

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

LETECKÉ POHONNÉ JEDNOTKY

AIRCRAFT POWER UNITS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

TOMÁŠ KOUTNÍK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. RÓBERT ŠOŠOVIČKA, Ph.D.

BRNO 2008

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2007/08

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Koutník Tomáš

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:

Letecké pohonné jednotky

v anglickém jazyce:

Aircraft Power Units

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Proveďte rozbor používaných pohonných jednotek letadel. Uveďte jejich druhy, základní principy práce a oblasti vhodného použití. Naznačte základní charakteristiky popisující jejich vlastnosti v závislosti na výšce, rychlosti letu, otáčkách příp. dalších ovlivňujících parametrech. V krátkosti uveďte jejich historický vývoj a naznačte směry dalšího vývoje.

Cíle bakalářské práce:

Vytvoření uceleného přehledu používaných leteckých pohonných jednotek, který bude stručně popisovat jejich historický vývoj, principy práce, charakteristiky a oblasti vhodného použití.

Seznam odborné literatury:

Jackson, P.: Jane's – All the World Aircraft
Ott, A.: Pohon letadel, VUT Brno, Brno, 1993

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2007/08.

V Brně, dne 26.11.2007

L.S.



prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu



doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

Abstrakt

Tato bakalářská práce obsahuje přehled v současné době nejběžněji používaných pohonných jednotek letadel. Stručně vysvětluje jejich účel a princip činnosti. Uvádí také nejpodstatnější vlivy na jejich práci a v závislosti na nich i oblasti vhodného použití jejich jednotlivých kategorií. Nejobsáhlejší část práce je věnována popisu hlavních částí pohonných jednotek a jejich funkce. V závěru jsou v krátkosti naznačeny některé možné směry jejich vývoje.

Klíčová slova

letecká pohonná jednotka, letecký motor, tah, vrtule, pístový motor, tryskový motor, proudový motor, raketový motor

Abstract

This bachelor's thesis deals with review of today most used aircraft power units. Briefly explains their purpose, working principle and most important influences on their function. Voluminous passage informs about main parts of aircraft power units and their functions. At the end of this thesis the directions of aircraft power units development are presented.

Keywords

aircraft power unit, aircraft engine, thrust, propeller, piston engine, jet engine, turbojet engine, rocket engine

Bibliografická citace

KOUTNÍK, T. *Letecké pohonné jednotky*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008. 49 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Róbert Šošovička, Ph.D.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Róberta Šošovičky, Ph.D. a uvedl jsem všechny literární prameny, publikace a elektronické zdroje, ze kterých jsem čerpal.

.....

Tomáš Koutník
23. 5. 2008

Poděkování

Za cenné připomínky a rady při zpracování bakalářské práce tímto děkuji vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Róbertu Šošovičkovi, Ph.D. a svým rodičům za podporu při studiu na vysoké škole.

Obsah

1	ÚVOD.....	11
2	PŘEHLED VÝVOJE LETADEL A JEJICH POHONNÝCH JEDNOTEK.....	13
3	ROZDĚLENÍ LETECKÝCH POHONNÝCH JEDNOTEK.....	15
4	TAH LETECKÝCH POHONNÝCH JEDNOTEK	17
4.1	VZNIK TAHU.....	17
4.2	CHARAKTERISTIKY POHONNÝCH JEDNOTEK.....	17
4.2.1	Výškové charakteristiky	18
4.2.2	Rychlostní charakteristiky	18
4.2.3	Otáčkové charakteristiky	19
4.3	VHODNOST POUŽITÍ POHONNÝCH JEDNOTEK.....	19
5	VRTULOVÝ POHON.....	21
5.1	VRTULE.....	21
5.1.1	Pevné vrtule	22
5.1.2	Stavitelné vrtule	22
5.2	REDUKTORY.....	23
5.2.1	Nesouosé reduktory	24
5.2.2	Souosé reduktory	24
5.3	PÍSTOVÉ SPALOVACÍ MOTORY	24
5.3.1	Pracovní cyklus	24
5.3.2	Zvyšování výkonu.....	26
5.3.3	Chladicí soustava	27
5.3.4	Uspořádání válců	27
5.3.4.1	Řadový motor.....	27
5.3.4.2	Hvězdicový motor.....	28
5.3.4.3	Motor s rotačním pístem	28
5.4	ELEKTROMOTORY	29
6	TRYSKOVÝ POHON.....	31
6.1	PRACOVNÍ CYKLUS.....	31
6.2	TRYSKA.....	31
6.2.1	Regulace trysek.....	32
6.2.2	Vychylovače a obraceče tahu	32
6.3	VSTUPNÍ ÚSTROJÍ	33
6.4	LOPATKOVÉ MOTORY.....	34
6.4.1	Kompresor	34
6.4.1.1	Radiální kompresor	34
6.4.1.2	Axiální kompresor.....	35
6.4.1.3	Pumpování kompresorů.....	36
6.4.2	Spalovací komora	36
6.4.3	Turbína	37
6.4.4	Krátkodobé zvýšení tahu.....	38
6.4.5	Konstrukční uspořádání	39
6.4.5.1	Jednoprúdové motory	39
6.4.5.2	Dvouproudové motory	39
6.4.5.3	Turbohřídelové motory	40
6.5	BEZLOPATKOVÉ MOTORY.....	41
6.5.1	Náporové motory	41
6.5.2	Pulzační motory.....	41
6.6	RAKETOVÉ MOTORY.....	42
6.6.1	Motory na tuhé pohonné hmoty	42
6.6.2	Motory na kapalné pohonné hmoty	42
6.6.3	Motory na hybridní pohonné hmoty.....	43
7	ZÁVĚR	45
8	POUŽITÉ ZDROJE	47

9	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK.....	49
----------	--	-----------

1 Úvod

Pohonná jednotka je jednou z nejdůležitějších součástí letadel, která významným způsobem vstupuje do jeho návrhu, a proto je jejímu výběru třeba věnovat zvláštní pozornost. A letadlo jako celek musí splňovat celou řadu požadavků, které na něj klade jeho uživatel. Protože požadavky jednotlivých uživatelů, ať už se jedná o užitečné zatížení, maximální rychlost, provozní náklady nebo např. podmínky provozu, se mohou různit, s jedním druhem pohonu nelze vystačit. Cílem této práce je proto vytvořit přehled leteckých pohonných jednotek, se kterými se lze v praxi setkat.

Na začátku práce bude stručně popsán vývoj leteckých pohonných jednotek na pozadí významných historických událostí a vývoje letectví jako takového. Bude také vysvětlen obecný princip jejich činnosti a provedeno jejich základní rozdělení. Aby mohli být určeny oblasti jejich vhodného použití, budou nejprve stručně popsány některé jejich charakteristiky. V další části budou blíže popsány funkční části jednotlivých druhů pohonných jednotek a jejich vliv na vlastnosti pohonu. Závěr bude patřit zamyšlení nad trendy a možnými směry dalšího vývoje leteckých pohonných jednotek.

2 Přehled vývoje letadel a jejich pohonných jednotek

Při svých prvních pokusech o létání se lidé pokoušeli napodobovat ptáky máváním křídel připevněných k pažím. Brzy však poznali, že jejich síla není dostatečná k tomu, aby sami vzlétli. To jim umožnil až další technologický rozvoj a dokonalejší poznání světa a jeho zákonitostí.

Fyzikální princip letu letadla těžšího vzduchu poprvé publikoval Angličan George Cayley v roce 1799. Jako první popsal vztah mezi aerodynamickou silou působící na jeho křídla, kterou rozložil na vztlak a odpor, vlastní tíhou letadla a tahem nutným k jeho dopřednému pohybu. V jeho době ovšem ještě nebyla k dispozici dostatečně výkonná a lehká pohonná jednotka, která by umožnila provedení dlouhodobého letu.

Po celé 19. století se průkopníci letectví pokoušeli o její nalezení. Zkonstruovali první vrtule a zkoušeli různé motory, například hodinový stroj (Felix du Temple, 1874) nebo parní stroj (William Samuel Henson, 1848; Alexander Možajskij, 1894; Clément Ader, 1890). Těm nejúspěšnějším se však podařili pouze krátké „skoky“, při nichž se jejich letadlo sice odlepilo o zem, ale ve vzduchu setrvalo sotva pár vteřin. Výrazněji se v letectví uplatnil pouze parní stroj, ale pouze v pohonu vzducholodí, kde tolik nezáleželo na jeho velké hmotnosti.

Opravdu úspěšným se stal až spalovací motor, který poprvé úspěšně vyzkoušeli bratři Orville a Willbur Wrightové 17. prosince roku 1903. Odstartovali tak bouřlivý rozvoj letadel těžších vzduchu a leteckých motorů. Vznikala nová konstrukční uspořádání, z nichž se v nadcházející světové válce, která rozvoj letecké techniky ještě více urychlila, prosadily hlavně vzduchem chlazené hvězdicové motory. Vyráběli se jako rotační, aby se zlepšilo jejich chlazení. Toto řešení mělo ovšem řadu nevýhod a upustilo se od něj, až když byly k dispozici kvalitnější materiály a pokročilý vývoj slévárenské technologie, který umožnil zdokonalení systému chladících žebër.

Po skončení války se letectví dále rozvíjelo, a to nejen vojenské, ale i civilní. Byly založeny první letecké dopravní společnosti, letadlo se stalo sportovním prostředkem. A nové způsoby využití letadel si vyžádaly i nové motory

Další vývoj opět urychlila válka. Vznikly nové typy motorů, zlepšilo se jejich chlazení (inovací bylo především vysokotlaké kapalinové), výrazně rostly výkony, snížila se měrná hmotnost. Přepínání pomocí kompresorů a později i turbodmychadel ještě zvýšilo výkon a eliminovalo jeho pokles s rostoucí výškou, čímž umožnilo vyšší dostupy letadel. Do sání motorů se také začaly vstříkovat speciální směsi pro krátkodobé zvýšení výkonu a zlepšení chlazení (MW 50, GM-1). Vyvíjely se i nové druhy pohonu. Německo použilo náporové a raketové motory pro pohon střel V-1 a V-2.

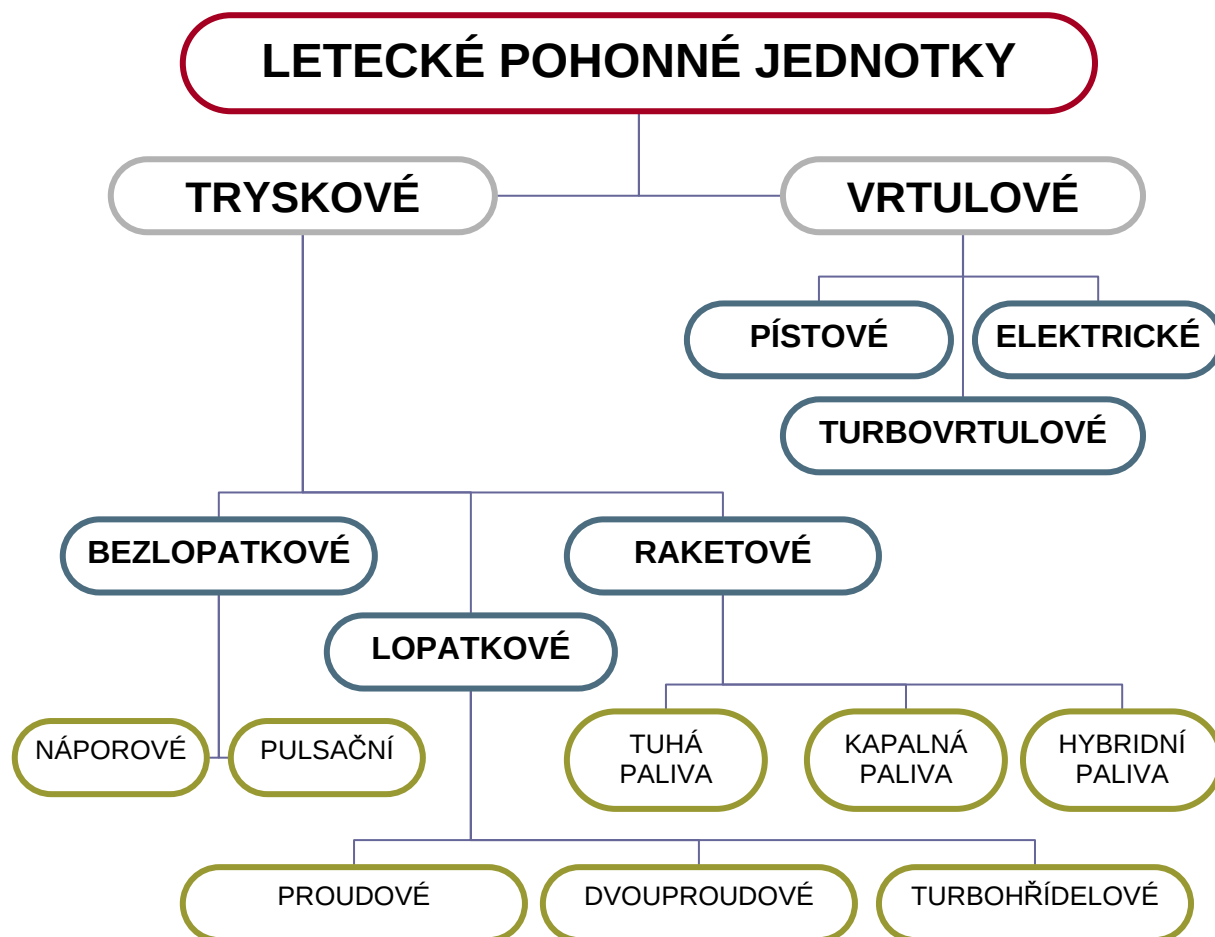
Druhá světová válka je spjata s vývojem proudového motoru. První byl postaven podle návrhu německého fyzika Pasta von Ohainema v roce 1939, Velká Británie následovala Německo v roce 1941 motorem Franka Whittla. Do průběhu války sice ještě příliš nezasáhl (patrně naštěstí), ale po jejím skončení udal vývoji v letectví nový směr. Protože k různým účelům není vhodné použít jeden druh motoru, vzniklo množství jeho různých verzí. Motory vojenských letadel byly opatřeny komorami přídavného spalování, které umožnily zvýšit rychlost až na několiknásobek rychlosti zvuku, manévrovatelnost byla zlepšena tryskami vektorování tahu. Dvouproudové motory se staly symbolem moderních dopravních letadel a motory turbohrádelové umožnily rozvoj vrtulníků a uplatnily se i v menších dopravních letounech.

