory
6. Závěr
7. Seznam použitých zdrojů
8. Seznam zkratk a použitých veličin

Forma práce:

Text práce v rozsahu 20 až 30 stran, obrázky, tabulky a grafy

Seznam odborné literatury:

- [1] Gunston, Bill (2006). The Development of Jet and Turbine Aero Engines, 4th Edition. Sparkford, Somerset, England, UK: Patrick Stephens, Haynes Publishing. ISBN 0-7509-4477-3.
- [2] CENGEL, Yunus A.; BOLES, Michael A. Thermodynamics : An Engineering Approach. 5th Edition. New York, NY 10020-1095 : McGraw-Hill, 2006. 1016 s. ISBN 9780071257718.
- [3] Kerrebrock J.L.; Aircraft Engines and Gas Turbines, second edition, The MIT 1992

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Josef Štětina, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 21.11.2014

L.S.

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

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

ABSTRAKT

Tato práce se zabývá problematikou termodynamiky turbovrtulových motorů. V úvodu je čtenář seznámen s historií leteckých motorů, po které následuje porovnání pístových a turbovrtulových motorů. V této části je také popsán princip práce těchto motorů, jejich hlavních charakteristik a především výhod. Hlavní část práce je věnována samotné termodynamice turbovrtulového motoru, hlavně z hlediska algoritmu výpočtu. V této části nebylo opomenuto odvození vztahu pro tahovou sílu vrtulového pohonu. Poslední část popisuje současné vývojové trendy při navrhování a samotné konstrukci letadlových pohonných jednotek spolu s přednostmi turbovrtulového pohonu.

ABSTRACT

This research deals with issues of turboprop engines from the perspective of thermodynamics. In introduction, the reader is familiar with history of aircrafts engines. Furthermore, this work presents a comparison of piston and turboprop engines. In this section also describes the working principle of these engines and their main characteristics and advantages. The main third part focused on the thermodynamics of the turboprop engine, mainly in terms of the algorithm for calculation. This work is also included deduce formula for tensile strength of turboprop engine. The last part describes current trends in the design and construction of aircraft propulsion units, together with the advantages of turboprop engine.

KLÍČOVÁ SLOVA

Termodynamika turbovrtulových motorů, termodynamický cyklus, letecký motor, historie leteckých motorů, turbovrtulový motor, pístový motor, propfan, tah vrtulového motoru, účinnost turbovrtulového motoru.

KEYWORDS

Thermodynamics of turboprop engines, thermodynamic cycle, aircraft engine, history of the aircrafts engines, turboprop engine, piston engine, propfan, thrust of propeller, turboprop engine efficiency

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

HALAMA, T. *Termodynamika turbovrtulových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 33 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Josef Štětina, Ph.D.

PROHLÁŠENÍ

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

20. května 2015

.....
Tadeáš Halama

PODĚKOVÁNÍ

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

OBSAH

1. ÚVOD	11
2. HISTORICKÝ VÝVOJ LETECKÝCH MOTORŮ	12
2.1. MĚRNÝ TAH	12
2.2. HISTORICKÝ VÝVOJ LETECKÝCH MOTORŮ VE SVĚTĚ	12
2.3. HISTORICKÝ VÝVOJ LETECKÝCH MOTORŮ NA ČESKÉM ÚZEMÍ	15
3. POROVNÁNÍ PÍSTOVÝCH A TURBOVRTULOVÝCH MOTORŮ	18
3.1. KLASIFIKACE LETADLOVÝCH MOTORŮ	18
3.2. PÍSTOVÝ LETADLOVÝ MOTOR	19
3.3. PÍSTOVÝ VRTULNÍKOVÝ MOTOR	20
3.4. TURBOVRTULOVÝ MOTOR	21
3.5. TURBOHŘÍDELOVÝ MOTOR	22
3.6. SHRNUTÍ	22
4. TERMODYNAMIKA TURBOVRTULOVÝCH MOTORŮ	24
4.1. IDEÁLNÍ PRACOVNÍ CYKLUS	25
4.2. TĚPelný OBĚH TŘÍHŘÍDELOVÉHO TURBOVRTULOVÉHO MOTORU	27
4.3. ODVOZENÍ TAHU VRTULE	32
5. VÝVOJOVÉ TRENDY LETADLOVÝCH POHONNÝCH JEDNOTEK	37
6. ZÁVĚR	39
7. SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	41
8. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ	42

1. ÚVOD

Prvním průkopnickým letem bratří Wrightů v roce 1903 se začala psát historie letectví. Znamenalo to strmý technologický pokrok, který zasahoval do mnoha oblastí lidského počínání. Ze skromných začátků letectví vyrostlo důležité moderní odvětví, tak jak ho známe dnes. Opravdu jen velmi málo vynálezů způsobilo takovou revoluci, jakou přinesla letadla ve vojenské i civilní technologii.

Je obecně známo, že letadlo je vybaveno křídly nebo rotujícími nosnými plochami, specifického tvaru, na kterých při pohybu vzduchem vzniká potřebná aerodynamická síla, jež nazýváme vztlak. Toto všechno platí, pouze za jedné důležité podmínky, kterou je, že letadlo musí mít potřebnou letovou rychlost, v případě vrtulníku potřebné otáčky rotoru. Potřebnou energii mu nedodá nic jiného, vyjma kluzáků, než pohonná jednotka. Až do konce druhé světové války byla letadla výhradně poháněna pístovými motory osazenými vrtulí. Ve snaze získat výhodu vyšší rychlosti (především u bojových letadel), byly postupně vyvíjeny první turbínové motory, napřed v Německu a posléze po celém světě.

Nyní jsou převládajícím typem pohonných jednotek, jak u letadel dopravních tak vojenských, motory proudové a turbovrtulového. Tyto motory využívají kontinuální spalování směsi leteckého paliva (nazývaného kerosin) a vzduchu. Takto vyprodukovaný výkon je především závislý na množství protékajícího vzduchu motorem (vrtulí) a jeho rychlosti na výstupu. Vzduch potřebný ke smísení s palivem je nutno stlačit, k tomu slouží lopatkový kompresor. K jeho pohonu se užívá lopatková turbína poháněná výstupními spalinami. Vysoká rychlost a teplota spalin sice může vyvodit onen kýžený výkon, ovšem za cenu zvýšení spotřeby paliva a snížení efektivnosti. Tyto problémy byly a jsou řešeny postupným technickým vývojem, díky kterému byla nalezena řada konstrukčních řešení. Podle rozdílných požadavků jsou nejčastěji používány následující konstrukční typy letadlových turbínových motorů: motor turbokompresorový (jednoproudý), turbohřídelový (vrtulníkový motor), turbovrtulový, turbodmychadlový (dvouproudový).

Pro uživatele turbínových motorů je důležitá především relativně nízká spotřeba paliva, přijatelná cena, snadná údržba a vysoká spolehlivost a životnost.

Letadlový motor je určen k pohonu letounu, myšleno jako celku. To znamená, že kromě vyvození samotné tahové síly musí zajistit i další nezbytné funkce. Je to například: zdroj elektrické energie, pohon hydraulického systému, zdroj stlačeného vzduchu, startér, klimatizace atp. Tyto požadavky bývají často protichůdné a je potřeba je řešit technickým kompromisem.

Správnou funkci motoru je potřeba ověřit řadou zkoušek, jejíž kladné výsledky jsou podmínkou pro udělení certifikátu od příslušného úřadu v jednotlivých státech prodeje, bez nichž není možné je používat.

2. HISTORICKÝ VÝVOJ LETECKÝCH MOTORŮ

2.1. Měrný tah

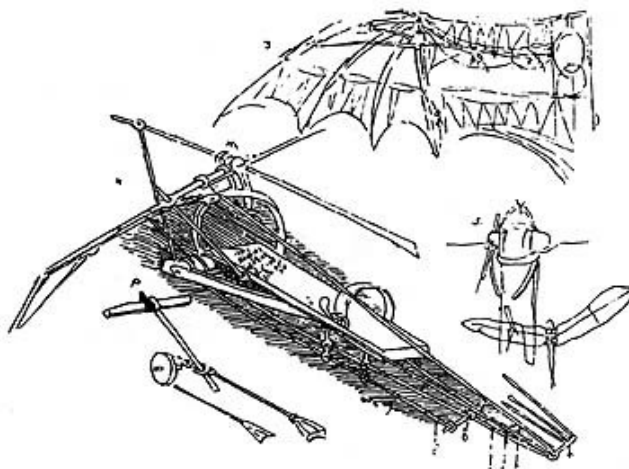
Dříve než se dostaneme k samotné historii, bylo by dobré uvést, čím byl vývoj letectví limitován, a proč právě směřoval cestou, kterou známe. Když se zaměříme pouze na letadlové motory je potřeba se seznámit s měrným tahem. Tato veličina udává poměr tahu ke hmotnosti motoru. S menší dávkou nadsázky by se dalo říci, že tento poměr udává kvalitativní popis motoru. Hodnota poměru tahu ke hmotnosti je například u nejstarších motorů (Jumo 004 z letounu Me262) mezi 1 až 2, současné nejrozšířenější motory vyvinuté v 70. a 80. letech mají poměr 5 až 8, nejmodernější typy (např. F100-PW-229 z letounu F-16 Eagle) už dosahují anebo překračují úctyhodných 10 : 1.[5]

Velmi obdobně na tom je měrný výkon. Je to poměr výkonu ke hmotnosti sledovaného objektu (letoun, raketa, lidské nebo ptačí tělo...).

2.2. Historický vývoj leteckých motorů ve světě

Myšlenka létat sahá až do dávné historie naší civilizace. Hlavní inspirace byla založena na základě pozorování letu ptáků. Proto není divu, že si člověk představuje létat pomocí vlastní síly prostřednictvím uměle vyrobených křídel připevněných k tělu.

Náčrt ornitoptéry, který můžeme nalézt v díle Leonarda da Vinciho, je první historický dokument technického charakteru. Ornitoptéra (obr. 1) je létající stroj poháněný lidskou silou. I když nelze říci, zda se stroj skutečně pokusil zkonstruovat, nápad je to z hlediska technického i historického úžasný.[2]



Obr. 1 Ornitoptéra podle návrhu Leonarda da Vinciho [2]

První let člověka v historii se datuje k 21. listopadu 1783 a odehrál se nedaleko Paříže. Letu bylo dosaženo pomocí horkovzdušného balónu dvěma bratry Josephem a Etienem Montgolfierovými. Nedlouho potom, 1. prosince 1783, uskutečňuje francouzský fyzik J.A.C. Charles let balónem, který je plněný vodíkem. Od těchto významných událostí se uskutečňuje létání člověka pomocí aerostatu. Aerostat je druh letounu, u kterého je vztlakové síly dosaženo pomocí hydrostatického tlaku vzduchu působícího v gravitačním poli Země na vnější povrch balónu. Užitečný vztlak vznikne pouze tehdy, je-li měrná hmotnost okolního vzduchu větší, než je měrná hmotnost náplně balónu a jeho konstrukce.

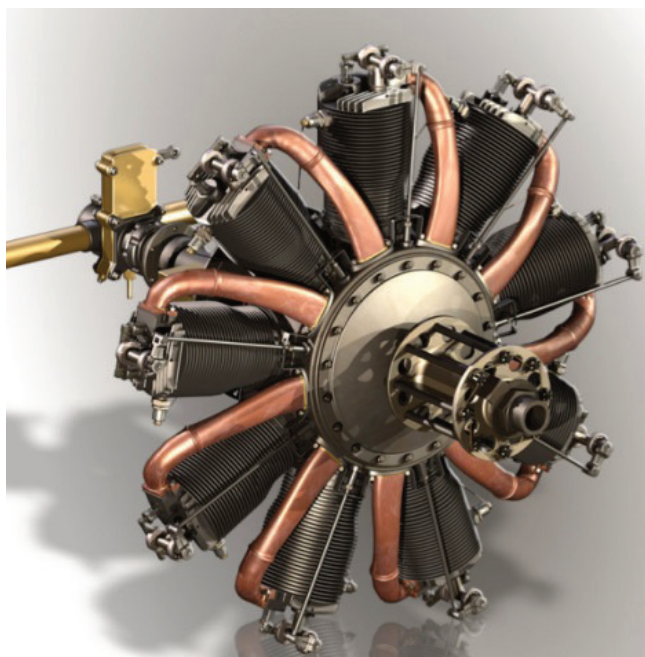
První let říditelné vzducholodi se uskutečnil v roce 1852. Pro pohon byl zvolen parní stroj o výkonu 2,2 kW a suché hmotnosti kolem 150 kg. Parní stroj byl zkoušen i na letounech. Ovšem motory výkonnostně nepřevyšovaly hranici 15 kW a byly pro letouny příliš těžké.

Základních principy letu formuloval až anglický inženýr George Cayley v roce 1799. Stal se tak objevitelem letadla těžšího než vzduch. Takzvaného aerodynu. Aerodyn je letadlo, jehož vztlaková síla je vyvozena v důsledku aerodynamických sil, které působí na povrch aerodynamických ploch a trupu při jejich obtékání vzduchem. Na rozdíl od aerostatu, musí být obtékání letadla vzduchem relativní rychlostí $w > 0$. Bohužel, George Cayley neměl ve své době žádné použitelné propulsní zařízení, které by bylo schopno potřebný tah vyvodit. Proto se dále věnoval pouze bezmotorovému létání a zkonstruoval kluzák, první aerodyn na světě s lidskou posádkou. Konec 19. století je ve znamení bezmotorového létání a prvních pokusů o let motorový.[1]

Na přelomu 19. a 20. století zaznamenal velký rozvoj automobilový průmysl, což výrazně dopomohlo ke zdokonalení pístového spalovacího motoru.

První řízený let letadlem, které bylo poháněno pístovým spalovacím motorem se dvěma vrtulemi, uskutečnili Američané. Bratři Wilbur a Orville Wrightové 17. prosince 1903 provedli hned několik zdokumentovaných letů. První let trval 59 sekund a byl dlouhý 260 metrů. Použitý motor byl vlastní konstrukce i výroby. Byl to řadový čtyřválcový motor o výkonu 8,8 kW. Hmotnost se pohybovala kolem 110 kg. U motoru bylo použito vodní chlazení. Použité vrtule byly dvoulisté a měly tvar, který připomínal „nakroucené křídlo“. Vrtule měly průměr 2690 mm a maximální otáčky se pohybovaly na hranici 350 ot/s. Použití těchto vrtulí, mělo za následek tento kýžený úspěch.[3]

V následujících letech vznikaly další pístové letecké motory v různých modifikacích. Různé uspořádání válců a různé použité chlazení. Motory se vyráběly stále výkonnější a spolehlivější. Naopak klesala měrná hmotnost. Měrná hmotnost je veličina určující hmotnost motoru připadající na jednotku výkonu. Aby se zlepšilo chlazení motoru, začal vývoj rotačních motorů. Rotační motor (obr. 2) pracuje na následujícím principu. Kliková hřídel stojí a motor s válci rotuje, což má za následek lepší chlazení vzduchem. Tyto motory se hojně používaly na začátku první světové války. Na konci války už byly nasazeny motory s pevnými válci o výkonu až 330kW.