Pístové motory stále dominují v kategorii malých letadel díky své nízké ceně a snadné dostupnosti. I jejich konstrukce se s novými technologiemi zdokonalila. Na přelomu 50. a 60. let 20. století vynalezl inženýr Felix Wankel motor s rotujícím pístem, který ovšem zatím nedosáhl předpokládaného rozšíření.

V druhé polovině 20. století podnítily závody o dobytí kosmu rozvoj motorů raketových. Teorii raket rozpracoval již na přelomu 19. a 20. století Konstantin Eduardovič Ciolkovskij, ale první rakety schopné letu na dlouhou vzdálenost byly až balistické střely V-2, zkonstruované podle návrhu německého fyzika Wernera von Brauna. Po 2. světové válce byla raketová technika dále zdokonalována a našla uplatnění i mimo zbraňové systémy. Na oběžnou dráhu Země byla vynesena první družice (Sputnik I, 4. 10. 1957), obletěl ji první člověk (Jurij Gagarin, 12. 4. 1961) a první lidé stanuli i na Měsíci (Neil Armstrong, Buzz Aldrin, 20. 6. 1969). Byly vyvinuty opakovaně použitelné raketové motory pro raketoplány a stále se pracuje na prodloužení jejich životnosti a tím i snížení nákladů kosmického programu.

3 Rozdělení leteckých pohonných jednotek

Pohonné jednotky je možné rozdělit podle různých parametrů do mnoha kategorií. Základním kritériem je však způsob, jakým vytvářejí hnací sílu potřebnou pro provedení letu - tah. Rozlišují se tak pohonné jednotky vrtulové, kde tah vzniká přímým působením vrtule na propulsní látku, a tryskové, kde je propulsní látka urychlována její expanzí na trysce.



Obr.1. Rozdělení leteckých pohonných jednotek

4 Tah leteckých pohonných jednotek

Prvořadým úkolem pohonných jednotek je právě dodávat letadlu dostatečný tah. Ten překonává síly bránící letu, které na letadlo při jeho pohybu působí. Jde především o aerodynamický odpor působící proti směru letu a zemskou tíhu. Při změně rychlosti a směru letu musí navíc překonat i vznikající síly setrvačné a odstředivé.

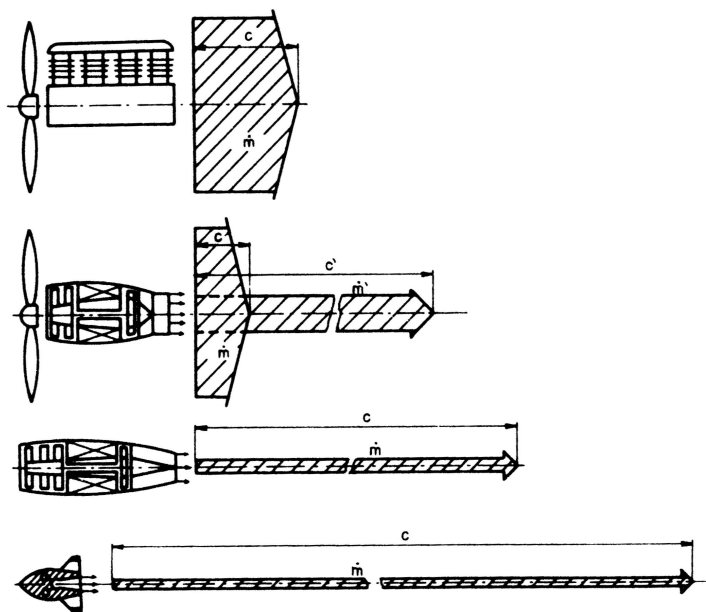
4.1 Vznik tahu

Pohonné jednotky se skládají ze dvou funkčně odlišných částí. Generátor je zdrojem mechanické energie, kterou získává nejčastěji přeměnou tepelné energie spalovaného paliva. Propulsor pak mechanickou energii přeměňuje na tahovou sílu.

Podstatou práce všech leteckých pohonných jednotek je urychlování propulsní látky. Tou může být buď okolní vzduch, kterým se letadlo pohybuje, nebo látky nesené na jeho palubě, jako je tomu v případě raket. Reakcí na změnu hybnosti propulsní látky je právě tah působící ve směru letu, tedy opačným směrem než síla, kterou působí pohonná jednotka na propulsní látku. Velikost tahu závisí na množství urychlované propulsní látky a velikosti změny její rychlosti. Nejjednodušeji lze rovnici pro velikost tahu zapsat takto:

$$F = \dot{m} \cdot (c_{\text{výstupní}} - c_{\text{vstupní}})$$

Stejného tahu je možné dosáhnout malou změnou rychlosti velkého hmotnostního toku propulsní látky nebo naopak velkou změnou rychlosti malého hmotnostního toku propulsní látky.



Obr. 2. Tah různých pohonných jednotek

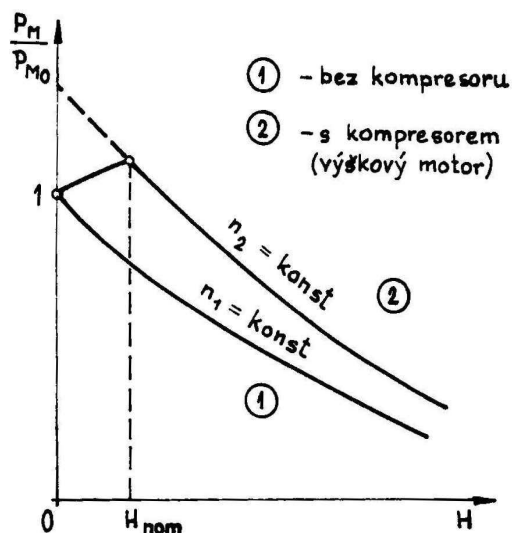
4.2 Charakteristiky pohonných jednotek

Nejen tah pohonné jednotky, ale i energie potřebná k jeho získání, reprezentovaná z praktických důvodů mírou spotřebovávaného paliva, je závislá na podmínkách, za kterých let probíhá. Průběhy těchto veličin se proto zobrazují v závislosti na rychlosti a výšce letu nebo otáčkách motoru. Takto vzniklé charakteristiky slouží pro zhodnocení vlastností pohonných jednotek a jejich vzájemné porovnání.

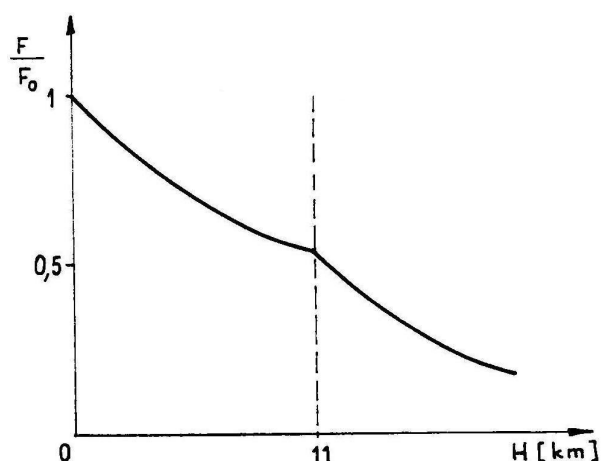
Jak je vidět z následujících grafů, při zobrazování charakteristik vrtulového pohonu bývá často sledovanou veličinou namísto tahu mechanický výkon na hřídeli motoru.

4.2.1 Výškové charakteristiky

Zobrazují ovlivnění vlastností pohonné jednotky výškou letu. To je způsobeno změnou vlastností atmosféry s výškou. Ovlivněny jsou tak všechny pohonné jednotky kromě raketových, které mají vlastní zásoby propulsní látky. Nejcitelnějším poklesem výkonu trpí pohonné jednotky vrtulové poháněné nepřepřítňovanými pístovými motory, u kterých není pokles atmosférického tlaku kompenzován stlačením kompresoru.



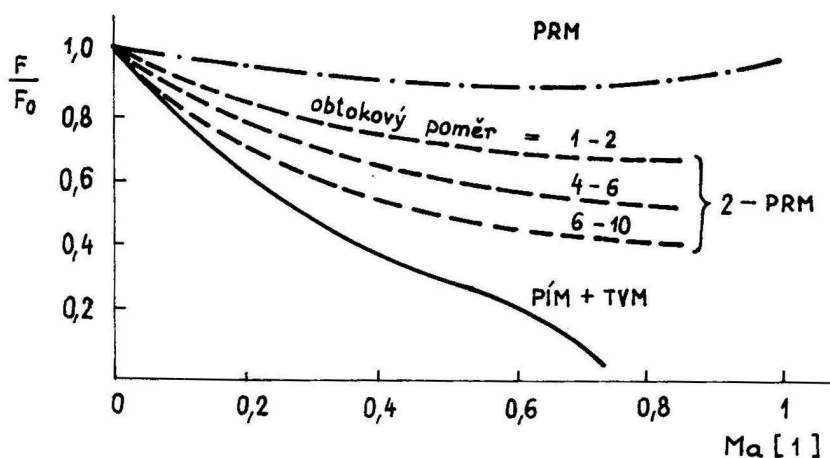
Obr. 3. Výšková charakteristika pístového motoru



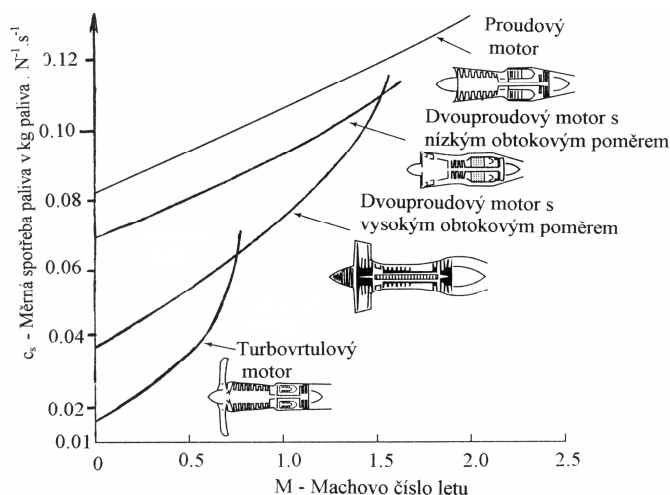
Obr. 4. Pokles tahu proudového motoru s výškou

4.2.2 Rychlostní charakteristiky

Popisují závislosti sledovaných veličin na rychlosti letu. Ta přímo ovlivňuje velikost tahu, protože je vlastně vstupní rychlostí propulsní látky do pohonné jednotky. Výjimku tvoří opět pohonné jednotky raketové. Změna rychlosti letu také ovlivňuje velikost stlačení v proudových motorech v důsledku náporového účinku proudu vzduchu.



Obr. 5. Závislost poměrného tahu různých pohonných jednotek na rychlosti letu

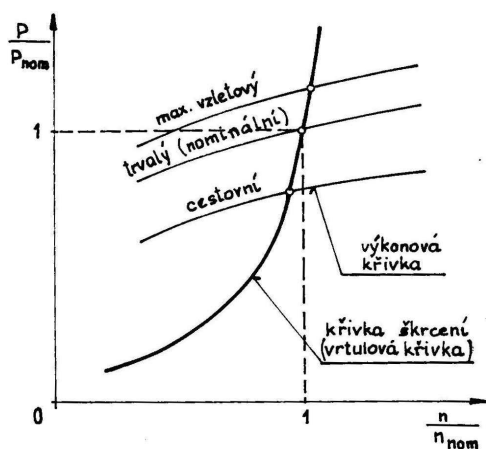


Obr. 6. Závislost měrné spotřeby paliva na rychlosti letu

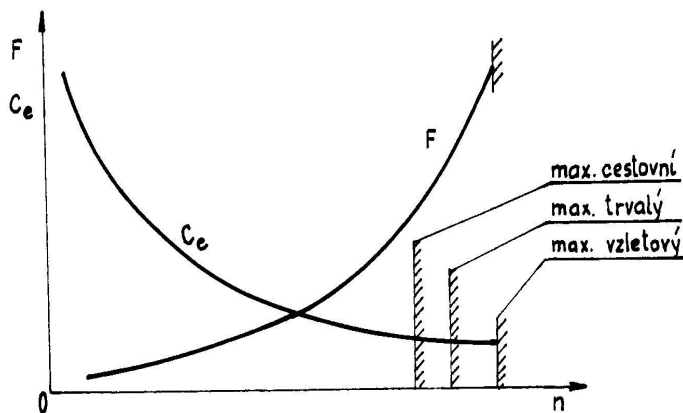
4.2.3 Otáčkové charakteristiky

Závislosti měřených veličin na otáčkách výstupního hřídele motoru, případně otáčkách kompresoru proudové pohonné jednotky, poukazují především na změny výkonu nebo tahu v důsledku omezení pro daný režim.

Jak již bylo řečeno, pro vrtulový pohon s pístovým motorem je sledovanou veličinou výkon motoru. Takto vzniklé charakteristiky, které se nazývají výkonové křivky, se navíc prokládají křivkou znázorňující výkon odebíraný vrtulí.



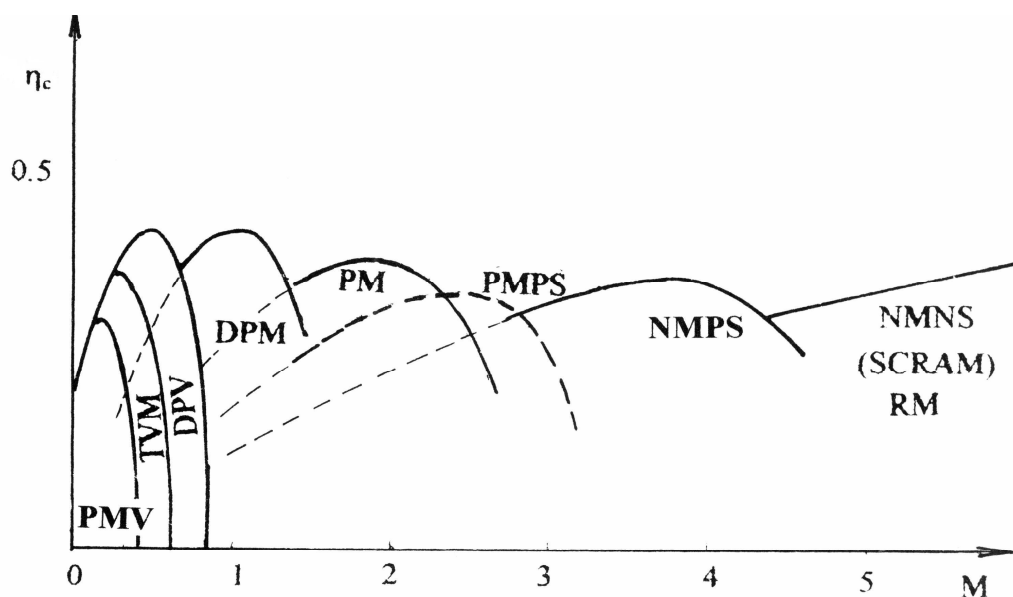
Obr. 7. Výkonové křivky pístového motoru s vrtulí



Obr. 8. Závislost tahu a měrné spotřeby paliva proudového motoru na otáčkách

4.3 Vhodnost použití pohonných jednotek

Posuzování parametrů pohonné jednotky z hlediska vhodnosti jejího použití na letadle vychází z požadavků kladených na letadlo jako celek, které vyplývají z jeho účelu. Podstatná jsou hlavně dosažitelná velikost tahu a účinnost pohonné jednotky v rozsahu provozních rychlostí a výšek letu. Vodítkem pro posouzení vhodnosti použití pohonných jednotek jsou hlavně jejich charakteristiky.



Obr. 9. Oblasti použití leteckých pohonných jednotek

Obecně lze říci, že vrtulový pohon je vhodný pouze pro podzvukové rychlosti letu. Pokud je jeho zdrojem pístový motor, zvláště nepřepřehovaný, nehodí se pro lety ve velkých výškách. V porovnání s ostatními motory mají malý výkon, jsou proto vhodné zejména pro malá letadla. Jmenované nedostatky pístových motorů překonávají motory turbohřídelové. Pro velké výšky letu jsou vhodné i pohony s elektromotory, jejichž výkon není řídnutím atmosféry ovlivněn. Zatím však zpravidla vyžadují těžké akumulátory, které znamenají omezení doletu a užitečného zatížení jimi vybavených letadel.

Dvouproudové motory vysokým obtokovým poměrem jsou velmi vhodné pro velká dopravní letadla, protože mohou vyvozovat velký tah při příznivé spotřebě paliva. Mohou pracovat v poměrně velkých výškách, čímž je omezen vliv počasí na průběh letu.

Dvouproudové motory s malým obtokovým poměrem a jednoproudové motory jsou používány především v bojových letounech, které musí dosahovat i rychlostí několikrát větší než je rychlost zvuku. Vzhledem k jejich účelu není spotřeba paliva tolik podstatná. Pro dosažení ještě vyšších rychlostí jim mohou být vybaveny zařízením pro přidavné spalování.

Využití náporových motorů stále není příliš časté. Jejich vlastnosti je předurčují pro lety vysoce nadzvukovými rychlostmi. Používají se proto hlavně v jejich výzkumu. Mohou také sloužit jako pohon pro nosiče zbraní.

Tak jsou často používány motory raketové, obzvláště ty na tuhé palivo. Hlavní je v tomto případě rychlost letu. Krátká doba provozu ani malá životnost nejsou v tomto případě překážkou. Výhodou raket je, že mohou pracovat i v kosmickém prostoru. Proto se využívají pro vynášení různých zařízení, například umělých družic, nebo i osob na oběžnou dráhu Země, případně na nejbližší vesmírná tělesa. Je to úkolem především raket na kapalná paliva, jejichž tah je regulovatelný.

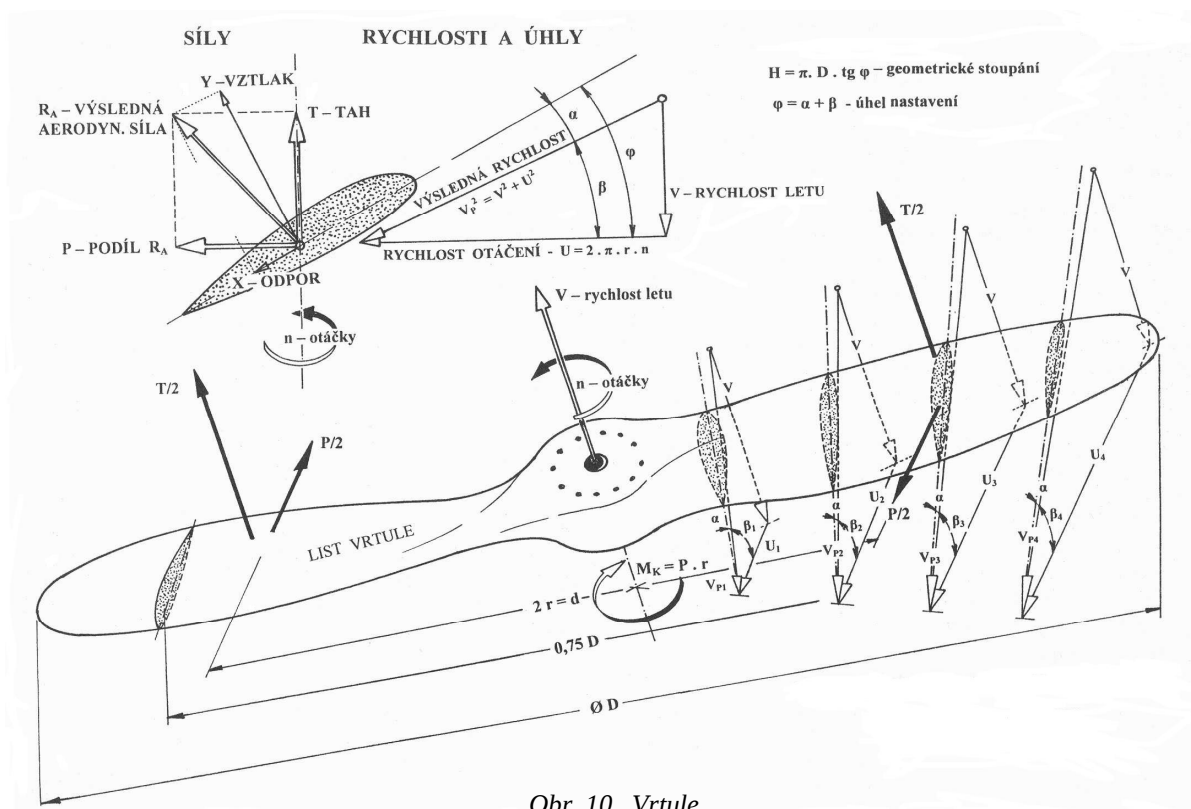
5 Vrtulový pohon

Generátor a propulsor vrtulového pohonu jsou dvěma samostatnými celky. Propulsorem vrtulového pohonu je vrtule, jejímž působením na okolní vzduch vzniká tah. Generátorem může být pístový nebo turbinový spalovací motor, elektromotor nebo například i člověk a jeho svaly. Krouťací moment může být přenášen z generátoru na vrtuli buď přímo, nebo pomocí reduktoru upravujícího otáčky výstupního hřídele generátoru.

5.1 Vrtule

Vrtule je lopatkový stroj tvořený obvykle alespoň dvěma vrtulovými listy uloženými v náboji (vrtulové hlavě), kterým je vrtule připojena k výstupní hřídeli motoru. Náboj může navíc obsahovat zařízení pro přestavování listů, případně jejich odmrazování. Z hlediska uspořádání pohonné jednotky rozlišujeme vrtule tažné, umístěné před motorem, a tlačné, umístěné za motorem. Podle smyslu jejich otáčení při pohledu ve směru letu se vrtule rozdělují na pravotočivé a levotočivé.

Pro výrobu vrtulí se používají prakticky všechny konstrukční materiály využívané v leteckém průmyslu. Nejtradičnějším avšak stále používaným je vrstvené dřevo, vyšší výkony motorů a složitější konstrukce vrtulí si vyžádaly použití lehkých slitin. Značná část moderních vrtulí je vyráběna z kompozitních materiálů.

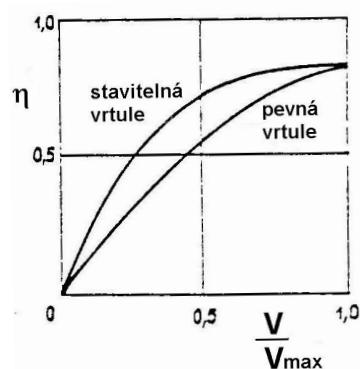


Obr. 10. Vrtule

Při otáčení vrtule jsou její listy obtékány vzduchem a vzniká na nich, stejným způsobem jako na křídlech letadel, aerodynamický vztlak a odpor, jejichž součtem je výsledná aerodynamická síla působící na vrtuli. Její složka rovnoběžná s osou otáčení vrtule je tah vytvářený vrtulí, složka ležící v rovině otáčení odpor. Součtem dílčích momentů odporových sil všech průřezů po celé délce všech listů je celkový odporový točivý moment vrtule, který je opačný k hnacímu momentu vytvářenému zdrojem mechanické energie.

Pohyb vrtule je složen z rotace kolem vlastní osy a z dopředného pohybu ve směru letu. Koná tak vlastně pohyb po šroubovici. Vzdálenost o kterou postoupí vrtule za jednu otáčku se označuje jako geometrické stoupání vrtule. To závisí na úhlu nastavení, tedy úhlu, který svírá list vrtule s rovinou otáčení. S rostoucí vzdáleností od osy vrtule roste i obvodová rychlost listu. Proto se po délce listu mění jak jeho příčný profil tak i úhel nastavení, který zajišťuje ideální polohu profilu vůči nabíhajícímu proudu vzduchu (úhel náběhu).

Pokud rychlost letadla a otáčky motoru odpovídají geometrickým charakteristikám vrtule, pracuje vrtule s maximální možnou účinností, protože obtékání jejích listů se blíží výpočtovému. Změní-li se v nějaké fázi letu úhel náběhu vrtule, její účinnost klesne. V některých případech se stává i aerodynamickou brzdou a vyvíjí záporný tah, může dokonce přejít až do turbinového režimu, kdy pohání motor.