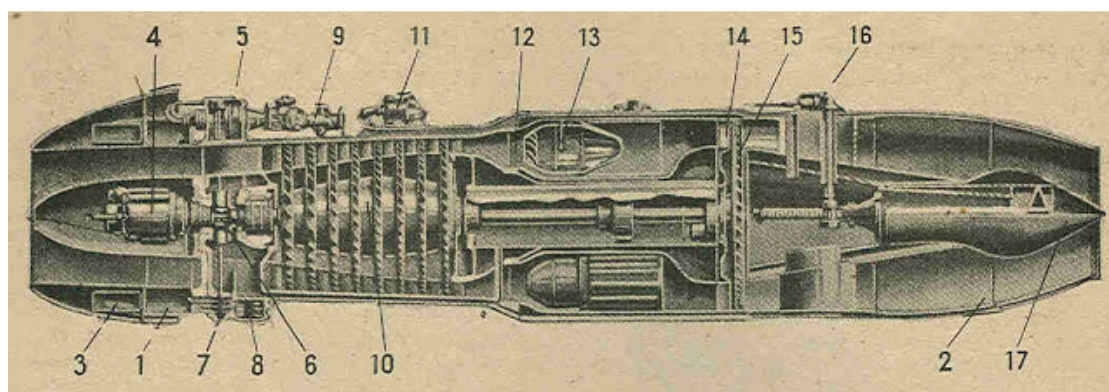


Obr. 2 Rotační motor francouzské výroby Le Rhône 9C [4]

V poválečném období se naplno pracuje na zdokonalení pístových motorů. Přidávají se nové prvky. Jedním z prvků je radiální kompresor, který má za následek zvýšení plnicího tlaku. Spolu se zvyšováním otáček motoru je třeba zavést reduktory, aby bylo možné korigovat otáčky vrtule. Každá vrtule správně pracuje pouze v určitém rozmezí otáček.[1]

Pohonná jednotka s vrtulí nedokázala posléze zvýšit rychlost letu a to z důvodu poklesu účinnosti vrtule. Při dosažení rychlosti zvuku na koncích vrtulových listů, dochází k relativnímu obtékání listů vrtule. Další zvyšování výkonu vedlo k potřebě vyvinutí proudového motoru, který poskytne tah s vysokou účinností i při rychlostech větších, než je rychlost zvuku.

První proudový motor byl zkonstruován německým fyzikem Pabst von Ohainem. Nesl označení HeS3 a byl montován do letounu He 178. Vývoj prvního sériově vyráběného motoru začal v koncernu Junkers Flugzeug – und Motorenwerke AG v Dessau pod vedením šéfa vývoje Ing. Anselma Franze. Pro motor byly použity již existující komponenty. Jako byly například turbínové lopatky firmy AEG nebo osmistupňový osový kompresor firmy AVA Gottingen. Motor s označením Jumo T1 (vojenské označení Jumo 004) se poprvé rozběhl 11. 10. 1940. Podle původního požadavku zadavatele (vlády), měl být zkonstruovaný motor o tahu nejméně 700 kg. 1. verze motoru dosahovala tahu 430 kg. Konstrukteři v té době řešili problém s přívodem paliva a kontinuálním hořením. Motor byl proto zjednodušen. Získané zkušenosti s vnitřní aerodynamikou a nové termodynamické poznatky umožnily snížení počtu stupňů kompresoru na osm a turbíny na jeden. Prstencovou spalovací komoru (v níž se nedařilo udržet stabilizované hoření) nahradilo šest trubicovitých přímoproudých komor s plamenci. 5. verze již dosahovala tahu úctyhodných 850 kg, což překročilo původní požadavky. V této verzi (obr. 3) pohonná jednotka vykazovala hmotnost 830 kg. Poměr tahu k hmotnosti jednotky je tedy zhruba 1:1. Tento motor byl montován do známého letounu Me262.[6]



Obr. 3 Proudový motor Jumo 004 B2 [7]

(1. zásobník maziva, 2. trysky, 3. kruhová palivová nádrž, 4. ovládání motoru, 5. vstřikovací čerpadla, 6. předřadník regulátoru a čerpadel, 7. olejové čerpadlo, 8. olejový filtr, 9. počítadlo otáček regulátoru, 10. rotor kompresoru, 11. palivové filtry, 12. spalovací komory, 13. vstřikovače, 14. stator turbíny, 15. rotor turbíny, 16. řídicí zařízení tryskové jehly, 17. pohyblivá jehla)

Zavedení proudových motorů do praxe způsobilo revoluci ve vývoji letadel. Došlo hlavně ke zvýšení maximální rychlosti a dostup. Nastupuje snižování aerodynamického odporu a to hlavně z důvodu, že hnací látka prostupuje motorem a neovlivňuje tak obtékání letadla. Proto došlo k postupnému nahrazování motorů pístových motory proudovými.

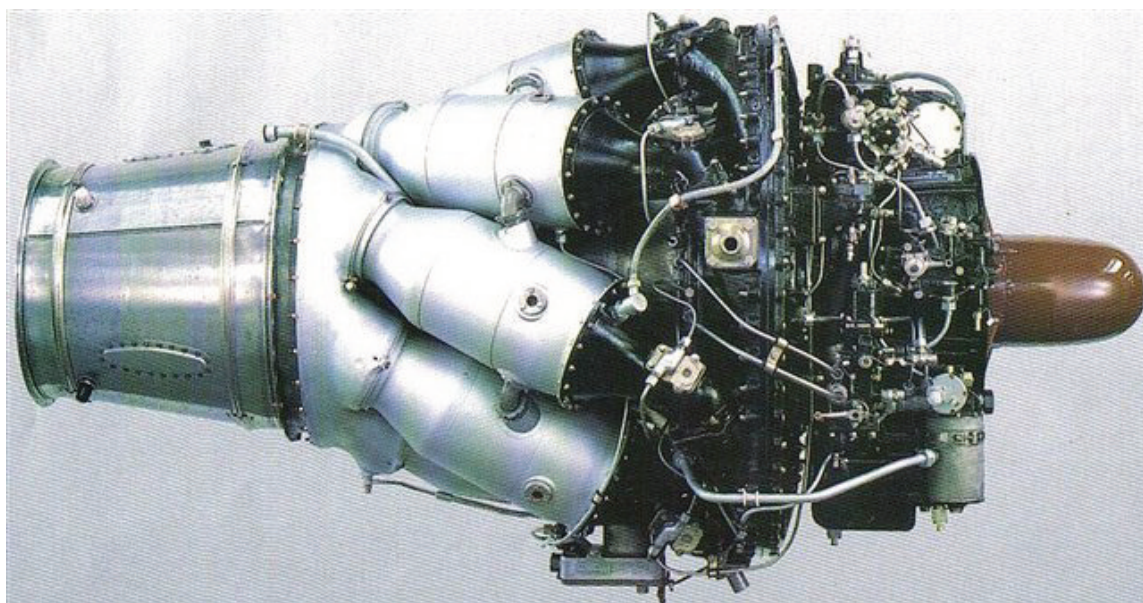
Raketový motor je mnohem staršího původu. Z historických zdrojů víme, že se zápalné šípy, mající primitivní raketový motor, používaly už ve 13. století v Číně.

První raketa schopná letu byla zkonstruována v Německu pro válečné účely během druhé světové války. Nesla označení V-2 a zasloužil se o ni fyzik Werner von Braun. Raketa byla poháněna tekutým kyslíkem a alkoholem. Raketa měla dolet přes 300 km. Z této zkušenosti čerpali fyzici a konstruktéři z celého světa. Což mělo za následek vznik vesmírného programu.

Vesmírný program se zasloužil za vznik společnosti, jak ji známe dnes. Jde především o možnost dopravy satelitů na oběžnou dráhu země a z toho vycházející technologie.

2.3. Historický vývoj leteckých motorů na českém území

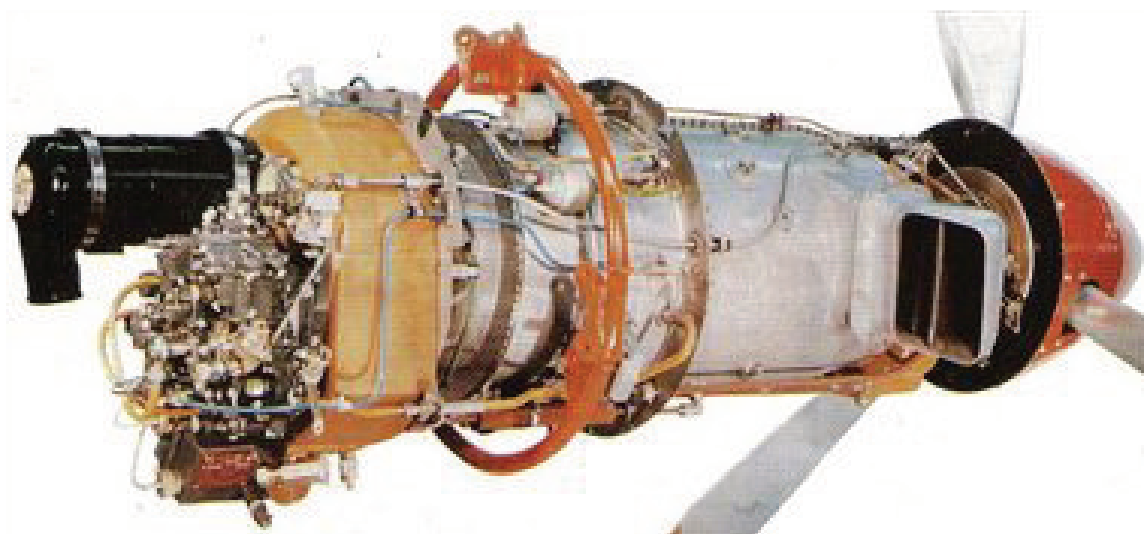
Historicky nejstarší firmou na českém území vyrábějící letecké motory se stal podnik WALTER, a.s. Praha. Podnik byl založen roku 1911 a zprvu vyráběl automobily a motorové tříkolky. V roce 1923 se ve „Waltru“ vyrobil první letadlový pístový motor pod licencí BMW. Byl to vodou chlazený šestiválec W III. Postupem času se pro firmu stávají letecké motory hlavním výrobním artiklem. Kromě licenčně vyráběných motorů vyrábí i motory vlastní konstrukce. Z počátku to je malý vzduchem chlazený hvězdicový motor NZ 60. Dále pak velmi úspěšnou řadu motorů hvězdicových i řadových invertních. Invertní motor je motor s „obrácenou konstrukcí“, to znamená, že kliková hřídel je uložena v horní části bloku motoru (nad válci) a hlava v jeho spodní části. Po druhé světové válce se firma zaměřuje na letecké motory proudové. Nejdříve licenčně vyráběné motory M 05 pro stíhací letoun MIG-15. Ovšem, už v roce 1960 přináší proudový motor vlastní konstrukce. Jednohřídelový motor M 701 (obr. 4) pro celosvětově známý cvičný letoun L-29 Delfín. Dále jsou vyráběny a vyvíjeny jen motory turbovrtulové. Dvouhřídelový motor M 601 (od roku 1975) a tříhřídelový motor M 602 (od roku 1992). Pohonné jednotky byly montovány do malých letounů regionální dopravy L 410, L 610, zemědělských letadel, cvičných letadel a do malých dopravních letadel po celém světě. [1]



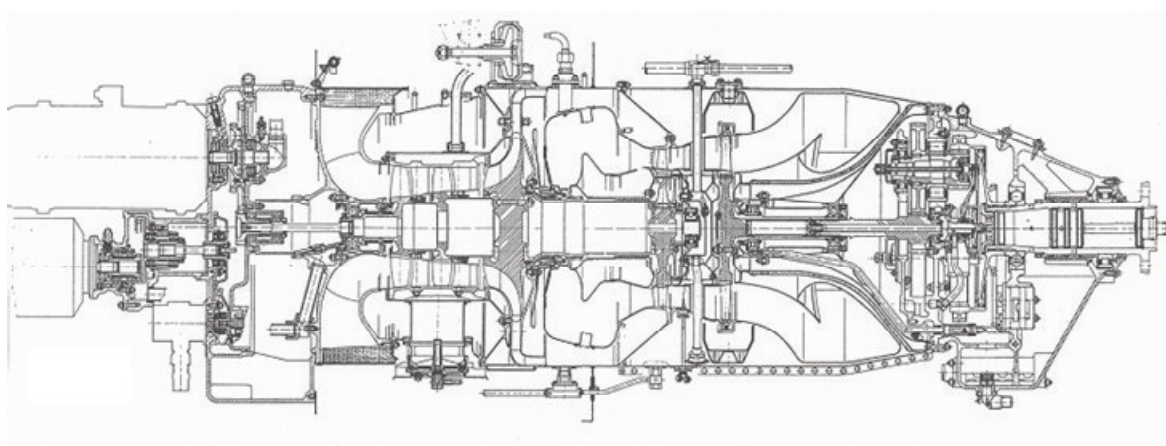
Obr. 4 Pohled na motor M701 [9]

Vzhledem k obrovskému trhu, který tvořil Sovětský Svaz a země Varšavského paktu, bylo možné dodávat mnohatisícové dodávky letadel a motorů. Proto se Československý letecký průmysl v počtu vyrobených kusů řadil mezi ty přední světové. Pro představu, podnik Walter vyrobil v letech 1952 až 1962 5094 kusů motorů M 05. Od roku 1960 se vyrobilo 9250 kusů proudových motorů M 701 a od roku 1975 4344 kusů motorů M 601 (obr. 5 a obr. 6) různých typů.

„Ačkoliv vývoj motoru M602 nebyl dokončen certifikací a během vývoje se vyskytla řada problémů, které nebyly plně vyřešeny, je nutno ocenit výsledky, kterých bylo dosaženo v dosti složitých podmínkách českého leteckého průmyslu při vývoji tak náročného stroje, jakým motor M602 bezesporu byl. I přes nedokončenou realizaci tohoto vývoje lze motor Walter M602 pokládat za sice poslední a nedopsanou, ale velkou kapitolu českého výrobce letadlových motorů.“ [8]



Obr. 5 Turbovrtulový motor Walter M601E [10]



Obr. 6 Řez motorem M601E [10]

Po rozpadu Varšavského paktu v roce 1989 a v důsledku velkých hospodářských a politických změn ve světě, výrazně poklesly všeobecné investice na obranu a došlo k výraznému poklesu poptávky po vojenských letadlech. Český letecký průmysl dimenzovaný na potřeby socialistického bloku, ztratil odbyt svých skvělých výrobků.

Výroba letadel a leteckých motorů je důkazem vysoké technické a technologické vyspělosti země. „Český letecký průmysl (obr. 7) byl v minulosti velice rozvinut a měl samostatnou výzkumnou základnu a vývojový potenciál umožňující výrobu letadel a motorů a celých systémů vlastní konstrukce. Patřil mezi nepočetnou skupinu světových výrobců, kteří samostatně vyvíjeli a vyráběli turbínové motory náročné dvou a tříhřídelové konstrukce. S ohledem na velikost České republiky lze tuto skutečnost považovat za hodnou uznání.“[1]



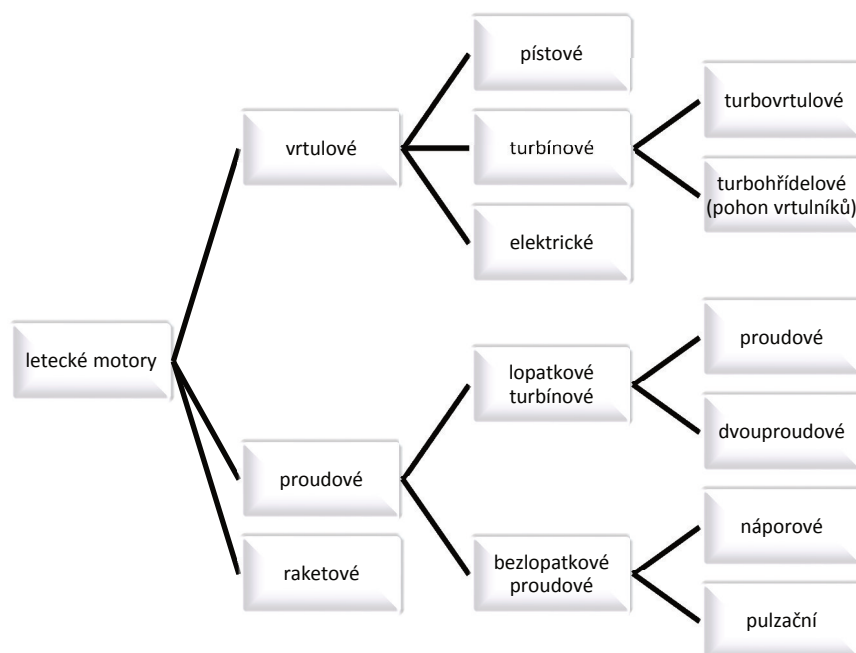
Obr. 7 L 410 s motory M601D

3. Porovnání pístových a turbovrtulových motorů

3.1. Klasifikace letadlových motorů

Letadlové motory je možné rozdělit podle různých hledisek. Hlavní hledisko je rozdělení podle principu jejich činnosti a podle způsobu, jakým je u nich vyvozena tahová síla (obr. 8). Hlavní typy používaných motorů jsou:

- pístové
- turbínové lopatkové
- náporové
- pulzační
- raketové
- kombinované



Obr. 8 Schéma rozdělení leteckých motorů

Pístové motory transformují chemickou energii z paliva na mechanickou energii, která je přivedena na hřídel motoru, obdobně jako u automobilů. S hřídelí motoru je napevno spojena vrtule, která urychluje vzduch, který obtéká motor.

Turbínový motor je speciálně upravená spalovací turbína, ve které dochází k transformaci chemické energie následujícím způsobem. Spalováním paliva vznikají spaliny, které expandují, a následuje změna kinetické energie spalin na mechanickou v základní části motoru. Této části říkáme generátor plynů. Generátor plynů obsahuje následující části: rotační axiální nebo radiální kompresor, spalovací komoru a turbínu. Turbína u leteckých motorů je vždy axiální. V kompresoru je stlačen vzduch, který vstupuje do motoru, do spalovací komory se přivádí potřebné množství paliva, které spolu se vzduchem hoří a vzniklé spaliny expandují v turbíně. Turbína pohání kompresor, zůstává však přebytek výkonu, který se využije podle toho, o jaký typ turbínového motoru se jedná. Nejjednodušším turbínovým motorem je motor proudový. U proudového motoru se přebytek výkonu využije k prosté expanzi horkých plynů a tah vzniká velkým urychlením proudu spalin z výstupní trysky. Typy turbínových motorů,

kteří se běžně používají pro pohon letadel a vrtulníků jsou: proudové, dvouproudové, turbovrtulové a turbohřídelové.

Náporové motory nemají rotační díly. Ke stlačení vzduchu dochází ve vstupní části motoru, kde dochází ke změně kinetické energie na tlakovou. Tahová síla vzniká expanzí spalin ve výstupní trysce.

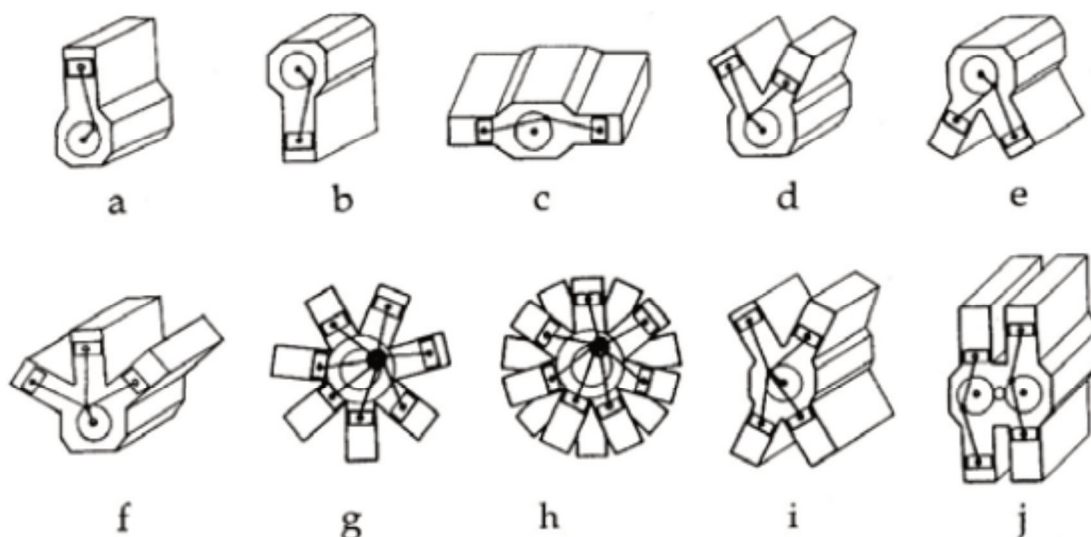
Stejně jako motory náporové, ani pulzační motory nemají rotační díly. Mají pouze ventily, které se otevírají a zavírají v závislosti na tlaku ve spalovacím prostoru. Tahová síla vzniká stejně jako u motoru náporového. Pracovní proces je přerušovaný.

Raketový motor nepoužívá pro spalování atmosférický vzduch. Palivo i okysličovadlo veze letoun s tímto pohonem s sebou. Tahová síla je vyvozena z expanze spalin, které proudí velmi vysokou rychlostí z výstupní trysky.[3]

3.2. Pístový letadlový motor

Pístové motory jsou tepelnými motory s pracovním cyklem, který se pravidelně opakuje. Energie obsažená v palivu je u pístového motoru rovnou transformována na mechanickou práci přímo v pracovním prostoru motoru. V motoru je konstantní množství látky, tj. směsi vzduchu a paliva. Teplo se uvolňuje spalováním paliva ve válci (pracovní prostor). Proto se občas pístovým motorům říká též motory s vnitřním spalováním. Náplň, která je v pracovním motoru, se po každém cyklu vymění. Transformaci energie v motoru zajišťuje píst, který tvoří proměnný pracovní objem motoru spolu s hlavou, se kterou celý pracovní prostor uzavírají. Tlaková síla, která vzniká z důvodu expandujících spalin ve válci, působí na píst, je převedena na obvodovou sílu působící na rameni kliky hnacího hřídele motoru prostřednictvím klikového mechanismu. Klikový mechanismus tak převádí přímý a vratný pohyb pístu ve válci na rotační pohyb hřídele motoru. Pracovní cyklus spalovacího 4-dobého motoru tvoří: sání, stlačení, expanze a výfuk. Při sání je sací ventil otevřen a výfukový ventil zavřen, píst se pohybuje z horní do dolní úvratě a do válce je přiváděna směs paliva a vzduchu. Při stlačení je sací i výfukový ventil uzavřen. Píst se pohybuje z dolní do horní úvratě, stlačuje se směs a prudce narůstá tlak. Důsledkem stlačení je nárůst teploty. Před koncem stlačení je směs zapálena pomocí vysokonapěťové elektrické jiskry. Dojde k explozivnímu hoření. Při expanzi je opět sací i výfukový ventil uzavřen. Vysoký tlak žhavých plynů pohání píst směrem do dolní úvratě. Ve válci klesá tlak i teplota. Pouze při tomto taktu je vykonána práce. Při posledním taktu je sací ventil uzavřen a výfukový ventil otevřen. Píst se pohybuje ze spodní úvratě do horní a spaliny se vytlačují do atmosféry. [11]

Pístové motory můžeme dělit podle frekvence pracovního oběhu na motory dvoudobé (pracovní cyklus se opakuje každou otáčku klikového hřídele) a čtyřdobé (pracovní cyklus se opakuje po dvou otáčkách pracovního hřídele). Čtyřdobý a dvoudobý motor má odlišný systém plnění válců. Zatímco čtyřdobý motor má rozvodový mechanismus s ventily u dvoudobého motoru jsou otevírány kanály pro přívod vzduchu s palivem a výfuk samostatným pístem. Pístové motory můžeme rozdělit také podle uspořádání válců (obr. 8). Dále můžeme motory rozdělit podle zapálení směsi na motory vznětové a zážehové. U vznětového motoru je směs zapálena samovznícením krátce po vstříknutí paliva nad píst do pracovního prostoru, kde je předem stlačený vzduch s teplotou vyšší, než je teplota samovznícení paliva. [11]



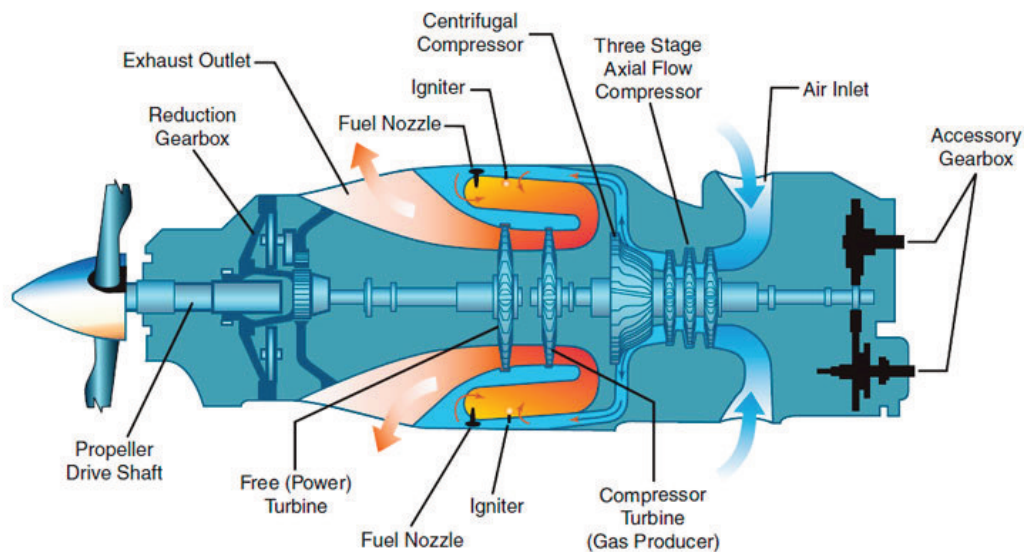
Obr. 8. Rozdělení letadlových pístových motorů podle uspořádání válců [12]
 (a. jednořadý stojatý, b. jednořadý invertní, c. dvouřadý s protilehlými válci (boxer), d. dvouřadý stojatý, e. dvouřadý invertní, f. třířadý (motor W), g. hvězdicový, h. víceřadý hvězdicový, i. čtyřřadý (motor X), j. čtyřřadý (motor H))

3.3. Pístový vrtulníkový motor

Vzhledem ke svému dlouholetému vývoji je pístový motor velmi spolehlivý a bezpečný. Na pístový vrtulníkový motor jsou ovšem kladeny větší nároky než na pístový motor pohánějící letadlo. Z dosavadních zkušeností se udává životnost pístového motoru u vrtulníku asi o polovinu menší, než by životnost téhož pístového motoru v klasickém letounu. Zatímco v klasickém letadle je motor zastaven v draku letadla ve vodorovné poloze, u vrtulníků je z prostorových důvodů hřídel motoru zpravidla svisle nebo šikmo. Této pracovní poloze se musí například přizpůsobit cirkulace oleje. Další z mnoha záludností je vyřešení chlazení motoru. U letounu je pístový motor dostatečně chlazen obtékajícím vzduchem, kdežto u vrtulníku je chlazení značně ztíženo, například při svislém letu nestačí rychlost rotorového proudu na chlazení motoru. Motor je umístěn většinou ve spodní části trupu a z toho důvodu není vystaven přímému účinku rotorového proudu. Proto je zapotřebí motor vybavit chladícím ventilátorem, který ovšem odčerpává část výkonu motoru. Celkové ztráty výkonnosti motoru se u vrtulníků pohybují v rozmezí 18-25 %, z nichž připadá na ventilátor 3-10 %, na transmisi 4-8 %, vyrovnávací rotor 7 %, výfuky 2-3 %, sání a filtry 1 % a na chlazení oleje 1 %. Průměrné zatížení motoru je také značně vyšší než u motoru, kterým je osazen klasický letoun. Zatímco u letounu pracuje motor na 50-60 % maximálního výkonu, u vrtulníku přibližně na 80 %. Z tohoto vyplývá, že motor pohánějící vrtulník je vystaven mnohem těžším provozním podmínkám.[11]