Obr. 11. Účinnost pevné a stavitelné vrtule

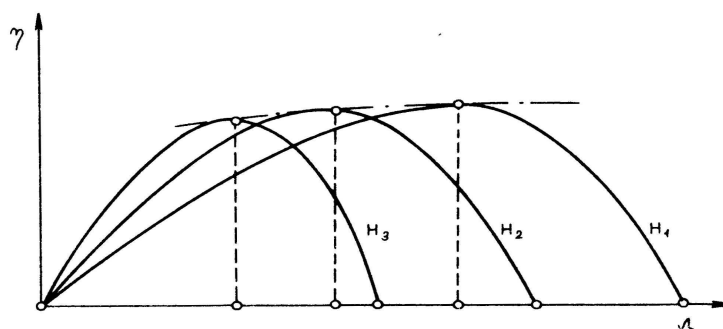
5.1.1 Pevné vrtule

Dnes se používají už jen na malých letounech, kde jsou jejich provozní vlastnosti stále dostačující. Důležitý je správný výběr vrtule pro konkrétní letadlo, přičemž je potřeba zohlednit rozsah jeho rychlostí letu a typ motoru.

Jejich konstrukce je velmi jednoduchá, protože zde nejsou použita žádná přídavná zařízení. Vrtuli tak tvoří pouze listy a náboj, které jsou, zvláště v případě dřevěných vrtulí, často spojeny v jeden díl, a aerodynamický kryt náboje (vrtulový kužel).

5.1.2 Stavitelné vrtule

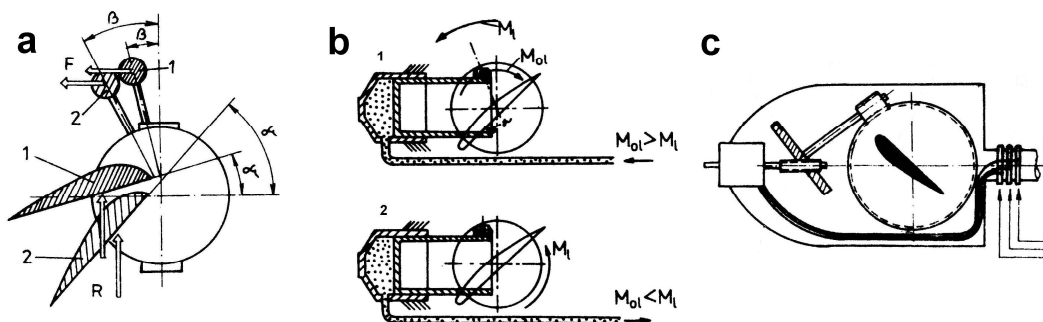
Právě proto, že vrtule pracuje nejlépe v úzkém rozsahu parametrů pevně stanovených při jejím návrhu, bylo by vlastně nejlepší navrhnout pro každý letoun jeho vlastní vrtuli. Ovšem i její maximální účinnost by odpovídala pouze jedné rychlosti letu. Pro všechny ostatní by byla potřeba vrtule s jinými úhly nastavení. Taková skupina vrtulí, které se navzájem liší pouze geometrickým stoupáním, se nazývá rodina vrtulí. A rodinou vrtulí je vlastně i vrtule stavitelná, která umožňuje změnu úhlu nastavení.



Obr. 12. Závislost účinnosti η rodiny vrtulí na rychlostním poměru λ

Konstrukčně nejjednodušší jsou vrtule stavitelné na zemi, u kterých nelze měnit geometrické stoupání za provozu. Za letu se sice chovají stejně jako vrtule pevné, lze je však přizpůsobit potřebám různých typů letadel osazených různými motory.

Nejlepší užité vlastnosti mají vrtule stavitelné za letu. Úhel nastavení mění podle potřeby buď sám pilot, nebo je řízen automaticky odstředivým regulátorem. Jedinou výjimkou jsou samostavitelné mechanické vrtule, kde se aerodynamické síly působící na jejich listy vyrovnávají s odstředivými silami od vyrovnávacích závaží. V ostatních případech provádí přestavování listů elektrický nebo hydraulický servomotor. Takovým vrtulím musí motor letadla poskytovat připojení na vhodný zdroj elektrického proudu nebo tlakového oleje. Neplatí to jen pro vrtule autonomní, jejichž olejové čerpadlo je poháněné větrníkem v přední části vrtulového krytu.



Obr. 13. Schéma stavitelné vrtule
a - mechanické
b - s jednočinným hydromotorem
c - elektrické

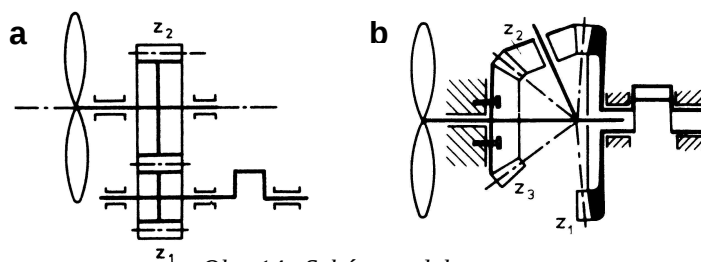
Některé vrtule jsou navíc vybaveny zařízeními, která mohou zlepšit i provozní vlastnosti letadel jako celku. Přestavení vrtule do praporu při poruše motoru umožňuje snížit její čelní odpor na minimum a chrání motor i vrtuli před přetočením a následným poškozením. Často se využívá reverzace tahu zkracující dojezd při přistání, při které vrtule záměrně pracuje jako aerodynamická brzda. Nastavení listů do polohy s nejmenším odporovým momentem usnadňuje spouštění motorů.

5.2 Reduktory

Při provozu vrtulí je nežádoucí, aby se rychlost jejich listů blížila rychlosti zvuku, nebo ji dokonce překročila. V takovém případě totiž takřka skokově narůstá aerodynamický odpor, aniž by došlo k výraznějšímu zvětšení tahu. Navíc náhlý nárůst sil, které na vrtuli působí, a vznikající rázové vlny mohou poškodit nejen ji, ale i motor. Proto se u pohonných jednotek, kde taková situace hrozí, vkládá mezi motor a vrtuli reduktor, tedy zvláštní převod, který upravuje otáčky mezi nimi. Není potom potřeba snižovat pracovní otáčky motoru a tím i jeho výkon.

Převodový poměr reduktorů pístových pohonných jednotek se pohybuje přibližně v rozmezí 1,5 – 3. V případě turbovrtulových, jejichž součástí je vždy, dosahuje běžně řádu desítek. S motory nejnižších výkonů se používají reduktory řemenové, v ostatních případech převod ozubenými koly. Reduktory lze rozdělit na nesouosé (s předlohou) a souosé (planetové).

Jednoznačnou nevýhodou všech reduktorů je jejich hmotnost, která představuje značnou část hmotnosti celého motoru (u turbovrtulových motorů 20-30%). Navíc mechanické ztráty v převodech a ložiscích snižují výkon pohonné jednotky přibližně o 2%.



Obr. 14. Schéma reduktoru
a – nesouosého
b – souosého

5.2.1 Nesouosé reduktory

Osa jejich vstupní hřídele není totožná s osou hřídele výstupní. Umožňují tak, pokud je to potřeba, i zvětšení vzdálenosti osy vrtule od země. Konstrukčně i výrobně jsou poměrně jednoduché, avšak jejich čelní průřez je pro daný převodový poměr největší [10]. Kompromis mezi uvedenými vlastnostmi představují nesouosé reduktory s vnitřním ozubením.

5.2.2 Souosé reduktory

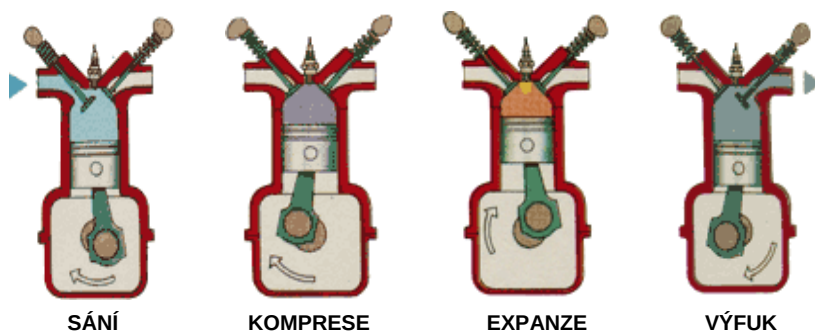
Osy výstupní a vstupní hřídele jsou totožné. Využívají planetového převodu, který je sice konstrukčně o mnoho složitější, rozložení působících sil je rovnoměrnější. Umožňují dosažení kompaktnějších rozměrů než reduktory nesouosé. Navíc při použití u hvězdicových motorů chlazených vzduchem nestíní jednotlivé válce a umožňují tak jejich rovnoměrné chlazení.

5.3 Pístové spalovací motory

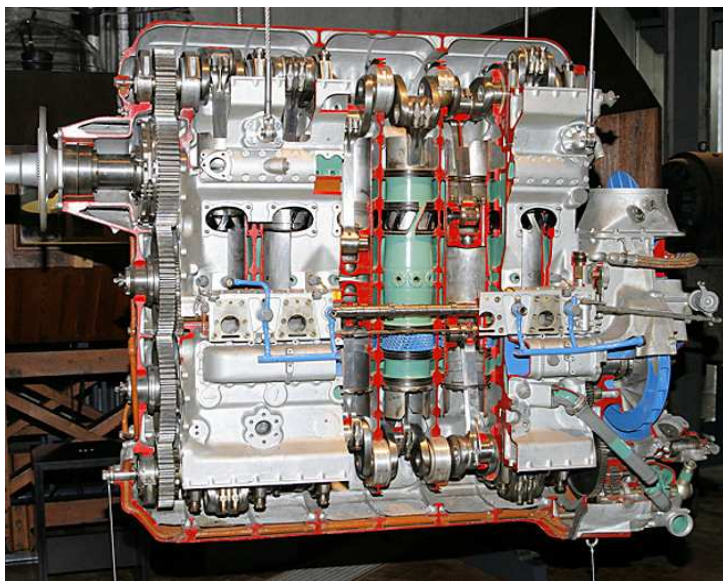
Pístový spalovací motor je cyklicky pracující tepelný stroj s vnitřním spalováním. V jeho pracovním prostoru (válci) je cyklicky přeměňována chemická energie spalovaného paliva na teplo, které se převádí na mechanickou energii pohybujícího se pístu, který pracovní prostor vymezuje. Pohyb pístu je dále převeden klikovým mechanismem nebo, u motorů rotačních, vnitřním ozubením pístu na rotaci výstupního hřídele.

5.3.1 Pracovní cyklus

Pracovní cyklus všech pístových spalovacích motorů začíná nasátím čerstvé směsi do pracovního prostoru při pohybu pístu směrem k dolní úvratí. Při pohybu pístu zpět je směs stlačována a po spálení paliva expanduje, přičemž posunem pístu koná užitečnou práci a poté během výfuku pracovní prostor opouští. Doby sání a výfuku jsou řízeny uzavíráním a otevíráním sacího a výfukového potrubí. Pracovní cykly a v návaznosti na ně i konstrukce pístových spalovacích motorů se od sebe liší hlavně v závislosti na používaném palivu a na počtu zdvihů pístu potřebných k vykonání jednoho pracovního cyklu.



Obr. 15. Činnost čtyřdobého zážehového motoru



Obr. 16. Řez dvoudobým vznětovým motorem Junkers JUMO

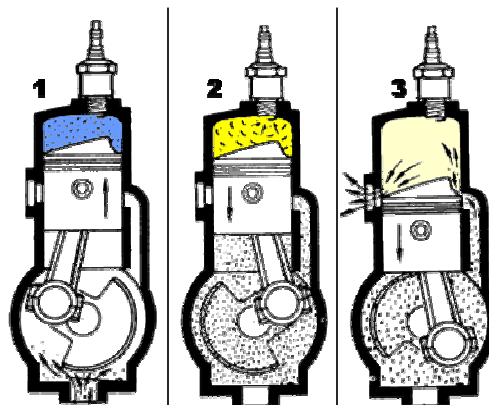
a konci stlačení, se u leteckých motorů pohybuje, právě z důvodu spolehlivosti, okolo 7-9:1. Toto omezení znamená i určité omezení dosahované účinnosti a výkonu.

Motory na těžké palivo se od benzinových liší především přípravou a způsobem spalování palivové směsi. V průběhu sání do pracovního prostoru přiveden čistý vzduch. Na konci komprese dosahuje díky velkému kompresnímu poměru, který u leteckých motorů bývá přibližně 17-19:1, takových tlaků a teplot, které umožní prakticky okamžité odpaření a vznícení paliva. Proto jsou tyto motory označovány jako vznětové. Palivo je právě na konci komprese vstřikováno přímo do válce vysokotlakým čerpadlem. Účinnost vznětových motorů je poměrně vysoká, což je dáno především vysokým kompresním poměrem. Kvůli němu jsou však jeho části více namáhané a musí být proto robustnější a těžší. Nižší nároky vznětových motorů na palivo v nich umožňují spalovat kromě nejčastěji používané nafty například letecký petrolej apod.

Podobu a vlastnosti pracovního cyklu ovlivňuje také počet zdvihů pístu nutný k jeho vykonání. Rozlišujeme tak konstrukce motorů čtyřdobých a dvoudobých. U čtyřdobých motorů probíhá každá z fází pracovního cyklu, tedy sání komprese expanze a výfuk, samostatně. Práci tak motor koná pouze během jednoho zdvihu ze čtyř. Výměnu náplně pracovního prostoru a jeho uzavírání řídí zpravidla ventily. Ty jsou ovládány vačkovými hřídeli, a to buď přímo, nebo pomocí vahadel, případně i ventilových tyček. Dvoudobé motory mají pouze zdvih expanzní a kompresní. Výměna pracovní látky probíhá v době mezi nimi, když se píst nachází v dolní úvratí. Zbytky výfukových plynů jsou z válce vytlačeny čerstvou směsí. Ta je předtím stlačována pístem v prostoru klikové skříně, kde může sloužit i k mazání, nebo pomocí dmychadla. Přepouštění směsi mezi jednotlivými částmi motoru zajišťuje kanálový rozvod otevíraný a zavíraný pohybujícím se pístem. Teoreticky by měl být

První skupinu tvoří motory na palivo lehké, benzín. Ten je do motorem nasávaného vzduchu rozprašován tryskou karburátoru díky podtlaku v sacím potrubí nebo pomocí čerpadla. Těsně před koncem komprese je směs zapálena elektrickou jiskrou, proto se tyto motory označují také jako zážehové. Motor musí být navržen tak, aby nedocházelo k samozápalům palivové směsi před zažehnutím zapalovací svíčkou a detonačnímu hoření, které snižují jeho výkon a životnost.

Hodnota kompresního poměru, tedy poměru objemů válce na počátku

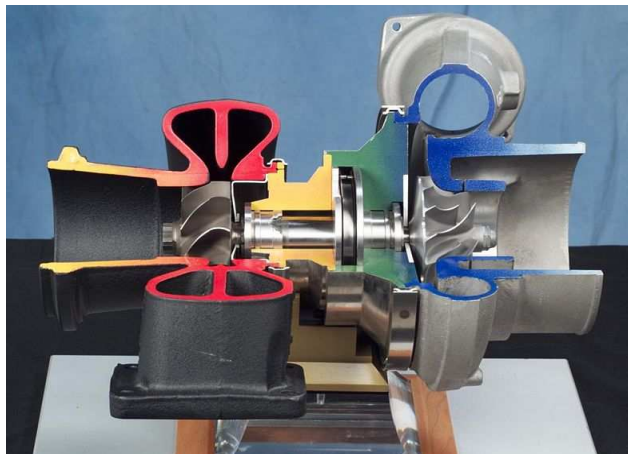


Obr. 17. Činnost dvoudobého zážehového motoru

- 1 – komprese
- 2 – expanze
- 3 – výfuk a nasávání směsi

výkon dvoudobých motorů při stejném objemu válců dvojnásobný oproti čtyřdobým, protože jejich každý druhý zdvih koná práci. Ve skutečnosti je nárůst výkonu přibližně 60-80%, především kvůli nedokonalému vyplachování pracovního prostoru a kratšímu zdvihu. Konstrukčně jsou však dvoudobé motory jednodušší a snáze se udržují, lepší je i průběh kroutícího momentu [10]. U zážehových dvoudobých motorů dochází při výfuku k úniku čerstvé směsi společně se spaliny, což vede ke zvýšení spotřeby paliva, a nedokonalé spalování oleje přidávaného do paliva kvůli mazání klikového mechanismu zvyšuje emise škodlivých látek.

5.3.2 Zvyšování výkonu



Obr. 18. Řez turbodmychadlem. Vlevo plynová turbína, vpravo kompresor

Nejběžnějším dnes používaným způsobem zvýšení výkonu pístových motorů je jejich přeplňování. Vzduch vstupující do sání je stlačován dmychadlem. Do pracovního prostoru se ho přivádí daleko větší množství, může tak být spáleno i větší množství paliva a předáno více energie. Stlačováním v dmychadle se ovšem vzduch zahřívá, čímž snižuje svou měrnou hmotnost a u zážehových motorů navíc zvyšuje riziko samozápalů. Proto se sací potrubí mezi dmychadlem a motorem osazuje chladičem vzduchu. Výhodné je také použití turbodmychadla, tedy dmychadla poháněného turbínou na

výfukové plyny, jejichž energie by jinak zůstala nevyužita. Na rozdíl od mechanicky poháněných kompresorů není odebírán výkon na výstupním hřídeli, přitom píst může během plnění konat práci [7]. Přeplňováním se také snižuje citlivost výkonu motorů na pokles atmosférického tlaku s výškou letu. Výhodou jsou i malý zásah do konstrukce samotného motoru a nepříliš velký nárůst hmotnosti motoru. Naproti tomu jsou systémy přeplňování značně namáhány vysokými otáčkami a teplotami, což vyžaduje použití vysoce kvalitních materiálů a pokročilých technologií, které tato zařízení výrazně prodražují.

Výkon zážehových motorů lze zvýšit použitím přímého vstřikování paliva místo tradičních karburátorů. Benzín vstříknutý do válce těsně před jeho zažehnutím se neohřívá společně se stlačovaným vzduchem po dobu komprese. Riziko detonačního hoření tak klesá a je možné zvýšit kompresní poměr. Zároveň je zajištěna nepřerušovaná dodávka paliva do motoru i pokud na letadlo působí přetížení. Samotné vstřikování paliva neprobíhá náraz, ale je rozděleno do několika fází tak, aby se zajistil ideální průběh spalování. K tomu přispívá i řízení zapalování a změna doby sání a výfuku nastavováním vačkového hřídele ovládajícího ventily. Tyto systémy jsou konstrukčně náročné a vyžadují řízení elektronickou řídicí jednotkou.

Ve všech moderních motorech se řídicí elektronika uplatňuje ve stále větším měřítku. Na základě informací o tlaku a teplotě v pracovním prostoru a množství přebytku vzduchu ve spalínách řídí množství paliva přiváděného do motoru a jeho spalování. Umožňuje tak dosažení co možná největší účinnosti a hospodárnosti.

5.3.3 Chladicí soustava

V průběhu činnosti motoru je potřeba udržovat jeho teplotu v rozmezí, které zaručuje optimální podmínky jeho provozu. Z prostoru motoru je potřeba odvést velké množství odpadního tepla aby nedošlo k místnímu přehřátí a poškození jeho částí, zejména pístů, ventilů a hlav válců. Zároveň je potřeba chlazení motoru řídit tak, aby nedošlo ke ztrátě výkonu a snížení spolehlivosti v důsledku jeho přechlazení.

Funkčně jednodušší a prakticky bezporuchové je chlazení motoru přímo proudem vzduchu. V takovém případě je nutné zvětšit plochu povrchu motoru ve styku s chladícím vzduchem pomocí chladících žeber. Rovnoměrné chlazení všech válců zajišťují vhodně tvarované usměrňovací plechy (deflektory). Množství přiváděného chladícího vzduchu je regulováno clonami a klapkami na krytu motoru. Pokud není proudění vzduchu dostatečné, musí se posílit použitím ventilátoru nebo ejektorů na výfukové plyny. Nevýhodou chlazení vzduchem je zejména citelný pokles jeho účinnosti s výškou letu.



Obr. 19. Vzduchem chlazený motor Limbach L275

Konstrukčně podstatně složitějším je chlazení kapalinou. Teplo je odváděno chladicí látkou proudící dvojitou stěnou motoru do chladiče, kterým je předáváno do okolí. Cirkulaci kapaliny v chladicí soustavě obstarává čerpadlo. Chladicí kapalinou bývá nejčastěji voda, jejíž vlastnosti, hlavně teploty varu a tuhnutí, se upravují přísadami na bázi glykolu. Vyšší bod varu a tím pádem i vyšší možný rozdíl teplot mezi chladicí kapalinou a okolní atmosférou zvyšuje účinnost chlazení. Pokud je navíc chladicí soustava přetlaková, nemá na její účinnost vliv výška letu, protože v chladicí soustavě s rostoucí výškou neklesá tlak a s ním bod varu.

Někteří výrobci používají na svých motorech chlazení kombinované, kde jsou válce chlazeny vzduchem a hlavy kapalinou [10].

5.3.4 Uspořádání válců

Konstrukčních uspořádání pístových spalovacích motorů je značné množství, a proto následující odstavce přibližují pouze ty, které se významněji uplatnily v pohonných jednotkách letadel.

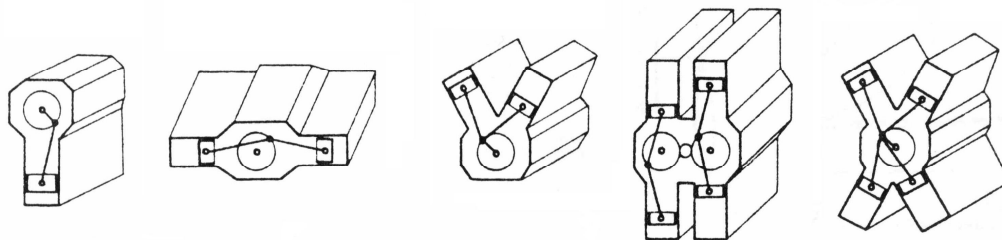
5.3.4.1 Řadový motor

Řadový motor má válce rozmístěné za sebou podél klikové hřídele. V jedné řadě bývá obvykle maximálně 6, výjimečně 8 válců. Má-li motor válců více, jsou umístěny v několika řadách náležejících jedné klikové skříni. Vytvářejí tak uspořádání podobná písmenům V (vidlicové), W (vějířové), X, případně H s dvěma klikovými hřídeli. Počet válců tak může být až 24 i více. Motory s válci přímo proti sobě se označují jako ploché. Ty jsou v poslední době zvláště oblíbené, protože dobře tlumí vibrace a představují dobrý kompromis mezi čelním odporem a délkou motoru.

Hlavní předností řadových motorů je jejich malý čelní průřez a tedy i odpor. Umožňují také dobrý přístup ke všem válcům v průběhu jeho prohlídek a oprav.

Naproti tomu kliková hřídel řadových motorů je dlouhá a tudíž konstrukčně a technologicky náročná. Větší a těžší je i kliková skříň. U vzduchem chlazených řadových motorů s větším počtem válců se zadní válce chladí hůře než přední. Navíc dlouhý motor brání pilotovi ve výhledu před sebe, zejména při pojíždění.

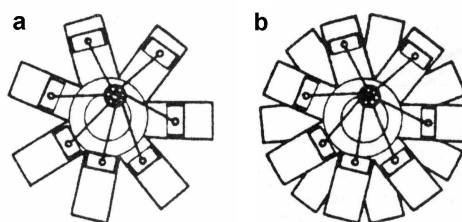
To lze částečně zmírnit použitím motoru invertního, jehož válce směřují z klikové skříně dolů a nepřekáží tak ve výhledu. Osa vrtule je dál od země a podvozkové nohy mohou být kratší.



Obrázek 20. Schematické znázornění různých uspořádání řadových motorů

5.3.4.2 Hvězdicový motor

Válce hvězdicového motoru leží v rovině kolmé na klikový hřídel motoru a jsou rozmístěny tak, že každé dva sousední válce mezi sebou svírají vždy stejný úhel. Počet válců v jedné rovině (hvězdici) se pohybuje od 3 do 11 a u čtyřdobých motorů je s ohledem na pořadí zapalování vždy lichý. Motory s větším počtem válců jsou realizovány umístěním více hvězdic za sebou vzájemně natočených tak, aby byly i zadní řady dostatečně chlazeny proudícím vzduchem. Sériově vyráběné motory měly až 28 válců, experimentální dokonce 42. Ventilový rozvod OHV je ovládán vačkovým kotoučem souosým s klikovým hřídelem.



Obr. 21. Schéma hvězdicového motoru
a - jednořadého
b - dvouřadého

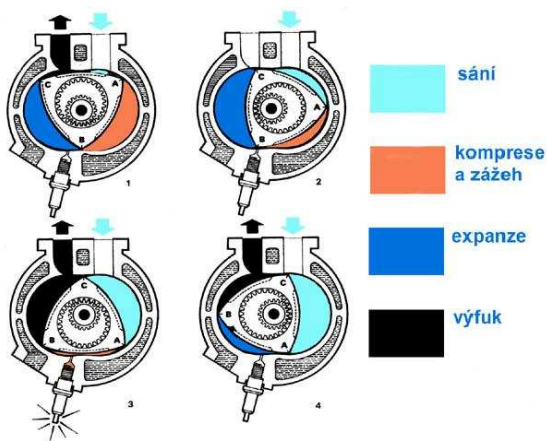
Hvězdicové motory se vyznačují rovnoměrným chodem, malou konstrukční délkou a poměrně malou klikovou skříní. Výhodou je i kratší a technologicky méně náročný klikový hřídel. Všechny válce v jedné řadě jsou proudem vzduchu chlazeny rovnoměrně.

V minulosti se pro zlepšení chlazení vyráběly hvězdicové motory v provedení rotačním, kde je klikový hřídel pevně spojen s drakem letounu a celý motor se otáčí, čímž je zvýšena relativní rychlost vzduchu obtékajícího válce. Toto řešení ještě zvyšuje rovnoměrnost chodu motoru, je však značně komplikované a vznikající gyroskopický moment citelně ovlivňuje říditelnost letounu. Díky pokročilejší technologii výroby chladících žebër a vyšší rychlosti letadel se však již používat nemusí.