3.4. Turbovrtulový motor

Turbovrtulový motor je typem turbínového motoru, jehož užitečný výkon je dán točivým momentem a otáčkami výstupního vrtulového hřídele. Tento vrtulový hřídel je spojen s vrtulí, který mechanický výkon využije k urychlení proudu vzduchu. Urychlený vzduch motorem neprotéká, ale pouze ho obtéká. Turbovrtulovým motorem protéká výrazně menší množství vzduchu než vrtulí, proto je tah vyvozený výstupem spalin z turbíny vzhledem k tahu vrtule velmi malý. Z tohoto vyplývá, že základem turbovrtulového motoru je motor proudový, který má funkci generátoru plynů. K tomu je dále ještě připojen jeden nebo více turbínových stupňů. Získaná mechanická práce v těchto turbínových stupních je využita pro pohon vrtule. Je důležité si uvědomit, že na rozdíl od proudového motoru urychluje vrtule turbovrtulového motoru větší množství vzduchu o nižší rychlosti. Uspořádání turbovrtulového motoru, u kterého je výkonová turbína na samostatné hřídeli, je v dnešní době nejčastější. Výkonová turbína je mechanicky oddělena od rotoru generátoru. Takovému motoru říkáme motor s volnou turbínou. Nesmíme zapomenout na již zmíněné omezení obvodových rychlostí na konci listů vrtule. Proto musí být otáčky výkonové turbíny sníženy vloženou převodovkou. Této převodovce se běžně říká reduktor. Turbovrtulový motor musí mít také své spouštěče, zapalovací a olejový systém. Vrtule současných motorů mají natáčivé listy a také otáčky pro jednotlivé režimy letu mohou být různé. Turbovrtulový motor může být i jednohřídelový, ovšem jeho regulační systém je složitější a také systém spouštění je vyžaduje o hodně větší příkon. Nejčastější konstrukce je dvou a tříhřídelový. Turbíny u všech typů turbovrtulových motorů jsou projektovány tak, aby byly teplotní spády co nejlépe využity a na vrtule byly přenášeny vysoké hřídelové výkony. [1] [11] [14]



Obr. 9 Schéma dvouhřídelového turbovrtulového motoru [13]

(Propeller Drive Shaft – vrtulová hřídel, Power Turbine – výkonová turbína, Fuel Nozzle – palivová tryska, Igniter – zapalování, Gas Producer – generátor plynů, Accessory Gearbox – přídatná převodovka, Air inlet – vstup vzduchu, Three Stage Axial Flow Compressor – třístupňový axiální kompresor, Centrifugal Compressor – radiální kompresor, Exhaust Outlet – výstup spalin, Reduction Gearbox - reduktor)

Princip si popíšeme na turbovrtulovém motoru malého výkonu (obr. 9), kde je použita koncepce obráceného průtoku plynů. U takové koncepce je vstup vzduchu do motoru umístěn na „zádi“ motoru. V takovém případě proudí vzduch z kompresoru ve

směru letu do spalovací komory (protiproudá komora). Ve spalovací komoře je vzduchu při konstantním tlaku dodána potřebná energie pomocí paliva - po zapálení směsi paliva a vzduchu vzniknou spaliny. Spaliny proudí dále turbínou generátorů plynů až k volné výkonové turbíně, která pohání přes reduktor vrtuli. Výstup spalin je realizován výstupními kanály. Kanál za posledním stupněm výkonové turbíny končí dvěma výstupními přírubami po stranách motoru. Na tyto příruby se posléze montují výstupní kolena, která obrazejí směr vystupujících spalin proti směru letu. Tím přibude i určitý přídatný tah. Takové uspořádání má i již několikrát zmíněný motor M601. [1] [11]

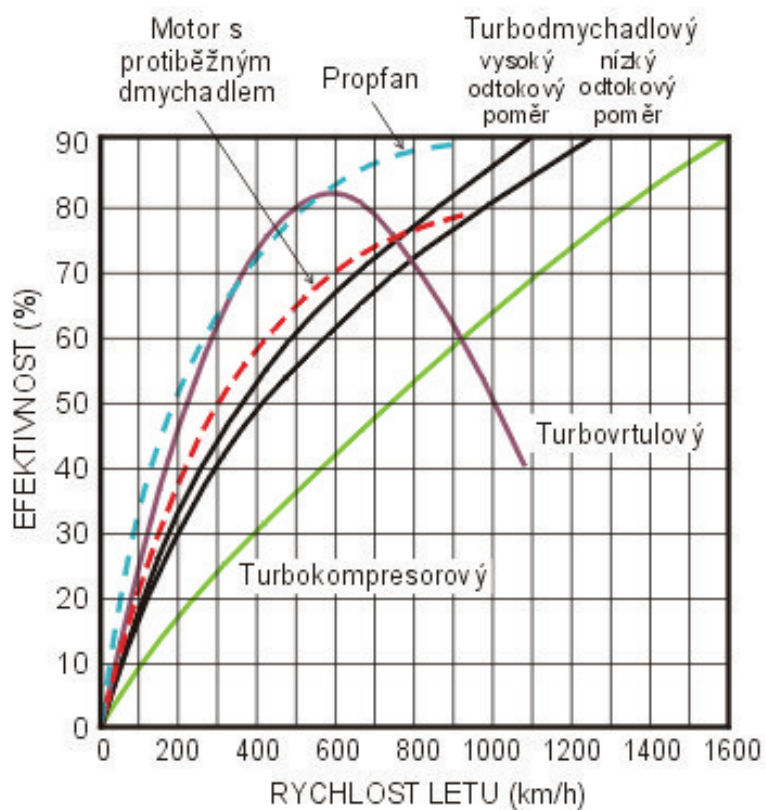
3.5. Turbohřídelový motor

Uspořádání turbohřídelových motorů je prakticky totožné s uspořádáním motoru turbovrtulového. Turbohřídelové motory se od nich liší hlavně velikostí výstupních otáček. Jelikož jsou určeny pro pohon vrtulníků, mají svoje specifické zvláštnosti. Vrtulník drží ve vzduchu otáčející se nosné plochy, které vyvozují v prostředí vztahové síly. Nosné plochy jsou v tomto případě listy vrtulníkového rotoru. Toto všechno ovšem platí i pro vrtulníkové motory pístové. Jak už bylo zmíněno v ostatních kapitolách, musí se brát na zřetel obvodová rychlost konců listů. U vrtulníků to platí obzvlášť. Je to z důvodů většího průměru vrtulníkového rotoru, než je u klasické vrtule. Z toho plyne, že redukce otáček musí být o to větší a převodový poměr mezi turbínou pohánějící rotor a rotorem vrtulníku je proto větší než mezi vrtulí a výkonovou turbínou u turbovrtulového motoru. Vrtulník má svoji vlastní úhlovou převodovku, protože motory jsou pouze ve svislé poloze. Převodový poměr je proto rozdělen na reduktor a převodovku. U výkonové turbíny se výhradně používá maximální možné expanze, protože přídatný tah je vzhledem k menším rychlostem vrtulníku zanedbatelný. Jednohřídelové uspořádání motoru se nepoužívá, je to dáno potížemi s volnoběžným režimem. Používá se pouze volná turbína. Převážná většina větších a velkých vrtulníků používá dva motory. V těchto případech jsou použity samostatně a spojeny svými reduktory. Každý motor má samostatný palivo-regulační systém a musí být možné jeden z motorů bezpečně odpojit pro případ poruchy. K těmto všem možným případům jsou zapotřebí volnoběžné spojky. Každý z motorů u vícemotorového a motor při jednomotorovém uspořádání se odpojí od reduktoru při ztrátě výkonu a poklesu otáček. Nastávají i další problémy, které je potřeba řešit. Je to třeba opět chlazení oleje, které není za letu dostatečné. [14]

3.6. Shrnutí

Oba typy motorů řadíme do kategorie motorů s otevřeným oběhem nebo též motory s vnitřním spalováním. Jsou to pístové spalovací motory, spalovací turbíny a proudové motory, v nichž se teplo uvolňuje spalováním směsi paliva a vzduchu přímo v pracovním prostoru motoru. Pracovní látka protéká strojem. Další zásadní rozdíl mezi pístovým a turbovrtulovým nebo obecně turbínovým motorem je, že pracovní proces probíhá u turbíny kontinuálně. U pístových motorů je přeměna tepelné energie obsažená v palivu na mechanickou energii přímo v pracovním prostoru motoru, ve kterém je konstantní množství pracovní látky. Náplň se po každém cyklu vymění a válec je vypláchnut. Využití pístového motoru má řadu nevýhod – větší rozměry, měrná hmotnost na jednotku je menší, je zdrojem vibrací všeho druhu, způsobuje torzní kmity,

kteře negativně ovlivňují únavu transmise a projevují se nerovnoměrností krouticího momentu motoru. Z hlediska ekonomiky, je nejlepší pro spádovou dopravu volit motor turbovrtulový až do rychlosti 600 km/h. Do této rychlosti je jednoznačně nejefektivnější, jak lze vidět na přiloženém grafu na následující straně.



Obr. 10 Graf závislosti rychlosti letu na efektivnosti různých pohonných jednotek [13]

4. Termodynamika turbovrtulových motorů

Než se dostaneme k popisu termodynamiky konkrétního typu motoru, je potřeba si připomenout základní termodynamické zákony a jednotlivé principy. V případě pohonu vrtule je mechanický výkon na hnací hřídeli dán točivým momentem a otáčkami, v případě pohonu proudovým motorem je užitečný mechanický výkon dán rozdílem adiabatických spádů hnacích plynů na hnací trysce a dynamické entalpie vzduchu příslušné rychlosti letu. V naprosté většině případů pohonu letounu je mechanická energie, která se získá transformací tepelné energie v tepelných spalovacích motorech s vnitřním spalováním. Tato transformace je podmíněna stlačitelností pracovní látky, která pak při svém silovém působení na pohyblivé součástky motoru koná mechanickou práci při současné změně své vnitřní energie. Tuto změnu popisuje 1. zákon termodynamiky, pro který máme dvě následující formy:

$$\delta q = c_v \cdot dT + p \cdot dv \text{ [J/kg]} \quad (4.1)$$

nebo také

$$\delta q = c_p \cdot dT - v \cdot dp \text{ [J/kg]} \quad (4.2)$$

kde δq je elementární přivedené nebo odvedené teplo do pracovní látky, $c_v \cdot dT$ je diferenciál vnitřní energie a $p \cdot dv$ je elementární absolutní mechanická práce. V druhé rovnici jsou výrazy $c_p \cdot dT$ což je diferenciál entalpie a $-v \cdot dp$ což je elementární technická práce při probíhající stavové změně realizované technickým zařízením. K transformaci z tepelné energie na mechanickou je třeba zajistit, aby pracovní látka měnila svůj termodynamický stav v periodicky obíhaném cyklu, to je uzavřené posloupnosti stavů, v nichž je zajištěn vhodnými technickými prostředky přívod a odvod tepla do pracovní látky a odvod či přívod mechanické práce protékající pracovní látkou. Celý cyklus je zpravidla uzavřen atmosférou, takže spaliny se vyfukují do prostředí o stejném tlaku, odkud je vzduch také nasáván. Při průtoku pracovní látky spalovací turbínou se plynule mění termodynamický stav od vstupu směrem k výstupu. Přičemž ve vstupu a výstupu z turbinového motoru je tlak roven tlaku atmosférickému. Tím se oběh teoreticky uzavře. Při oběhu cyklu v posloupnosti je v důsledku proběhlých stavových změn produkována pracovní látkou mechanická práce:

$$a_{NET} = \oint p \cdot dv = - \oint v \cdot dp \text{ [J/kg]} \quad (4.3)$$

Dle prvního zákona termodynamiky je tato práce rovna dodanému teplu do pracovní látky během cyklu:

$$a_{NET} = q = \oint T \cdot ds = q_H - q_C \text{ [J/kg]} \quad (4.4)$$

Tyto uvedené vztahy platí pro konstantní množství pracovní látky v uzavřeném pracovním prostoru tepelného motoru a při zanedbání mechanických ztrát. Účinnost transformace tepelné práce na mechanickou můžeme posléze vyjádřit vztahem:

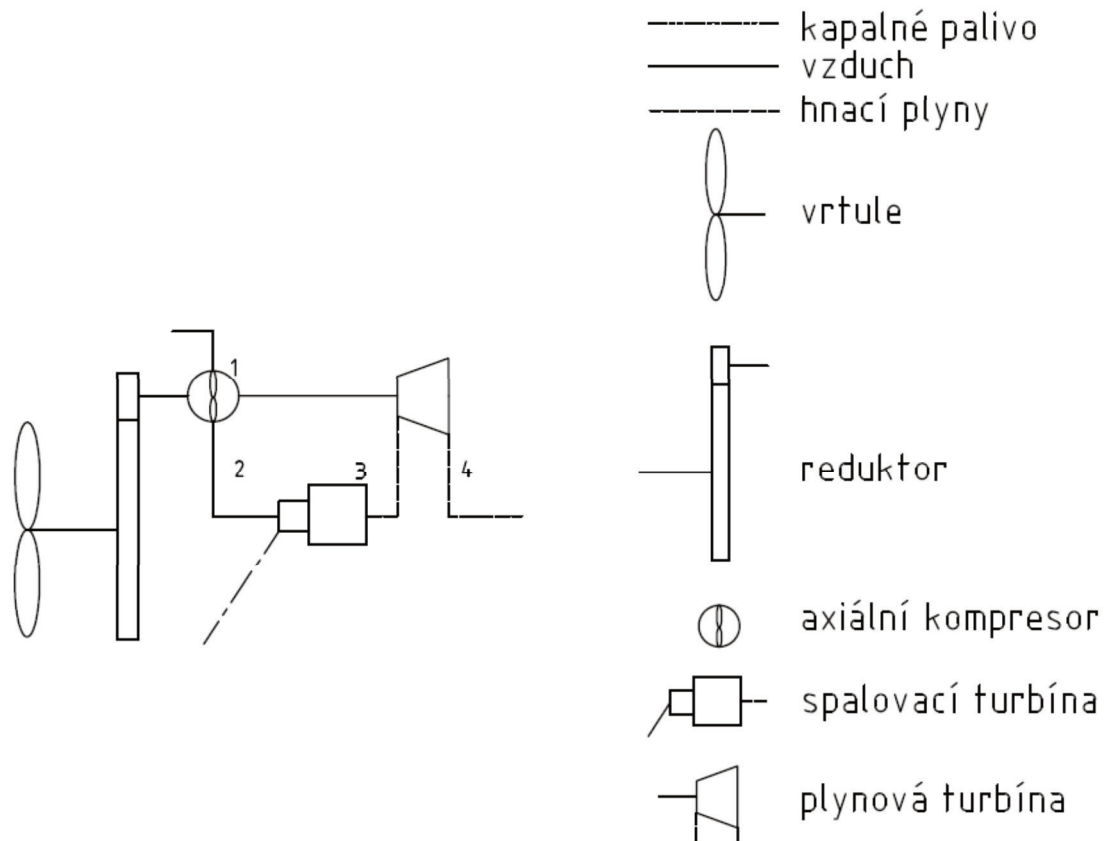
$$\eta_t = \frac{a_{NET}}{q_H} = \frac{q_H - q_C}{q_H} [-] \quad (4.5)$$

[1] [3] [11]