Nevýhodou hvězdicových motorů je jejich velký čelní odpor, který zhoršuje aerodynamické vlastnosti letounu.

5.3.4.3 Motor s rotačním pístem

Patrně jediným motorem s rotačním pístem, který byl využit v letectví je Wankelův motor. Poprvé byl svým vynálezcem Felixem Wankelem představen v roce 1957.



Obr. 22. Činnost Wankelova motoru

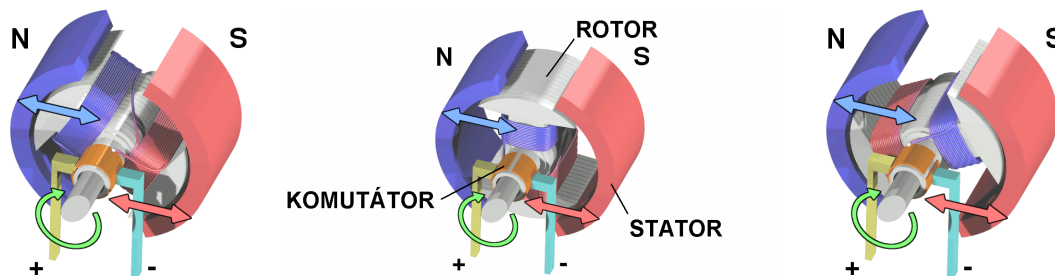
Uvnitř skříně motoru ve tvaru epitrochoidy se pohybuje píst ve tvaru rovnoramenného trojúhelníka s vypouklými stranami, který ji svými vrcholy rozděluje na tři samostatné pracovní prostory. Ty mění během otáčení pístu svůj objem a během jedné otáčky pístu o 360° v každém z nich proběhnou všechny fáze čtyřdobého pracovního cyklu. Pohyb pístu se přenáší jeho vnitřním ozubením přímo na výstupní hřídel. Má-li motor více válců, jsou uspořádány za sebou podél výstupního hřídele.

Nespornými výhodami Wankelova motoru jsou jeho malá měrná hmotnost a vysoký měrný výkon. Motor se skládá pouze ze součástí s rotačním pohybem. Jsou tak minimalizovány mechanické ztráty a nežádoucí vibrace a chod motoru je tudíž velmi rovnoměrný a tichý. Absence ventilů výrazně zjednodušuje konstrukci a navíc odpadá nutnost pohonu jejich ovládání. Motor navíc pracuje při poměrně vysokých otáčkách (běžně 5-8tis/min).

To ovšem v součinnosti s komplikovaným utěsněním pracovního prostoru negativně ovlivňuje jeho životnost. Tlak uvnitř pracovního prostoru je omezený, což znemožňuje zvýšit účinnost vyšším kompresním poměrem a použití systémů přeplňování. Měrná spotřeba paliva je proto vyšší než u klasických pístových motorů, vysoká je i spotřeba oleje přiváděného do motoru společně s palivem. Spalování oleje spolu s benzínem má navíc nepříznivý dopad na životní prostředí. Obtížné je i chlazení motoru, protože je trvale nerovnoměrně tepelně zatížen.

5.4 Elektromotory

Elektromotor mění elektrickou energii na mechanickou práci. Prochází-li cívkami elektromotoru elektrický proud, vytváří kolem nich elektromagnetické pole. Vzájemným silovým působením elektromagnetických polí cívek rotoru (pohyblivá část) a statoru (pevná část) elektromotoru, případně elektromagnetického pole cívky a magnetického pole permanentního magnetu, vzniká točivý moment. Výkonové charakteristiky elektromotoru jsou dány počtem a uspořádáním jeho cívek a jejich vinutím, stejně jako průběhy napájecího proudu a napětí.



Obr. 23. Princip činnosti stejnosměrného elektromotoru

Elektromotory používané v letadlech jsou napájeny stejnosměrným proudem. Proto se musí měnit směr proudu procházejícího cívkou rotoru tak, aby se zachoval směr jeho otáčení a nedošlo k ustálení jeho polohy v magnetickém poli statoru. Nejjednodušeji se toho dá

dosáhnout pomocí komutátoru, což je mechanický přepínač otáčející se společně s rotorem. Na kontakty na jeho povrchu doléhají uhlíkové kartáče, na které je přiváděn elektrický proud. Komutátory však bývají častou příčinou poruch elektromotorů. Dochází k opotřebení kartáčů a jiskření mezi nimi a komutátorem způsobuje elektromagnetické rušení. Z těchto důvodů se od komutátorů přechází na silnoproudou řídicí elektroniku, která se stává v poslední době díky klesajícím cenám polovodičů stále dostupnější.

Konstrukce elektromotorů je relativně jednoduchá, mohou mít kompaktní rozměry a nízkou hmotnost. Pro svůj chod nepotřebují žádná další mechanicky poháněná zařízení, jako jsou například čerpadla, kompresory apod. Jejich účinnost se pohybuje okolo 90%. Při provozu elektromotorů vzniká minimum nežádoucích vibrací, umožňují plynulou regulaci otáček. Jejich velkou výhodou je jejich pohotovost a vysoká spolehlivost bez ohledu na vnější vlivy, zejména teplotu.

Největším nedostatkem letadel poháněných elektromotory je jejich značně omezený dolet. Zdrojem elektrického proudu v takovýchto letadlech bývají totiž zpravidla elektrochemické akumulátory. Z jejich elektrod lze odebírat elektrický proud, který vzniká v důsledku chemické reakce. Tu lze po vybití akumulátoru zpětným dodáním elektrického proudu opět obnovit. Vzhledem k jejich hmotnosti je však množství v nich uchovávané energie poměrně malé, a to i u moderních lithium-iontových nebo lithium-polymerových akumulátorů.

V některých letadlech jsou proto akumulátory dobíjeny během letu z fotovoltaických článků, polovodičových součástek, které, pokud na ně dopadá sluneční záření, jsou zdrojem elektrického proudu. Nevýhodou fotovoltaických článků je jejich malá účinnost, která se v závislosti na použité výrobní technologii pohybuje v rozmezí přibližně 5 – 20%. Účinnost je navíc hodně závislá na meteorologických podmínkách a úhlu, pod kterým na ně sluneční záření dopadá. V noci nejsou schopny pracovat vůbec. Značná je i jejich pořizovací cena.



Obr. 24. Pomocná pohonná jednotka kluzáku Antares 20E



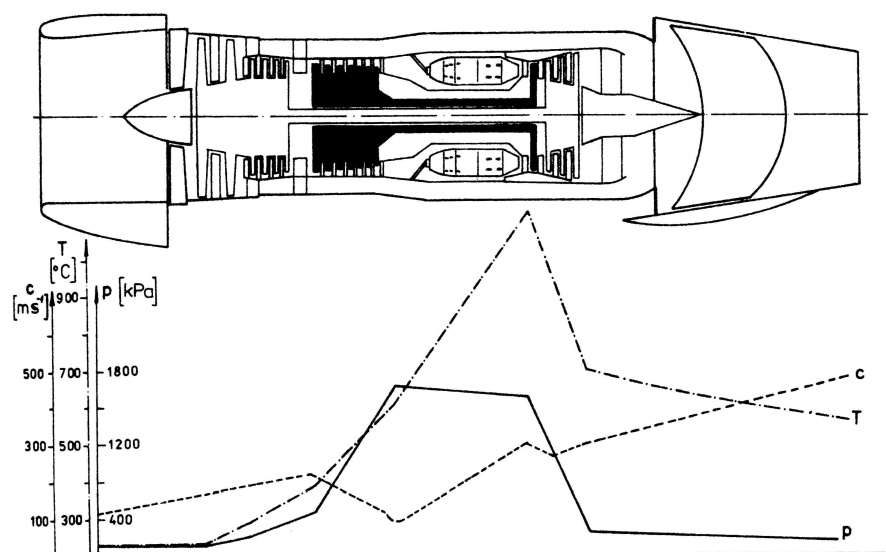
Obr. 25. Experimentální letoun na solární pohon Icaré 2

6 Tryskový pohon

Generátor a propulsor tryskového pohonu jsou sloučeny v jednom celku. Generátorem tryskového motoru je spalovací turbína. Ve spalovací komoře tryskového motoru roste nepřetržitě objem a teplota propulsní látky. Ta je poté přivedena do trysky, která je propulsorem, kde vytváří tah. Tryskové motory jsou obvykle rozdělovány na motory nasávající vzduch, které mohou být buď lopatkové nebo bezlopatkové, a raketové, které využívají oksličovadlo nesené letadlem s sebou.

6.1 Pracovní cyklus

Na rozdíl od cyklicky pracujících pístových spalovacích motorů probíhá v motorech tryskových hoření paliva nepřetržitě. Propulsní látka je přiváděna z atmosféry nebo nádrží pod tlakem do spalovací komory nebo je zde již ve formě tuhého paliva. Stlačována je čerpadly nebo difuzory vstupního ústrojí a kompresory. Čerpadla a kompresory, stejně jako další zařízení připojená k motoru, jsou poháněny jednou nebo více turbínami umístěnými za spalovací komorou. Samotné spalování probíhá při přibližně stálém tlaku, jehož mírný pokles na konci spalovací komory je způsoben hydraulickými ztrátami při proudění propulsní látky. Tah motoru vytváří propulsní látka až v trysce kde expanduje. Její tlak i teplota při průchodu tryskou klesá, zvyšuje se její rychlost. Pracovnímu cyklu tryskových motorů odpovídá z teoretických porovnávání oběhů nejlépe Braytonův cyklus. Účinnost a výkon tryskových motorů závisí hlavně na tlaku a teplotě dosažených ve spalovací komoře.



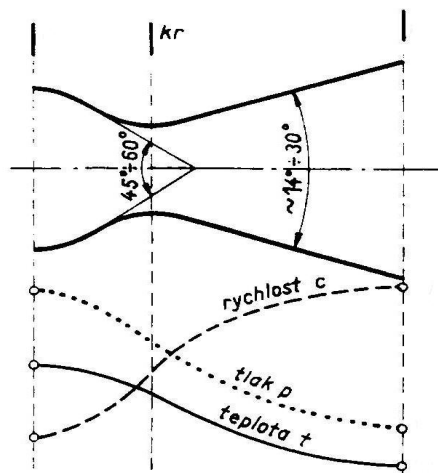
Obr. 26. Průběh parametrů v dvouproudovém trykovém motoru

6.2 Tryska

V trysce dochází k přeměně tepelné a tlakové energie propulsní látky na energii kinetickou. Zároveň ji tryska usměrňuje a může plnit i funkci regulačního členu pohonu. Protože musí odolávat vysokým teplotám spalin, je vyrobena z žárupevných materiálů a k motoru je připevněna tak, aby byla umožněna tepelná dilatace. Její vnější plášť je opatřen tepelnou izolací, aby nedocházelo k přenosu tepelného zatížení do ostatních částí letadla.

Nejjednodušším používaným typem je konvergentní neboli zužující se tryska. Má sice malé rozměry a hmotnost, její použití je ovšem omezené na v měřítku trykových motorů nižší rychlosti letu. Rychlost proudění v jejím ústí totiž nemůže překročit rychlost zvuku. To je možné pouze u trysky konvergentně-divergentní, nazývané po svém vynálezci Lavalova.

Ta využívá toho, že vlastnosti trysek při podzvukové rychlosti jsou opačné než při rychlosti nadzvukové. V její zužující se části roste rychlost proudění na rychlost zvuku, kterou propulsní látka dosahuje v jejím nejužším místě, hrdle. Tam je v tomto okamžiku nejnižší možný tlak, kterého může být dosaženo použitím konvergentní trysky. Další snížení tlaku a tedy i nárůst rychlosti umožňuje navazující rozšiřující se část. Lavalova tryska tak může pracovat s vyššími tlakovými spády než konvergentní tryska.



Obr. 27. Průběh veličin v Lavalově trysce

6.2.1 Regulace trysek

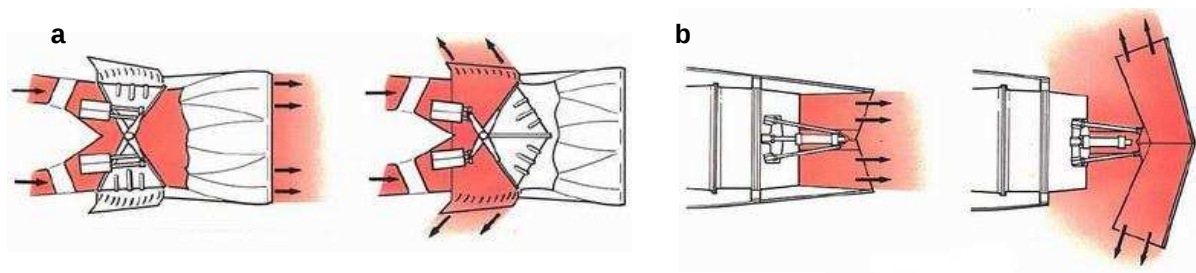
Tlakové poměry na trysce a teplota a množství plynů jí procházejících a se během letu mění. Je proto potřeba měnit i vlastnosti trysky tak, aby po celou dobu letu pracovala v režimu blízkém teoretickému návrhu a vytvářela maximum tahu. To se provádí změnou výstupního průřezu trysky. V případě Lavalovy trysky je nutná i změna průřezu hrdla. V současné době se regulace provádí nejčastěji přestavováním segmentů, ze kterých je tryska sestavena. Jejich pohyb je plynule ovládán hydraulickým systémem. Některé trysky jsou řešeny jako ejektorové. Přisávají vzduch z okolí, který sám vlastní expanzí vytváří divergentní část tělesa trysky. Jeho chování je řízeno prouděním vzduchu přiváděným z dalších míst. Přisávaný vzduch navíc intenzivně chladí ostatní částí výstupního stroje.

Regulovatelné trysky však znamenají také zvýšení hmotnosti motoru a jeho konstrukční složitosti a provozní náročnosti. Proto se nepoužívají u menších motorů určených pro nižší rychlosti letu.

6.2.2 Vychylovače a obraceče tahu

Tryska je určující pro směr propulsní látky, která z ní vystupuje, a tím i pro směr působícího tahu. Jeho vhodnou změnou lze pozitivně ovlivnit chování letadla. Změna by přitom měla být co nejrychleji uskutečnitelná. Vychýlený proud plynů vystupujících z motoru nesmí směřovat na ostatní konstrukce letadla, aby nedošlo k jejich tepelnému namáhání a zhoršení mechanických vlastností použitých materiálů.

Vychylování (vektorování) tahu mimo osu letu umožňuje letadlům provádět obraty na menším poloměru, než při použití pouze aerodynamických kormidel. U moderních motorů se segmentovými tryskami je to realizováno jejich vhodným nastavením. Vychýlení proudu v takovém případě nepřesahuje několik desítek stupňů. Některé motory však mají výstupní ústrojí s natáčecími tryskami, které umožňují změnu směru i o více než 90°. Jimi vybavená letadla pak mohou i startovat a přistávat kolmo podobně jako vrtulníky.



Obr. 28. Obrácení tahu

a – před výstupní tryskou

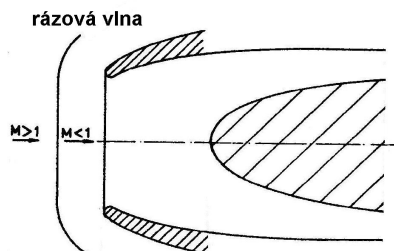
b – za výstupní tryskou

Obrácení tahu proti směru letu je zvlášť vhodné u velkých letadel s motory velkých výkonů. Výrazně se tak zkracuje jejich dojezd při přistání. Při nouzových situacích za letu umožňuje velmi rychlý sestup. Provádí se buď sklápěním zvláštních segmentů za trysku, nebo je propulsní látka ještě v trysce vychýlena stavitelnými klapkami ještě před tryskou na usměrňovací lopatkovou mříž.

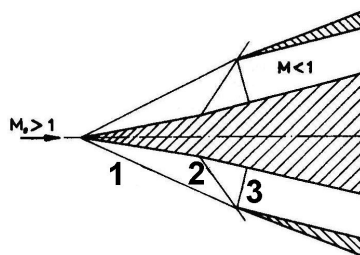
6.3 Vstupní ústrojí

Všechny tryskové motory kromě raketových využívají jako propulsní látku okolní atmosféru, ve které se letadlo pohybuje. Vzduch je do motoru přiváděn do motoru vstupním ústrojím. To tak tvoří přechod mezi drakem letadla a samotným motorem. Může být pro každý motor samostatné nebo společné pro více motorů. Jeho tvar a umístění na letadle je dáno především typem a umístěním motorů a charakteristikami letadla.

Ve vstupním ústrojí motoru dochází ke stlačování vzduchu nasávaného motorem. Mění se tak jeho kinetická energie na energii tlakovou. Vstupní ústrojí musí být navrženo tak, aby tato přeměna probíhala s co nejmenšími ztrátami. Rychlost vzduchu a rozložení tlaku v něm musí být rovnoměrné, zároveň musí být samozřejmě množství vzduchu dostatečné pro práci motoru ve všech režimech letu.



Obr. 29. Podzvukový vstup při nadzvukovém proudění



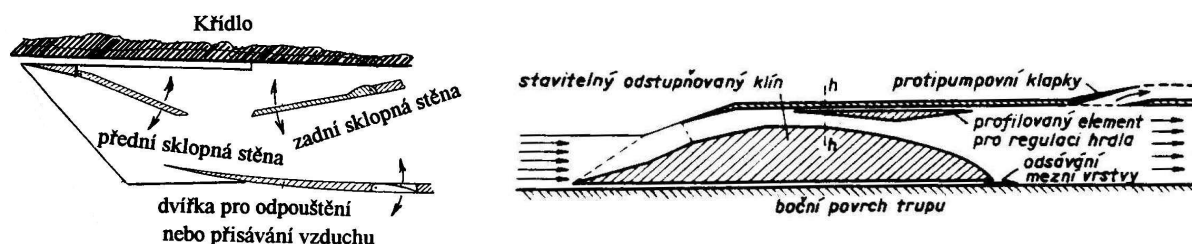
Obr. 30. Rázové vlny v nadzvukovém vstupu

1,2 – šikmá rázová vlna

3 – kolmá rázová vlna

Nejjednodušší vstupní ústrojí má podobu rozšiřujícího se kanálu tvarovaného tak, aby při průchodu propulsní látky vznikala co nejmenší aerodynamická odpor. Především nesmí docházet k odtržení proudění od vnitřních stěn vstupního ústrojí na jeho konci. Zpravidla nebývá nijak regulováno. Toto provedení je sice jednoduché, dokáže však pracovat pouze s podzvukovými rychlostmi proudění, a proto se označuje jako podzvukové vstupní ústrojí. Pokud letadlo jím vybavené rychlost zvuku překoná, rychlost proudu vzduchu vstupujícího do motoru se ještě před vstupním ústrojím skokově sníží zpět na podzvukovou prostřednictvím kolmé rázové vlny. Ta je zdrojem značných ztrát, které se s rostoucí rychlostí letu dále zvyšují.

Při nadzvukových rychlostech letu je proto lepší nejprve snížit rychlost vzduchu několika šikmými rázovými vlnami, jejichž odpor je výrazně nižší. Díky nižšímu rozdílu rychlostí je pak nižší i intenzita závěrečné kolmé rázové vlny uvnitř vstupního ústrojí. Pro jeho správnou funkci je nutné, aby se šikmé rázové vlny vždy sbíhaly na jeho ostré náběžné hraně [7]. To je zajištěno pohybem středního odstupňovaného kuželu nebo sklopných desek uvnitř vstupního ústrojí, na jejichž hranách šikmé rázové vlny vznikají. Upravuje se tak i profil a propustnost vstupního ústrojí, které má tvar nadzvukového difuzoru. Pokud však ani tato regulace není dostatečná a motor vyžaduje pro svou práci jiné množství vzduchu, je použito bočního přísávání nebo naopak odpouštění vzduchu ze vstupního ústrojí.



Obr. 31. Různé způsoby regulace vstupního ústrojí

6.4 Lopatkové motory

Tlak ve spalovací komoře lopatkových motorů není vytvářen pouze stlačením vzduchu ve vstupním ústrojí, ale hlavně činností kompresoru spojeného hřídelí s turbínou vloženou mezi spalovací komoru a výstupní trysku. Turbína pohání i ostatní zařízení motoru jako jsou vstřikovací čerpadla, hydraulické systémy apod.

6.4.1 Kompresor

Kompresor je lopatkový stroj, který stlačuje vzduch nasávaný motorem před jeho přivedením do spalovací komory. Převádí se v něm mechanická energie získaná v turbíně na tlakovou energii proudícího vzduchu. Kompresory leteckých motorů jsou obvykle sestaveny z více stupňů řazených za sebou, aby bylo dosaženo potřebného celkového stupně stlačení, tedy poměru tlaku před a za kompresorem, který může dosahovat až hodnoty 35. Používají se jak kompresory radiální (odstředivé), tak i axiální (osové), případně jejich kombinace. Určující pro volbu materiálu na jejich výrobu je především teplota stlačovaného vzduchu, která se s rostoucím tlakem zvyšuje. Proto se na vysokotlaké stupně kompresoru používá ocel, zatímco na nízkotlaké postačují tepelně méně odolné lehké slitiny.

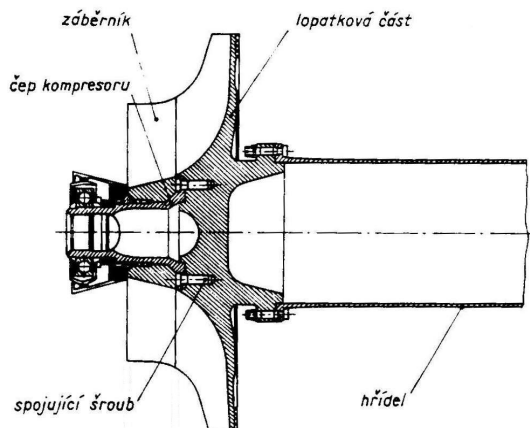
6.4.1.1 Radiální kompresor

Skládá se z oběžného lopatkového kola a difuzoru. Proudění vzduchu na lopatky kola pod správným úhlem zajišťuje záběrník v jeho přední části. V rozšiřujících se kanálech kola roste tlak vzduchu, který je urychlován odstředivými silami ve směru kolmém k ose otáčení kompresoru. Poté proudí přes bezlopatkový difuzor do difuzoru lopatkového, kde se jeho rychlost snižuje. Tvar kanálů difuzoru závisí na rychlosti vzduchu před ním. Je-li nadzvuková, mají tvar Lavalovy trysky a ostré hrany vytvářející šikmé rázové vlny.

Konstrukčně jsou radiální kompresory jednoduché. Dosahují i v jednom stupni velkého stlačení (běžně 4,5), vyskytují se proto v maximálně dvoustupňovém uspořádání. Dochází v nich však ke značným ztrátám třením vzduchu o jejich stěny. Dosahují proto nejvyšší účinnosti jen přibližně 75-85% [10]. Poměrně nízká je i hltnost kompresoru neboli maximální hmotnostní tok vzduchu motorem, přibližně 20-25kg/s [7]. Vhodné jsou proto spíše pro menší motory.



Obr. 32. Oběžné kolo radiálního kompresoru

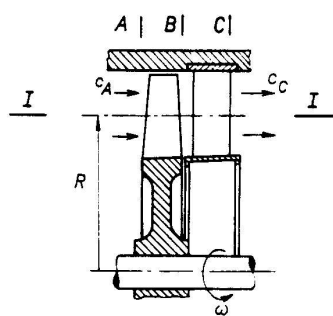


Obr. 33. Řez oběžným kolem radiálního kompresoru

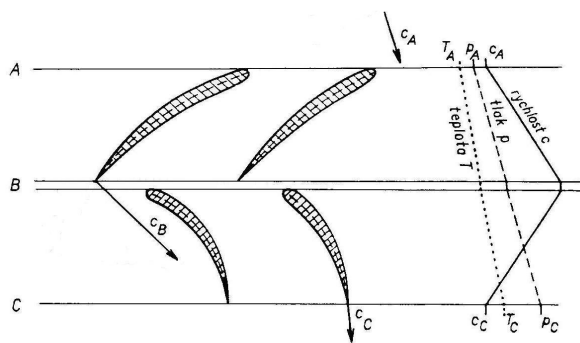
6.4.1.2 Axiální kompresor

Jeho stupeň je tvořen rotorovým a statorovým lopatkovým kolem, skrz která proudí vzduch ve směru shodném s osou otáčení kompresoru. Rotor je spojen hřídelí s turbínou a předává vzduchu kinetickou energii. Stator plní pouze funkci difuzoru, tlak vzduchu vněm roste na úkor rychlosti. Také axiální kompresor může být nadzvukový, v takovém případě mají jeho lopatky klínový profil. Vznikající rázové vlny však snižují jeho účinnost.

Protože stlačení je nižší než u radiálních kompresorů, přibližně v rozmezí 1,2-1,4 (až 2 u nadzvukových stupňů) [7], jsou axiální kompresory řešeny jako mnohastupňové. Jejich rotory bývají nejčastěji diskobubnové. Jednotlivé disky s rotorovými lopatkami jsou navzájem spojeny válcovými prstenci. Tato konstrukce zabezpečuje dostatečnou tuhost rotoru ve všech směrech.



Obr. 34. Podélný řez stupněm axiálního kompresoru



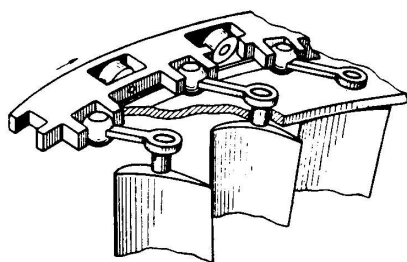
Obr. 35. Průběh veličin při průchodu vzduchu stupněm axiálního kompresoru

Výhodou axiálních kompresorů je jejich velká hltnost, mohou pracovat až se 120kg vzduchu za sekundu. Vyšší je i jejich účinnost, pohybuje se v rozmezí 88-92% [10]. Oproti radiální kompresorům jsou však také konstrukčně výrazně složitější. Jsou také náchylnější k pumpování a náročnější na čistotu nasávaného vzduchu a rovnoměrné rozložení jeho rychlosti a tlaku.