4.1. Ideální pracovní cyklus

Ideální pracovní tepelný cyklus turbínového motoru popisuje Braytonův cyklus. Tento cyklus je tvořen ze čtyř na sebe navazujících vratných stavových změn plynu:

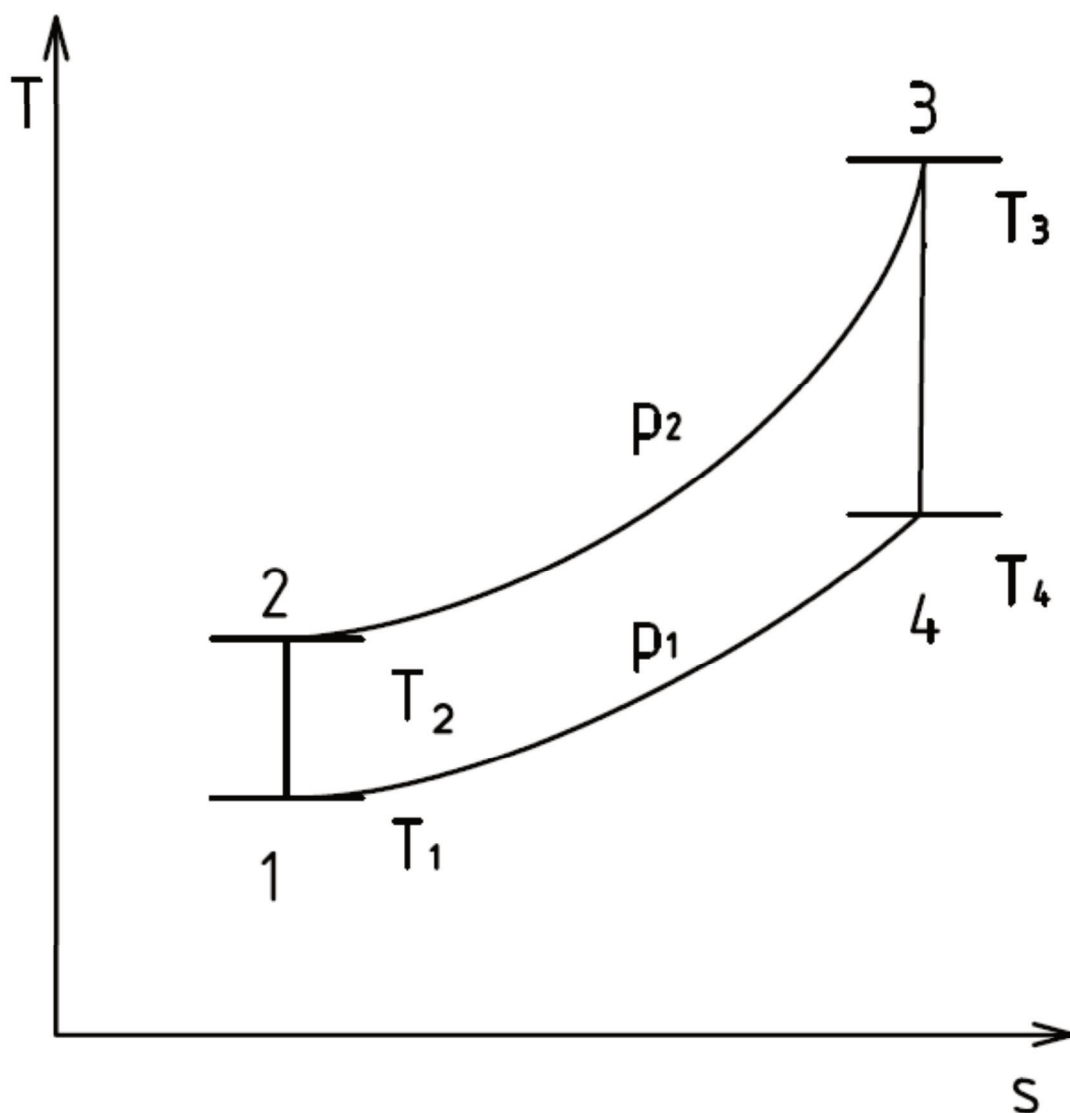
1. Isoentropická komprese
2. Isobarický přívod tepla
3. Isoentropická expanze
4. Isobarický odvod tepla



Obr. 11 tepelné schéma turbovrtulového motoru [1]

Pro představu si tento oběh probereme na tepelném schématu turbovrtulového motoru. Jak můžeme vidět z obrázku 11, vzduch je nasáván z atmosféry o termodynamickém stavu 1. Tento stav je dán tlakem p_1 a teplotou T_1 . Poté je axiálním kompresorem vzduch stlačen na stav 2. Tento stav je opět dán tlakem p_2 a teplotou T_2 . V případě ideálního cyklu je pracovní látkou ideální plyn. Tento plyn je nevázký, takže má termodynamické vlastnosti dané stavovou rovnicí ideálního plynu. Adiabatická změna je vyjádřena isoentropickou změnou, protože během komprese se nepřivádí ani neodvádí žádné teplo. Ve spalovací komoře je do vzduchu o stavu 2 rozprašováno palivo. Spalováním paliva se uvolňuje teplo, díky kterému se spaliny ohřejí na teplotu T_3 . U Braytonova cyklu předpokládáme, že je do pracovního plynu přivedeno teplo při konstantním tlaku a to sdílením tepla zvenčí. Stav plynu 3 je opět definován svojí teplotou a tlakem, pro který platí $p_2 = p_3$. V hnací turbíně plyny expandují na tlak, který je stejný jako tlak na počátku komprese. Tato změna je opět adiabatická. Na konci expanze má pracovní látka stav 4, který je daný svojí teplotou T_4 a tlakem p_4 , pro který opět platí $p_4 = p_1$. Tepelná a tlaková energie, která vznikla při expanzi v turbíně, je

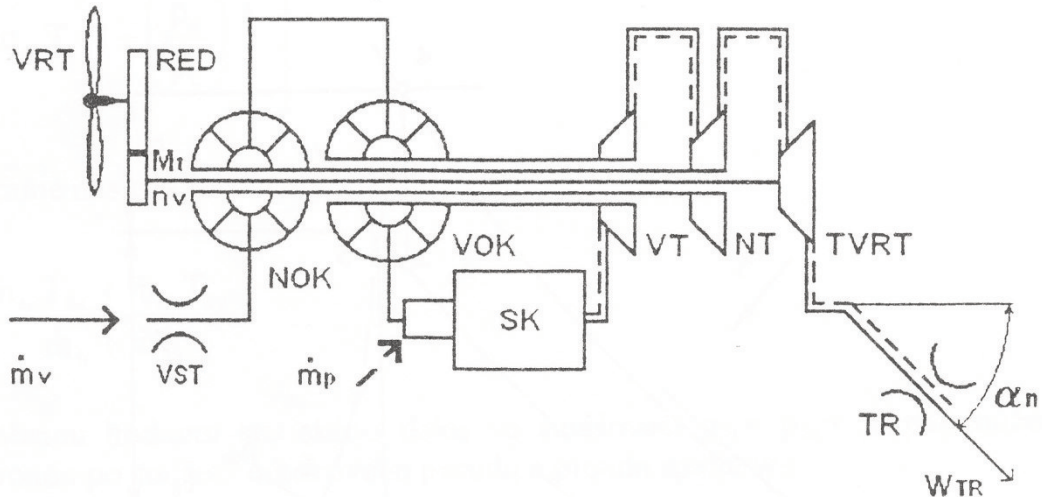
přeměněna na mechanickou práci. Jak můžeme vidět na tepelném schématu, turbína je spojena pomocí hřídele s kompresorem a ten dále s reduktorem a vrtulí. Užitečná mechanická práce je tedy dána rozdílem expanzní práce a práce kompresní. Aby mohl být termodynamický stav pracovního plynu v Braytonově cyklu opět přiveden do původního stavu 1, musíme plyn ochladit odvodem tepla v chladiči při stálém tlaku. V případě turbínového motoru je toho docíleno pomocí smíšením hnacího plynu vystupujícího z turbíny do atmosféry, kde se ochlazuje smíšením s atmosférickým vzduchem. Užitečná práce v Braytonově cyklu je úměrná obsahu plochy uvnitř cyklu v diagramu T-s (obr. 12). Je patrné, že užitečná práce je tím větší, čím je větší teplota T_3 a čím větší je tlak p_2 pro daný termodynamický stav pracovního plynu. [1] [14]



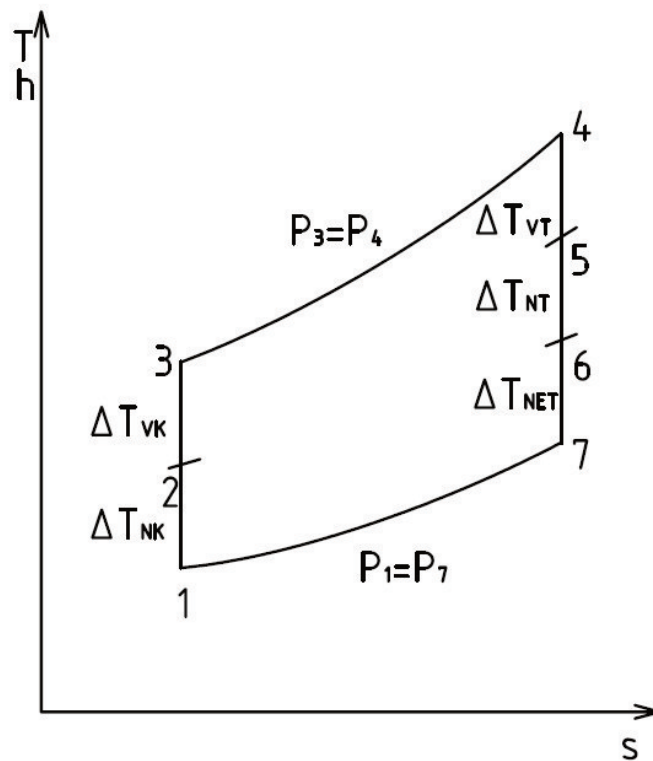
Obr. 12 Braytonův cyklus v T-s diagramu [14]

4.2. Tepelný oběh tříhřídelového turbovrtulového motoru

Na rozdíl od Braytonova cyklu pracuje reálný turbovrtulový motor s reálným vazkým vzduchem. Tudiž dochází při průtoku vzduchu motorem ke ztrátám kinetické energie vzduchu a hnacích plynů v důsledku tření, míšení a také v důsledku přívodu tepla při spalování paliva a v jisté míře i ztrátami netěsnostmi a odvody či přívody tepla do vzduchu a spalin sdílením.



Obr. 13 Tepelné Schéma tříhřídelového turbovrtulového motoru



Obr. 14 Ideální tepelný oběh turbovrtulového motoru

Algoritmus výpočtu tepelného oběhu provedeme na tříhřídelovém turbovrtulovém motoru, jehož zapojení můžeme vidět na obrázku 13. Tento výpočet provedeme hned

dvakrát a to na modelu ideálním a reálném. Pro lepší pochopení a jednoduchost začneme s oběhem ideálním (obr. 14).

Z našeho diagramu je patrné, že nízkotlaký kompresor je na stejné hřídeli jako nízkotlaká turbína. Ta samé platí i pro vysokotlaké části motoru. Z toho plyne, že musí platit rovnováha prací. Tím máme splněnou podmínku rovnovážného chodu. Tudíž musí platit:

$$A_{tKN} = A_{tTN} \cdot \eta_{DN} [J] \quad (4.6)$$

$$A_{tKV} = A_{tTV} \cdot \eta_{DV} [J] \quad (4.7)$$

kde η_{DN} a η_{DV} je vyjádření účinnosti, která má za úkol zohlednit ztráty při přenosu energie např. tření v ložiscích. Celkový stav vzduchu při průtoku kompresorem i turbínou se bude řídit adiabatickou změnou, pro kterou platí základní rovnice:

$$p \cdot v^k = konst. \quad (4.8)$$

Při výpočtu ideálního oběhu počítáme s ideálním plynem, tudíž je možné v obr. 13 použít za svislou osu buď teplotu T nebo entalpii h . Jinak řečeno, u ideálního plynu je teplota úměrná entalpii. Tento předpoklad výrazně zjednoduší následující rovnice. Poté bude rovnice pro práci nízkotlakého a vysokotlakého kompresoru vypadat následovně:

$$A_{tKN} = \dot{m}_c \cdot c_p \cdot (T_2 - T_1) = H_2 - H_1 [J] \quad (4.9)$$

$$A_{tKV} = \dot{m}_c \cdot c_p \cdot (T_3 - T_2) = H_3 - H_2 [J] \quad (4.10)$$

Je jasné, že kompresor práci spotřebovává, tudíž výsledná hodnota bude záporná.

Jak už bylo několikrát uvedeno, ve spalovací komoře je vstříkováno palivo \dot{m}_p do vzduchu protékajícím motorem o hmotnosti \dot{m}_c , které je posléze zapáleno. Tím dojde k uvolnění energie. Ke spalování dochází při isobarické změně (případně tlakové ztráty zanedbáme), tudíž přivedené teplo můžeme vyjádřit následujícím vztahem:

$$\dot{Q}_H = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot c_{ps} \cdot (T_4 - T_3) [J] \quad (4.11)$$

Ze schéma můžeme vidět, že práce turbíny opět podléhá adiabatické změně, takže rovnice se nebudou nějak zásadně lišit vzhledem k rovnicím pro výpočet práce turbíny. Ovšem práce turbíny bude samozřejmě kladná. Můžeme psát:

$$A_{tTN} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot c_p \cdot (T_5 - T_6) \cdot \eta_D = (H_5 - H_6) \cdot \eta_D [J] \quad (4.12)$$

$$A_{tTV} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot c_p \cdot (T_4 - T_5) \cdot \eta_D = (H_4 - H_5) \cdot \eta_D [J] \quad (4.13)$$

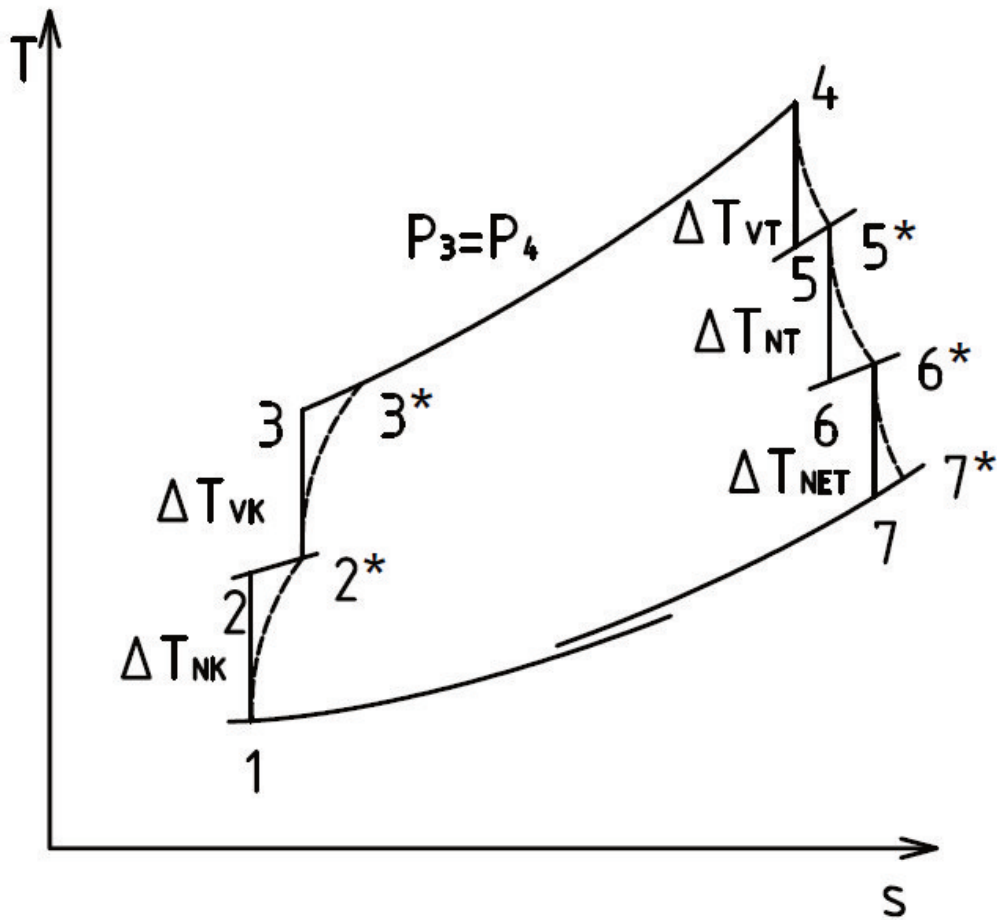
Výpočet čisté práce turbíny je zřejmá z předešlých rovnic, nýbrž pro tento výpočet platí stejné zákonitosti, jako pro předešlé dvě turbíny. Proto:

$$A_{NET} = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot c_p \cdot (T_6 - T_7) = (H_6 - H_7) [J] \quad (4.14)$$

Jeden z nejužitečnějších údajů motoru je účinnost přeměny tepelné energie na mechanickou práci, proto výpočet zakončíme výpočtem termické účinnosti a vztah pro tento výpočet je:

$$\eta_t = \frac{A_{tNET}}{Q_H} [-] \quad (4.15)$$

Nyní se přesuneme k výpočtu reálného cyklu, který je na obr. 15. Z uvedeného diagramu je opět patrné, že podmínkou rovnovážného chodu hřídele motoru nízkotlakého kompresoru a turbíny a vysokotlakého kompresoru a turbíny, musí platit rovnováha prací na kompresoru a turbíně pro jednotlivé hřídele.



Obr. 15 Reálný tepelný oběh turbovrtulového motoru

$$A_{tKN} = A_{tTN} \cdot \eta_{DN} [J] \quad (4.16)$$

$$A_{tKV} = A_{tTV} \cdot \eta_{DV} [J] \quad (4.17)$$

Při průtoku vzduchu (spalin) kompresorem a turbínou ze stavu původního do stavu konečného opět nastanou ztráty při přenosu energie.

Celkový stav vzduchu při průtoku se bude řídit polytropickou změnou.

$$p \cdot v^n = konst. \quad (4.18)$$

Pro práci nízkotlakého a vysokotlakého kompresoru pak platí:

$$A_{tKN} = \frac{n}{n-1} \cdot \dot{m}_c \cdot r_c \cdot T_1^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] [J] \quad (4.19)$$

$$A_{tKV} = \frac{n}{n-1} \cdot \dot{m}_c \cdot r_c \cdot T_2^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] [J] \quad (4.20)$$

Je jasné, že kompresor práci spotřebovává, tudíž výsledná hodnota bude záporná.

Pokud by teplota T_2^* nebyla zadána, lehce ji dopočítáme ze vztahu:

$$T_2^* = T_1^* \cdot \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{n-1}{n}} [K], T_3^* = T_2^* \cdot \left(\frac{p_3}{p_2}\right)^{\frac{n-1}{n}} [K] \quad (4.21)$$

Obdobný vztah bude platit i pro teplotu T_3^* . V praxi jsou teploty měřeny a dopočítáván je koeficient polytropy n .

Jak už bylo několikrát uvedeno, ve spalovací komoře je vstřikováno palivo \dot{m}_p do vzduchu protékajícím motorem o hmotnosti \dot{m}_c , které je posléze zapáleno. Tím dojde k uvolnění energie. Spalování dochází při isobarické změně (případné tlakové ztráty zanedbáme), tudíž přivedené teplo můžeme vyjádřit následujícím vztahem:

$$\dot{Q}_H = (\dot{m}_p + \dot{m}_c) \cdot c_{ps} \cdot (T_4^* - T_3^*) [J] \quad (4.22)$$

nebo neznáme-li teploty, můžeme přivedené teplo vyjádřit pomocí výhřevnosti paliva H_u , stechiometrického poměru Sp a součinitele přebytku vzduchu λ takto:

$$\dot{Q}_H = H_u \cdot \dot{m}_p \cdot \eta_{ch} [J] \quad (4.23)$$

kde η_{ch} je vyjádření chemické účinnosti a hmotnostní průtok vstřikovaného paliva \dot{m}_p je v poměru k hmotnostnímu průtoku vzduchu \dot{m}_v takový $\dot{m}_p : \dot{m}_c \rightarrow 1 : Sp \cdot \lambda$, poté je jasné, že výsledný vztah pro průtok paliva je:

$$\dot{m}_p = \frac{\dot{m}_c}{1 + Sp \cdot \lambda} [kg/s] \quad (4.24)$$

Jako palivo u turbovrtulového motoru se nejčastěji používá letecký petrolej tzv. kerosin. Ke spalování se použije pouze část vzduchu a zbytek se použije na zředění spalin z důvodu snížení teploty ve spalovací komoře. Hmotnostní poměr paliva k celkovému množství vzduchu se pohybuje v rozmezí 1 : 50 až 1 : 100 (stechiometrický poměr je cca 1 : 14,5). Výhřevnost Kerosinu je cca 43,1 MJ/kg.

Výpočet teploty T_4^* je opět velmi snadný, zmínili jsme, že ke spalování dochází při konstantního tlaku, takže pro isobarickou změnu bude platit:

$$T_4^* = \frac{P_4 T_3^*}{P_3} [K] \quad (4.25)$$

Nyní se vrátíme k turbínám. V turbínách bude změna probíhat opět polytropické změna. Rovnice pro turbíny se vzhledem k rovnicím pro kompresory, nebudou nějak zásadně lišit:

$$A_{tTN} = \frac{n}{n-1} \cdot (\dot{m}_c + \dot{m}_p) \cdot r_s \cdot T_5^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_6}{p_5}\right)^{\frac{n-1}{n}} \right] [J] \quad (4.26)$$

$$A_{tTV} = \frac{n}{n-1} \cdot (\dot{m}_c + \dot{m}_p) \cdot r_s \cdot T_4^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_5}{p_4}\right)^{\frac{n-1}{n}} \right] [J] \quad (4.27)$$

Tyto práce už budou samozřejmě kladné.

Konečně se dostáváme k výkonové turbíně, které je spojená s vrtulí přes reduktor a jako jediná vytváří „užitečnou“ práci. Práce turbíny bude vypadat následovně:

$$A_{tNET} = \frac{n}{n-1} \cdot (\dot{m}_c + \dot{m}_p) \cdot r_s \cdot T_6^* \cdot \left[1 - \left(\frac{p_7}{p_6} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] [J] \quad (4.28)$$

Kdybychom neznali opět nějakou z teplot, aplikujeme již známí vztah pro polytropický děj:

$$T_5^* = T_4^* \cdot \left(\frac{p_5}{p_4} \right)^{\frac{n-1}{n}} [K], T_6^* = T_5^* \cdot \left(\frac{p_6}{p_5} \right)^{\frac{n-1}{n}} [K], T_7^* = T_6^* \cdot \left(\frac{p_7}{p_6} \right)^{\frac{n-1}{n}} [K] \quad (4.29)$$

Při předpokladu stejných hodnot účinností komprese η_k a stejné hodnoty účinnosti η_T , můžeme psát konečný vztah pro účinnost transformace tepelné energie na mechanickou práci motoru:

$$\eta_t = \frac{A_{tNET}}{Q_H} [-] \quad (4.30)$$

Na závěr by bylo vhodné spočítat výstupní rychlost spalin. U turbovrtulového motoru tvoří proud vystupujících spalin pouze malý tah, a proto vystupující rychlost nebývá nějak zvlášť veliká. Jedná se tedy určitě o podzvukové proudění. Výstupní rychlost pro toto proudění bude vypadat následovně:

$$w_{2c} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa}{\kappa - 1} \cdot (\dot{m}_c + \dot{m}_p) \cdot r_s \cdot T_7^* \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_7} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} [m/s] \quad (4.31)$$

Ze všech předešlých rovnic můžeme lehce vydedukovat základní trendy pro volbu návrhového parametrů motorů, tedy postupné zvyšování tlakových a teplotních poměrů charakterizovaných vysokými teplotami hnacích plynů.

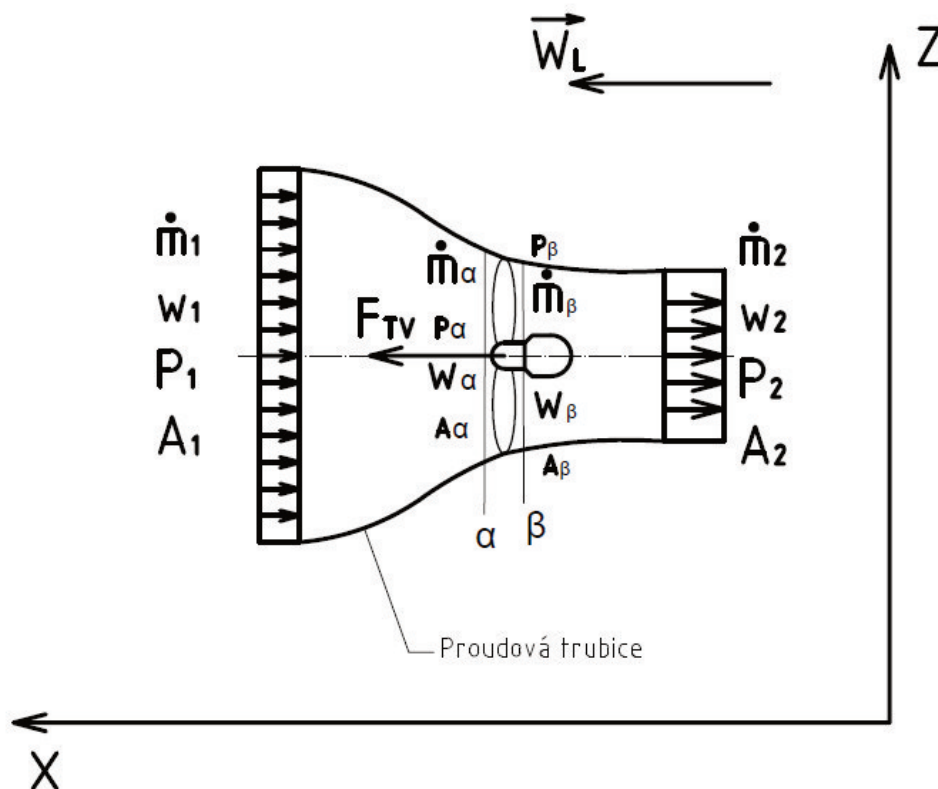
4.3. Odvození tahu vrtule

Tah pohonné jednotky je síla, kterou působí pohonná jednotka na letadlo ve směru jeho pohybu. Tato síla slouží k překonání aerodynamického odporu, zrychlení a stoupání. Směr tahu motoru může působit i jinými směry, například proti směru pohybu při brždění nebo různými směry z důvodu zvýšení manévrovatelnosti a zkrácení délky vzletu. Z toho plyne, že tah je vektorová veličina, která má svoji velikost a směr. Tah pohonné jednotky vzniká u turbovrtulových motorů pomocí účinných částí (vrtule) pohonné jednotky pomocí silového působení na vzduch. Při průtoku vzduchu vrtulí, působí propulsní soustava na vzduch aerodynamickými silami. Tyto síly jsou vyvolány statickým tlakem na povrch jednotlivých částí vrtule, tedy vrtulových listů. Působením tlakových sil na vzduch je pracovní látka protékající skrz propulsní soustavu urychlena tak, že rychlost vzduchu vstupující do propulsní soustavy má na konci této soustavy rychlost větší, než byla rychlost na vstupu. Je samozřejmé, že rychlost na vstupu do soustavy je rychlost letu. Tah propulsní soustavy je vázán na základní zákony mechaniky. Je to především první (4.23) a druhý (4.24) Newtonův pohybový zákon.

$$\vec{F}_A = \frac{d(m \cdot \vec{w})}{dt} [N] \quad (4.32)$$

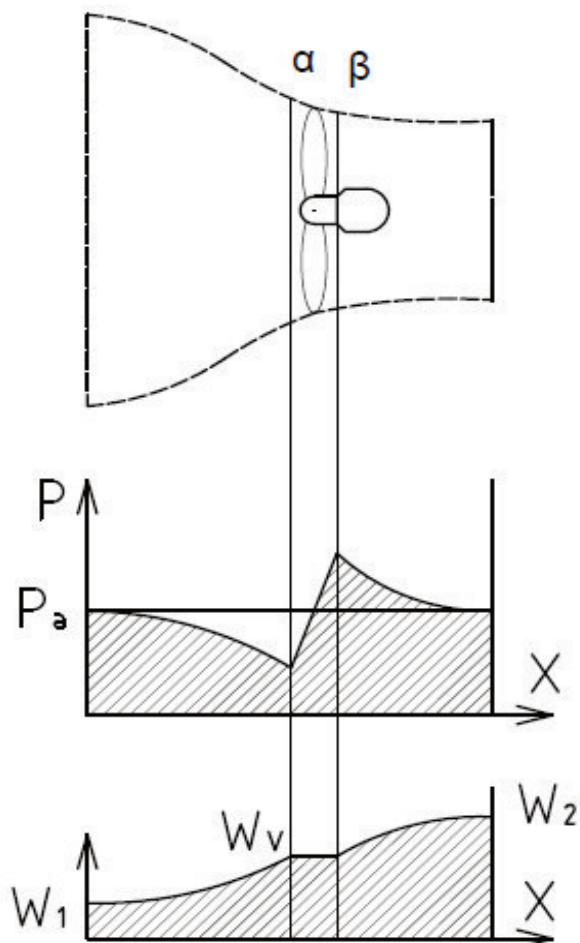
$$\vec{F}_R = -\vec{F}_A \quad (4.33)$$

Za předpokladu letu konstantní rychlostí při konstantních otáčkách vrtule a konstantním nastavení vrtulových listů můžeme pro popis průtoku vzduchu vrtulí využít proudové trubice (obr. 16), kterou vzduch přitéká k vrtuli z prostoru atmosféry před vrtulí do prostoru disku vrtule a dále opět do atmosféry za vrtulí.



Obr. 16 Průtok vzduchu vrtulí

Sací účinek vrtule vytváří na svém vstupu podtlak, tím je vzduch nasáván směrem k vrtuli v části proudové trubice mezi řezy 1 a α . Tlak vzduchu v řezu 1 je stejný jako je tlak okolního atmosférického vzduchu. Můžeme tedy říci, že proudová trubice je v řezu 1 válcová. Při průchodu vzduchu mezi řezy α a β je tlak pomocí vrtule zvýšen na hodnotu tlaku většího, než je tlak okolní - atmosférický. Proto je vzduch za řezem β (za vrtulí) urychlován až do řezu 2. V tomto řezu tlak opět klesne na hodnotu tlaku okolního, tedy atmosférického (obr. 17).



Obr. 17 Průběh tlaku a rychlosti v proudové trubici vrtulového pohonu

Při průtoku vzduchu vrtulí musí platit zákon zachování hmoty, který můžeme vyjádřit rovnicí kontinuity. Jak už jsme uvedli dříve, bereme v potaz pouze jednorozměrné proudění. Tudíž musí platit, že tvar rovnice při jednorozměrném proudění proudovou trubicí při zachování hmotnostního toku je:

$$\begin{aligned} \dot{m}_1 = A_1 \cdot w_1 \cdot \rho_1 = \dot{m}_\alpha = A_\alpha \cdot w_\alpha \cdot \rho_\alpha = \dot{m}_\beta = A_\beta \cdot w_\beta \cdot \rho_\beta = \\ \dot{m}_2 = A_2 \cdot w_2 \cdot \rho_2 = \dot{m}_v = \text{konstantní} \end{aligned} \quad (4.34)$$

Pro jednoduchost zanedbáme stlačitelnost vzduchu. Můžeme si to dovolit pro případ průtoku vzduchu podzvukovými rychlostmi. Při odvozování uvažujeme rychlost vzduchu do rychlosti cca 100 m/s, což je zhruba třikrát méně, než rychlost zvuku. Poté je hustota v proudové trubici

$$\rho_1 = \rho_\alpha = \rho_\beta = \rho_2 = \rho_v = \text{konstantní} \quad (4.35)$$

Dále uvažujeme, že průřezy náběžných a odtokových hran vrtule jsou stejné. Musí tedy platit:

$$A_\alpha \approx A_\beta = A_V [m^2] \quad (4.36)$$

Pro průtokové rychlosti s uvažováním nestlačitelnosti platí:

$$w_\alpha \approx w_\beta = w_V [m \cdot s^{-1}] \quad (4.37)$$

Pro jednotlivé řezy proudové trubici můžeme psát:

$$A_1 \cdot w_1 = A_V \cdot w_V = A_2 \cdot w_2 = \text{konstatní} \quad (4.38)$$

Pro odvození vztahu popisující urychlování vzduchu v uzavřené proudové trubici vyjdeme ze základního výrazu Newtonova pohybového zákona pro hmotný bod. V našem případě musíme ovšem použít jako diferenciální podobu, protože potřebujeme znát velikost a směr všech molekul nacházejících se v naší proudové trubici. Musíme tedy provést součet všech elementárních sil, které působí na jednotlivé molekuly. Newtonův vztah v diferenciálním tvaru bude vypadat následovně:

$$\overrightarrow{dF}_A = \frac{d(dm \cdot \vec{w})}{dt} [N] \quad (4.39)$$

Objem proudové trubice, můžeme vyjádřit několika způsoby a to jako: trojný integrál elementárního objemu dV nebo jako postupnou integraci plošného obsahu průřezu proudové trubice o osové souřadnici x . dvojným integrálem přes průřez A_{TR} a jednorozměrnou integraci tohoto průřezu podél osové souřadnice x . Po této úvaze můžeme objem vyjádřit následovně:

$$V = \iiint_{V_{TR}} dV = \iiint_{V_{TR}} dx \cdot dy \cdot dz = \int_{x_1}^{x_2} \left(\iint_{A_{TR}} dA \right) dx [m^3] \quad (4.40)$$

Dále platí, že:

$$dm = \rho \cdot dV [kg] \quad (4.41)$$

Dosadíme-li do základní rovnice (4.39) vztah (4.41) a předpokládáme-li nestlačitelnost, dostaneme vztah pro elementární sílu působící na jednu molekulu vzduchu v proudové trubici o objemu dV :

$$d\vec{F}_A = \rho \cdot \frac{d}{dt} (\vec{w} \cdot dV) [N] \quad (4.42)$$

Součin $\vec{w} \cdot dV$ je obecně funkcí času a souřadnic polohy x, y, z elementárního objemu dV . Uvažujeme symetrický průtok vrtulí a mírný odklon rychlosti od osového směru zanedbáme (průtok můžeme popsat jednorozměrně), tudíž můžeme vektor rychlosti \vec{w} psát jako skalár w . Diferenciál součinu rychlosti a diferenciálu objemu pak můžeme vyjádřit podle obecného předpisu jako diferenciál funkce o dvou proměnných, a to sice času t a osové souřadnice x .

$$d(w \cdot dV) = \frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta t} dt + \frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} dx \quad (4.43)$$

Jelikož je proudění proudovou trubicí stacionárním, je parciální diference podle času nulová, tudíž nám zbude pouze druhý člen, který vyjadřuje změnu tohoto výrazu podle dráhy x .

$$d(w \cdot dV) = \frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} dx \quad (4.44)$$

Při dosazení do našeho výchozího vztahu pro elementární sílu, dostaneme:

$$d\vec{F}_A = \frac{d(dm \cdot \vec{w})}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} dx \right) = \frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} \frac{dx}{dt} = \frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} w \quad (4.45)$$

Uvážíme-li, že

$$\frac{\delta(w \cdot dV)}{\delta x} = \frac{\delta w}{\delta x} \cdot dV + w \cdot \frac{\delta^2 V}{\delta x^2} \quad (4.46)$$

druhý člen můžeme zanedbat, neboť je nekonečně malého řádu.

Pro případ, že je rychlost a objem jen funkcí x , je parciální diferenciál roven úplnému diferenciálu d . Když budeme uvažovat, že platí $dV = dA \cdot dx$, dostaneme vztah pro elementární sílu v následujícím tvaru:

$$d\vec{F}_A = \rho \cdot \frac{d}{dt} (\vec{w} \cdot dV) = \rho \cdot w \cdot \frac{dw}{dx} \cdot dA \cdot dx [N] \quad (4.47)$$

Celkovou sílu, kterou působí vrtule na obtékající vzduch, dostaneme integrací elementární síly přes objem celé proudové trubice V_{TR} . Tuto integraci provedeme postupně jako integraci průřezu proudovou trubicí A_{TR} a posléze integrací podle délky této trubice. Nesmíme zapomenout, že člen $\frac{dw}{dx}$ a dx nejsou funkcí A , proto je před integrál vytkneme. Dvojný integrál z výrazu $\rho \cdot w \cdot dA$ je hmotností průtok proudovou trubicí \dot{m}_v . Tento výraz je po celé délce proudové trubice konstantní, proto ho také můžeme vytknout před integrál. Dostáváme následující vztah:

$$F_A = \iiint_{V_{TR}} \rho \cdot w \cdot \frac{dw}{dx} \cdot dA \cdot dx = \int_{x_1}^{x_2} \left(\iint_{A_{TR}} \rho \cdot w \cdot dA \right) \cdot \frac{dw}{dx} \cdot dx = \int_{x_1}^{x_2} \dot{m}_v \cdot \frac{dw}{dx} \cdot dx =$$

$$\dot{m}_v \cdot \int_{x_1}^{x_2} \frac{dw}{dx} \cdot dx = \dot{m}_v \cdot \int_1^2 dw = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_1) = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L) [N] \quad (4.48)$$

Korektnější zápis má tvar:

$$\vec{F}_A = -\dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L) [N] \quad (4.49)$$

Je to z prostého důvodu, při odvozování akční síly vrtule vycházíme z třetího Newtonova zákona. Tah vrtule je pak dle principu akce a reakce dán vztahem:

$$\vec{F}_{TR} = \vec{F}_R = -\vec{F}_A \quad (4.50)$$

Kde \vec{F}_{TR} je tahová síla vrtule, \vec{F}_A je akční síla a \vec{F}_R je reakční síla.

Tato vektorová rovnice vyjadřuje směr působícího tahu, který je proti směru letu v případě, že rychlost vzduchu na výstupu z proudové trubice je vyšší, než je rychlost letu.

Při skalárním popisu znaménko mínus vynecháme a dostaneme hledaný konečný vztah pro tah pohonné jednotky osazené vrtulí:

$$F_{TV} = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L) [N] \quad (4.51)$$

Jak bylo uvedeno v předchozích kapitolách, tah vznikající od spalín je vůči tahu od vrtule velmi malý až zanedbatelný. Avšak kdybychom chtěli být naprosto přesní, nesmíme na tuto část tahu zapomenout. Vzduch vstupující do motoru má hmotnostní tok \dot{m}_c , vzhledem k hmotnosti vsříkovaného paliva (\dot{m}_e) můžeme psát $\dot{m}_c \sim \dot{m}_e$. Výsledný tah z výstupní trysky bude vypadat následovně:

$$F_{Ap} = \dot{m}_c \cdot (w_{2c} - w_2) [N] \quad (4.52)$$

Celkový tah turbovrtulového motoru je tedy vyjádřen součtem reakčních sil, které vyvolají urychlení vzduchu a spalín. Výsledná rovnice pro tah turbovrtulového motoru bude vypadat následovně:

$$F_T = F_{TV} + F_{Ap} \quad (4.53)$$

$$F_T = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L) + \dot{m}_c \cdot (w_{2c} - w_2) [N] \quad (4.54)$$

Mnohokrát se pro tah turbovrtulového motoru vyjadřuje předchozí rovnice upravená, kde je tahová síla F_{Ap} vypuštěna. Podíváme-li se ještě jednou na obrázek 9, na kterém je řez malého turbovrtulového motoru, vidíme, že výfukový systém je obrácen proti po směru letu. Na tento výfukový systém jsou posléze montována „kolena“, která směr spalín otočí proti směru letu. Což je bezesporu správně. Avšak v těchto potrubích je část tlakové energie ztracena a tím rychlost spalín snížena. Z tohoto důvodu je tah od spalín v jednotkách procent a lze ho mnohdy zanedbat.

5. Vývojové trendy letadlových pohonných jednotek

Vývoj letadlových pohonných jednotek směřuje hlavně ke zvyšování celkové účinnosti propulsní soustavy. Z toho plyne jako hlavní důvod úspora paliva. Dalším z významných parametrů motorů je zvýšení poměru tahu motoru k váze pohonné jednotky.

Zvyšování účinnosti a měrných parametrů motoru je podmíněno realizací pohonné jednotky, která bude pracovat s vyššími tlakovými poměry a vyššími teplotami hnacích plynů. Dále pak s vyššími hodnotami průtokového součinitele kompresoru a turbíny. Maximální dosažitelná hodnota hnacích plynů musí být omezena z důvodu žárupevnosti materiálu, z kterého jsou vyrobeny lopatky turbíny. Zvýšení nad tuto mez lze pouze s použitím účinného chlazení. S tímto trendem se začali již kolem roku 1960, kdy se začali objevovat první lopatky s vnitřním chlazením. Jako chladicí médium se používá vzduch, který je rozváděn kanály uvnitř lopatky. Spolu s lopatkou je chlazen i závěs lopatky. Kombinací vysoké žárupevnosti spolu s propracovaným systémem chlazení a opatření povrchu lopatky ochranným keramickým povrchem umožní v nejbližší budoucnosti dosažení maximální teploty hnacích plynů až na hodnotu 1600 °C. Další zvyšování teploty bude pravděpodobně už velmi obtížné. Velmi nadějná by byla cesta keramických materiálů, ty jsou však při nižších teplotách velmi křehké a je potřeba je vyztužit například kompozitní armaturou, která má za úkol bránit šíření případných trhlin. Snížení hmotnosti motoru spočívá většinou ve zjednodušení celé konstrukce. Což může pro představu být snížení počtu stupňů kompresoru či turbíny. Dále snižování délky spalovací komory a celého motoru. Významné úspory hmotnosti lze dosáhnout i použitím kompozitních materiálů. Pro představu, na motoru známého čtyřmotorového dopravního letadla A 340 s motory CFM 56-5C2, který má hmotnost 2558 kg a tah 138900 N je použito 77 kg kompozitních materiálů, což přineslo úsporu hmotnosti 40 kg. Kompozity mají kompozitní matici a jsou vyztuženy uhlíkovými vlákny. U vrtulí turbovrtulových motorů se rovněž přechází na konstrukci využívající z velké míry kompozitní materiály.

Z předchozího odstavce lze vydedukovat, že vývoj nových materiálů bude v dalším rozvoji letadlových pohonných jednotek zásadní a pravděpodobně bude určovat směr, kam se má vývoj směřovat.

Další velice zajímavá cesta je směrem k vývoji úplně nového motoru s vyšší efektivností a menší spotřebou paliva. Tyto požadavky splňuje motor označovaný jako propfan (obr. 18). Propfan je typ leteckého motoru, který spojuje konstrukci turbovrtulového a dvouproudového ventilátorového motoru. Název je odvozen od slov prop – vrtule a fan – ventilátor. Motor využívá plynovou turbínu pro pohon nestíněné vrtule jako turbovrtulový motor ale vrtulové listy mají specifický tvar a od klasické vrtule se liší. Tím je vyřešen problém s obtékáním konečků vrtule při rychlostech blízkých se rychlosti zvuku. Vrtule jsou široké, avšak průměr vrtule bývá menší než u turbovrtulových motorů. Počet listů je také větší, pohybuje se kolem 8, což je výrazně více než například u turbovrtulového motoru, kde je běžný počet vrtulových listů 3 nebo 5. Na jedné hřídeli bývá větší počet vrtulí (většinou dvě), které jsou ale poháněné stejnou turbínou. Díky reverzoru je však směr otáčení každé vrtule opačný. Vrtule může být jak tažná tak i tlačná. Ovšem uvádí se, že tažná vrtule bývá účinnější než tlačná. Zapomeneme-li na tuto domněnku, použití tažné vrtule je obecně výhodnější z důvodu „ofukování“ náběžných hran nosných ploch. Propfan je navržen tak, aby si z obou motorů, z kterých vychází, vzal to nejlepší. Tím myslíme rychlost a tah ventilátorového motoru za cenu paliva vrtulového pohonu. Efektivita tohoto motoru je velmi zajímavá (obr. 10), i když je použita vrtule, účinnost kolem rychlosti 600 km/h neklesá, jako u turbovrtulového motoru, ale dále stoupá, a to až do rychlosti kolem 900 km/h. Tuto

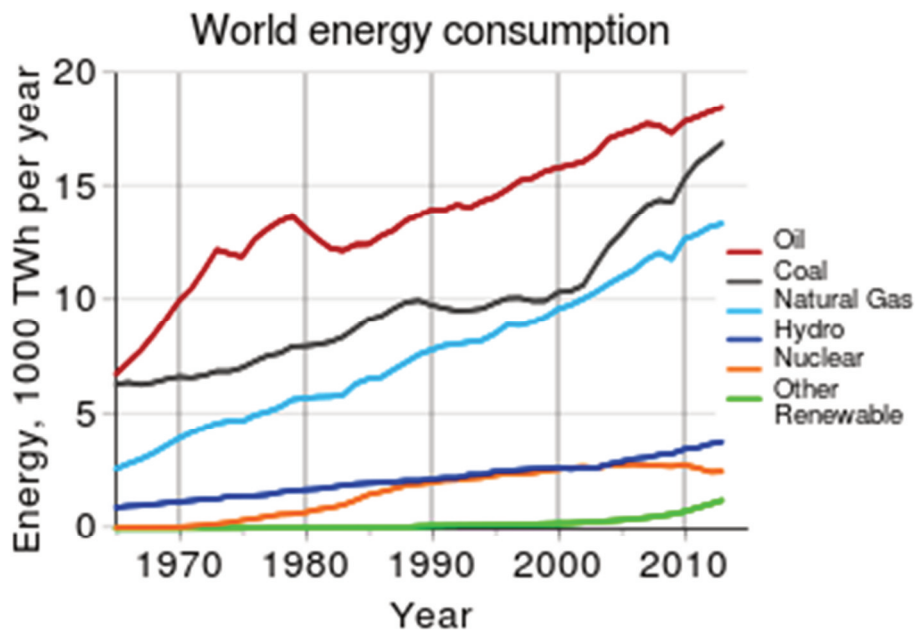
uvedenou rychlost můžeme uvést jako limitující rychlost tohoto zajímavého pohonu. Koncept propfan byl vyvinut tak, aby dodával o 35 % větší účinnost než současné ventilátorové motory. Nyní vyvstala otázka, proč se tyto motory ve velkém dávno nevyrábí. Jako každá pohonná jednotka, i propfan má své nevýhody. Domnívám se, že jedna z nevýhod je veliký průměr vrtule vzhledem k rozměrům dvouproudového ventilátorového motoru. Velice zjednodušeně řečeno, použití těchto motorů se hodí spíše pro zástavbu do letounů hornoplošnickové konstrukce, kde je pod křídlem více místa. Tato konstrukce má ovšem svoje nevýhody. Jednou z nevýhod může být výše položené těžiště celého letounu nebo složitější a tužší podvozek, který je umístěn pod křídly nebo přímo v gondole motoru. Při řešení uložení podvozku přímo v trupu nastává nepříjemná situace opět ve stabilitě z důvodu nedostatečného rozchodu. Tato nevýhoda je samozřejmě vcelku banální a byla již dávno vyřešena. Mnohem závažnější nevýhoda tohoto pohonu spočívá v jeho hlučnosti. Velmi zjednodušeně řečeno. Hluk vzniká tehdy, kdy druhá řada listů „seká“ do proudu vzduchu od první řady. Tyto motory poté nesplňují hlukové normy. Tento problém ještě nebyl kompletně vyřešen a odhaduje se, že bude vyřešen do roku 2030. V tomto pohonu shledávám obrovskou budoucnost a věřím, že všechny nepříznivé okolnosti budou brzy vyřešeny a tyto motory se stanou náhradou starších turbovrtulových motorů u civilních i vojenských letounů. [5] [13] [16]



Obr. 18 Ruský vojenský letoun An-70 osazený motory propfan s protiběžnými vrtulami [15]

6. Závěr

Prognóza dalšího vývoje letecké dopravy, a s ní zvýšené intenzity transformace chemické energie v palivo na mechanickou práci, souvisí logicky s otázkami o dostupnosti potřebného paliva a jeho ceně. Při spalování leteckého paliva (kerosinu) dochází k negativnímu působení na životní prostředí ve formě vypouštění exhalací do ovzduší. Na následujícím obrázku je možné vidět současnou spotřebu obnovitelných i neobnovitelných zdrojů. Pro naše zájmy je nejdůležitější spotřeba uhlovodíkového paliva – ropy (v našem případě červená křivka).



Obr. 19 Spotřeba jednotlivých druhů energie [13]

Při tomto nárůstu spotřeby lze předpokládat, že současné známé zdroje nafty budou do značné míry vyčerpány do 40 let. Současně bude docházet při spalování tohoto paliva ke zvyšování koncentrace CO_2 a také k narušování ozónové vrstvy oxidy dusíku NO_x .

Tyto okolnosti iniciují nové projekty, které se zabývají alternativními pohony, které by tak výrazně neznečisťovaly životní prostředí a byly by za přijatelnou cenu. Jako velmi výhodný se jeví kapalný vodík nebo kapalný zemní plyn, jehož zásoby jsou podstatně větší, čímž je doba vyčerpání zvýšena.

Další nepříznivý faktor spojený s leteckou dopravou je hlučnost pohonných jednotek, které mohou přesahovat až 120 dB.

Z hlediska efektivnosti je turbovrtulový motor v současné době na špičce žebříčku, co se týče rychlosti nepřesahující 600 km/h. Do rychlosti 900 km/h jsou nejefektivnější motory typu propfan.

Turbovrtulové motory jsou fascinující tepelné stroje, které i přes dlouhou dobu vývoje mají pořád co nabídnout. Turbovrtulový motor je stále vyvíjen a stále zdokonalován už přes půl století. Myslím si, že tento typ motorů má před sebou ještě dlouhou budoucnost, a to zejména z důvodu jeho kvalit i počtu již vyrobených a vyráběných kusů. Turbovrtulové motory vyplňují prázdnou mezeru mezi motory pístovými a dvouproudými. Je zjevné, že nejde vyrobit pístový spalovací motor podobných parametrů, jako má motor turbovrtulový. Respektive vyrobit jde, ale určitě nebude splňovat jednu z hlavních podmínek na letecký motor a tj. hmotnost pohonné

jednotky. Pístový motor, který by měl mít srovnatelné výkonové parametry, bude zhruba třikrát těžší než jeho turbovrtulová obdoba. Pro představu si porovnáme již několikrát zmiňovaný motor M601D, jehož výkon se pohybuje kolem 500 kW o hmotnosti kolem 140 kg a hojně používaný motor M 337. Název nám asi moc neřekne, ale tento invertní vzduchem chlazený šestiválec se používal do známého letounu československé výroby Zlín Z 43, který je v České republice hojně používán v leteckých školách, v aeroklubech atd. Výkon tohoto zmiňovaného motoru dosahuje zhruba 210 kW o hmotnosti 148 kg. Obrovský rozdíl je znatelný na první pohled, poměr váha – výkon je na jiné úrovni. Toto porovnání není úplně správné a objektivní, neboť každý z motorů je určen k jinému nasazení a očekávají se od něho jiné výkony. Nyní bych se věnoval letounu L-410 (Turbolet), který mi učaroval a inspiroval k psaní mé práce. Pro upřesnění, tento letoun je vybavený dvěma motory M601, které jsem už nespočetněkrát zmínil. Tento motor se samozřejmě vyvíjel a na trati samotného vývoje uběhl dlouhou trať. Vývoj motoru trval takřka 20 let a první motor byl úspěšně certifikován roku 1975, kdy byla certifikována první verze motoru označena jako M601A. Celkem bylo vyvinuto 15 verzí tohoto motoru a převážná část byla i certifikována. Motory byly montovány do tří typů letounů, ale našly i pozemní využití, zejména jako generátory plynů. Je zřejmé, v čem tkví výhody motoru M601 a s nimi i letouny Let L-410, a proč jsou do dnes tak používané. Hlavní výhody jsou bezesporu v jejich vysoké rychlosti, délce potřebné dráhy pro přistání a vzlet, údržbě a mnoho dalšího. O rychlosti turbovrtulových letounů už je tu napsáno hodně, proto se teď zaměřím na ostatní výhody. Je až k neuvěření, že letadlo, které plně váží takřka sedm tun, dokáže startovat a přistát na nijak nezpevněných travnatých plochách. Udává se, že tento stroj dokáže přistát přes 15 metrovou překážku na dráze 500 m dlouhé a vzlétnout přes 15 m překážku při teplotě 15 °C na dráze ne delší než 560 m. Jednou z výhod tohoto motoru je i to, že je vybavený vrtulemi, které jsou schopné reverzu. Tím se výrazně zkrátí potřebná délka přistávací dráhy. Z těchto dat lze lehce odhadnout, kde se tyto letouny nejčastěji používají. Jsou to země, abych byl přesnější, oblasti zemí, kde není tak dokonalá infrastruktura. Pro představu to je hlavně oblast Afriky, Asie, Jižní Ameriky a bývalých zemí SSSR. Pro tyto letadla je to ideální oblast, neboť jsou to povětšinou rozsáhlá území, kde chybí kvalitní zázemí a kde zároveň stačí dolet kolem 1500 km. Myslím si, že tyto motory mají pořád co nabídnout a věřím, že je jiný typ motoru jen tak nenahradí.

V současné době se nejeví žádná alternativa jak k motorům proudovým, tak k motorům turbovrtulovým, a tudíž nelze očekávat žádnou výraznou revoluci v konstrukci letadlových pohonných jednotek. Naopak, pokrok pochází od stále zlepšujících se parametrů současných konstrukcí, při kterých se využívají moderní simulační a experimentální nástroje.

7. SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 2. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2003, 203 s. ISBN 80-01-02706-6.
- [2] Carroll F. Gray. The Ornithopter. *Flying Machines*. [online]. © 1998-2015 [cit. 2015-03-05]. Dostupné z: <http://www.flyingmachines.org/davi.html>
- [3] DRAXLER, Karel a Josef MARŠÁLEK. *Pohon: studijní modul 14*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005, 87 s. Učební texty pro teoretickou přípravu osvědčujícího personálu údržby letadel dle předpisu JAR-66. ISBN 80-7204-368-4.
- [4] Engines. *aviation-history*. [online]. 3.2.2014 [cit. 2015-03-05]. Dostupné z: <http://www.aviation-history.com/engines/rotary.htm>
- [5] Zdeněk Kussior. Princip vytváření tahu. *letecké-motory*. [online]. 20.9.2008 [cit. 2015-03-05]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-01.php>
- [6] Zdeněk Kussior. Jumo004. *letecké-motory*. [online]. 17.3.2008 [cit. 2015-03-05]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/motory/jumo004/>
- [7] Jean-marie. Magazine. *Découverte des modèles réduits*. [online]. 27.8.2012 [cit. 2015-03-10]. Dostupné z: http://univers-de-la-maquette.blogspot.cz/2012/08/le-sud-ouest-so-6025-espardon_27.html
- [8] Ing. Josef Kubeš. Turbovrtulový motor M602. *Walter Jinonice*. [online]. 20.1.2011 [cit. 2015-03-12]. Dostupné z: <http://www.walterjinonice.cz/turbovrtulovy-motor-m602>
- [9] Walter Jinonice. Srovnávací zkoušky L-29 v SSSR. *Walter Jinonice*. [online]. © 2009 Mantis [cit. 2015-03-12]. Dostupné z: <http://www.walterjinonice.cz/srovnavaci-zkousky-l-29-v-sssr>
- [10] Ing. Josef Kubeš. Historie motoru Walter M601. *Walter Jinonice*. [online]. 2002 [cit. 2015-03-12]. Dostupné z: <http://www.walterjinonice.cz/historie-motoru-walter-m601>
- [11] POHL, Rudolf, Jindřich KOCÁB a Jan ŠESTÁK. *Dopravní prostředky*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2005, 245 s. ISBN 80-01-03160-8.
- [12] KOCÁB, Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové motory*. Vyd. 1. Praha: KANT, 2000, 175 s., vii s. barev. obr. příl. ISBN 80-902914-0-6.
- [13] Zdeněk Kussior. Typy leteckých motorů. *letecké-motory*. [online]. 28.3.2008 [cit. 2015-03-05]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-02.php>
- [14] HANUS, Daniel a Josef MARŠÁLEK. *Turbínový motor: studijní modul 15*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2004, 207 s. Učební texty dle předpisu JAR-66. ISBN 80-7204-369-2.
- [15] Vasiliy Koba (c). UR-NTK. *Russian planes*. [online]. 9.4.2013 [cit. 2015-05-05]. Dostupné z: <http://russianplanes.net/id103823>
- [16] Propfan. *Wikipedia: the free encyclopedia*. [online]. 2001- [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Propfan>

8. SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ

Symbol	Jednotka	Název
A	[J, m ²]	práce, plocha
a	[J/kg]	měrná práce
c	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]	měrná tepelná kapacita
\vec{F}	[N]	akční a reakční síla
F	[N]	síla
H _u	[J/kg]	výhřevnost
m	[kg]	hmotnost
\dot{m}	[kg/s]	hmotnostní tok
n	[-]	polytropický exponent
p	[Pa]	tlak
q _v	[J/kg]	měrné teplo
r	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]	měrná plynová konstanta
s	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]	měrná entropie
Sp	[-]	stechiometrický poměr
T	[K]	termodynamická teplota
t	[s]	čas
V	[m ³]	objem
w	[m/s]	relativní rychlost vzduchu
η	[-]	účinnost
κ	[-]	Poissonova konstanta
λ	[-]	součinitel přebytku vzduchu
ρ	[kg/m ³]	hustota

Index

1,2,3,4,5,6	označení polohy bodu, fáze či stavu
2	výstupní, vstupní
A	akční
C	odvedené
c	vstupující do motoru
D	termodynamická
H	přivedené
ch	chemická
KN, KV	kompresor nízkotlaký (vysokotlaký)
NET	čistá
p	konstantní tlak
R	reakční
s	spaliny
t	technická, termická
TN, TV	turbína nízkotlaká (vysokotlaká)
TR	tah vrtule
v	konstantní objem
x,y,z,u,t,a,n	složky od souřadných os a směrů
α, β	označení řezů