6.4.1.3 Pumpování kompresorů

Jedná se o nestabilní pracovní režim kompresoru. Dochází při něm k velkým tlakovým pulsacím, které způsobují snížení účinnosti kompresoru a jeho vibrace, které mohou vést až k jeho poškození. Může vzniknout při změně hmotnostního toku vzduchu nebo otáček motoru odtržením proudění od lopatek kompresoru. Vzniká hlavně u předních stupňů osových kompresorů s vyšším stlačením [10].

Pumpování je vhodné předcházet pomocí vhodného zařízení. Používá se například odpouštění přebytečného vzduchu ze skříně kompresoru. Toto řešení je velmi jednoduché, ale



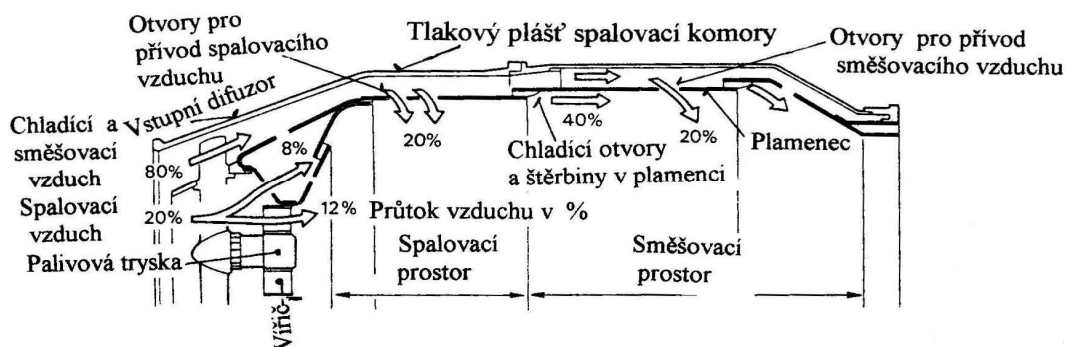
Obr. 36. Ovládání natáčecích satorových lopatek

dochází k energetickým ztrátám a snižuje se účinnost kompresoru. Konstrukčně složitější je použití natáčecích lopatek statoru. To umožňuje vhodně upravovat přímo úhel náběhu proudícího vzduchu. Velmi časté je také rozdělení kompresoru na nízkotlaký a vysokotlaký. Obě části mají vlastní turbínu a mohou tak pracovat s různými otáčkami. Ty se regulují automaticky díky rovnováze mezi krouticím momentem dodávaným turbínou a zatížením kompresoru. Toto tzv. dvourotorové uspořádání kompresoru je výhodné i přesto, že vyžaduje náročné souosé uložení hřídelí.

6.4.2 Spalovací komora

Ve spalovací komoře se uvolňuje hořením paliva jeho tepelná energie, roste tlak i teplota propulsní látky. Hoření musí být stabilní a musí probíhat pouze ve spalovací komoře; plamen se nesmí dostat do prostoru turbíny. Jsou konstruovány tak, aby rozložení tlaků a teplot vystupujících spalín bylo rovnoměrné, což je podstatné pro práci turbíny.

Vzduch je do spalovací komory přiváděn přes difuzor, který snižuje jeho rychlost. Poté se rozděluje na primární (spalovací) a sekundární (směšovací) proud. Primární proud se v plamenci, kde samotné hoření probíhá, mísí s palivem, kterým je letecký petrolej (kerosen), vstříkovaným tryskou pod vysokým tlakem. Hoření je stabilizováno vířením a zpětným prouděním vzduchu. Sekundární proud plamenec chladí a tepelně odděluje od pláště spalovací komory. Dovnitř vstupuje bočními otvory v jeho zadní části a mísí se s proudem primárním. Směr sekundárního proudu může být opačný než směr proudění v plamenci. Takové spalovací komory se označují jako protiproudé. Vznikají v nich sice značné tlakové ztráty, výrazně však zkracují konstrukci motoru.

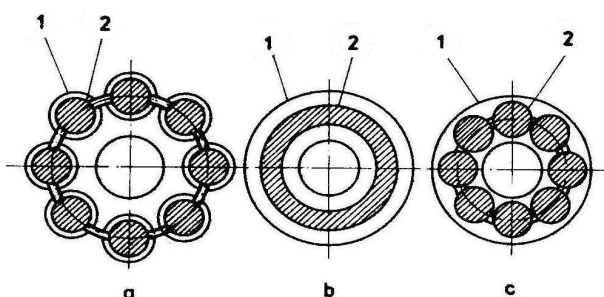


Obr. 37. Proudění vzduchu spalovací komorou

Spalovací komory mohou být konstrukčně řešeny jako trubkové (individuální), které jsou v počtu 6-14 rozmístěny kolem osy motoru a propojeny průřehovými trubkami [7],

nebo prstencové. Trubkové spalovací komory jsou vývojově i výrobně jednodušší a snazší je i výměna poškozených částí. Celkově však mají vyšší hmotnost a počet částí, dochází v nich k vyšším ztrátám a parametry vystupujících plynů nejsou příliš rovnoměrné [10]. Kompromisem mezi oběma typy je smíšená spalovací komora, která má prstencový plášť a uvnitř individuální plamenec.

Protože teploty plynu uvnitř plamence dosahují až 1400°C , musí být tyto vyrobeny z žáruvzdorných materiálů. Používají se různé slitiny niklu, povrch se navíc opatřuje vrstvou keramického nástřiku. Pláště se zhotovují z ocelí, protože jejich teplota obvykle nepřesahuje 500°C .



Obr. 38. Schéma spalovací komory
a – trubkové 1 – plášť
b – prstencové 2 – plamenec
c – smíšené

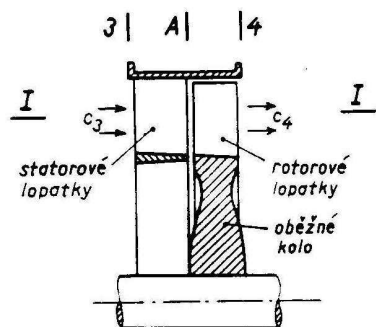


Obr. 39. Trubkové spalovací komory na motoru M-701

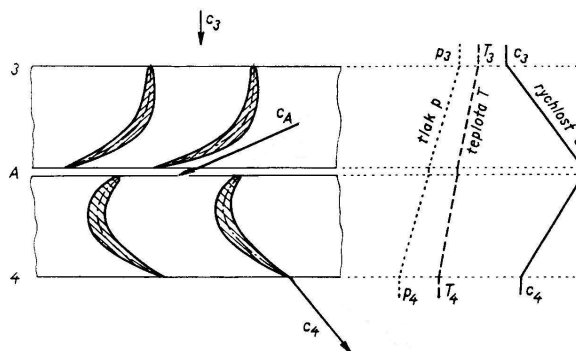
6.4.3 Turbína

Stejně jako kompresor je to lopatkový stroj, pracuje ovšem úplně opačně. Tlaková energie spalin se při průchodu turbínou mění na mechanickou práci. Turbína pak prostřednictvím hřídele pohání kompresor nebo dmychadlo a veškeré další systémy nutné pro jeho činnost.

V naprosté většině případů se v leteckých motorech používají přetlakové axiální turbíny. Bývají často několikastupňové, což umožňuje dosažení dobré účinnosti (okolo 90%) při menším průměru lopatkového kola. V rozváděcím kole (statoru) roste rychlost proudění spalin. Jeho směr se mění tak, aby byl zajištěn optimální úhel náběhu na lopatkách rotoru, jeho tlak a teplota klesají. V rotoru klesá i kinetická energie spalin, protože je předávána oběžnému kolu.

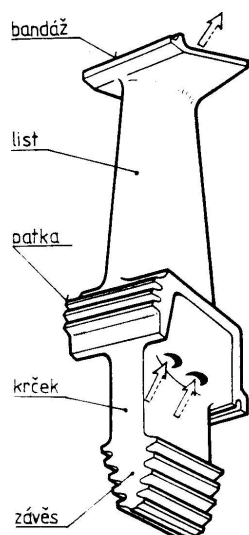


Obr. 40. Podélný řez stupněm axiální turbíny



Obr. 41. Průběh veličin při průchodu vzduchu stupněm turbíny

Lopatky rotoru turbíny jsou značně namáhány nejen silově, ale také teplotně. Materiály pro jejich výrobu proto musí vykazovat velkou pevnost i při teplotách kolem 900°C . Používají se hlavně žárupevné niklchromové slitiny, které jsou navíc vyztužovány



wolframovými nebo molybdenovými vlákny. V mnoha případech jsou lopatky chlazeny vzduchem odebíraným z kompresoru, který proudí zvláštními kanálky uvnitř jejich listu. Mohou tak odolávat teplotám spalin až 1400°C.

Dobře chlazeny musí být i statorové lopatky. Jsou uloženy mezi statorovými věnci tak, aby byla umožněna jejich dilatace. Nelze je proto použít pro přenos sil mezi ložisky turbíny a pláštěm motoru tak, jako to umožňuje stator kompresoru.

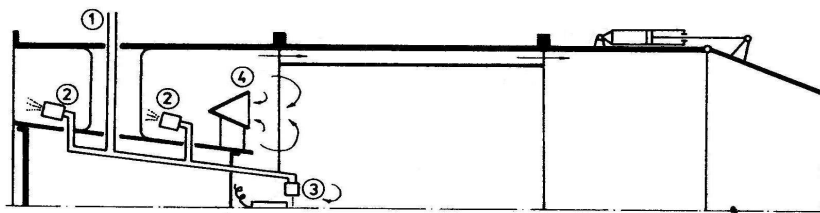
Obr. 42. Rotorová lopatka turbíny

6.4.4 Krátkodobé zvýšení tahu

Využívá se zejména při potřebě výrazné akceleraace, například při startu nebo urychlování letounu na maximální rychlost, případně pro zvýšení jeho stoupavosti. Vhodné je i v situaci, kdy je potřeba alespoň částečně nahradit tah ostatních motorů při jejich vysazení. Může také kompenzovat pokles výkonu v důsledku nepříznivých atmosférických podmínek [11].

Mezi nejběžnější metody patří zvýšení otáček motoru nad běžný provozní limit. Nárůst tahu může v tomto případě činit až 20%, ovšem za cenu výrazného snížení životnosti motoru. Po jeho použití musí zpravidla dojít k revizi motoru.

Velmi používaným způsobem je vstřikování vody nebo jiné kapaliny do kompresoru. Odpařením vody v kompresoru se sníží jeho teplota a tím i měrný objem. Je tak možné zvýšit stlačení kompresoru. Ke zvýšení tahu přispívá i samotné zvýšení měrné hmotnosti propulsní látky. Neodpařené kapky kapaliny procházející kompresorem však mohou způsobit erozi jeho lopatek.



Obr. 43. Výstupní ústrojí s komorou přidavného spalování

1 – přívod paliva, 2 – palivové trysky
3 – spouštěcí tryska se zapalovačem, 4 – víříč

Motory nadzvukových letounů jsou často vybaveny zařízením pro přidavné spalování, které se nachází v prodlužovací troubě za turbínou. Skládá se z difuzoru, rampy s palivovými tryskami, víříčů stabilizujících hoření a zapalovače [7]. Spalováním vstřikovaného paliva vzroste teplota propulsní látky a zvýší její rychlost na výstupu z trysky. Možné zvýšení tahu dosahuje až 50%. Zároveň však dochází k několikanásobnému zvýšení spotřeby paliva.

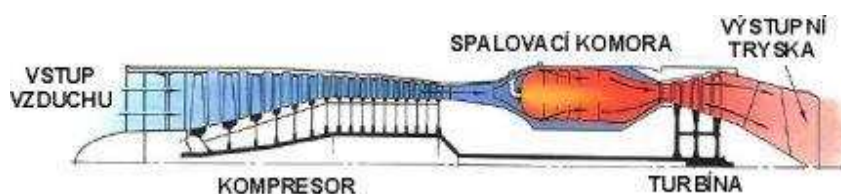
6.4.5 Konstrukční uspořádání

V následujícím textu budou popsány pouze nejobvyklejší uspořádání leteckých lopatkových motorů. Ty se liší především způsobem, jakým využívají energii spalin vystupujících ze spalovací komory.

6.4.5.1 Jednoprúdové motory

Všechn vzduch vstupující do jednoprúdového motoru prochází spalovací komorou. Všechny stupně turbíny pohánějí pouze kompresor, který může mít i dvourotorové uspořádání. Za turbínou mají spaliny stále značný tlak a teplotu využitelnou pro získání tahu v trysce. Jednoprúdové motory pro nadzvukové rychlosti letu bývají vybaveny zařízením pro přídavné spalování.

Jejich výhodou je velká rychlost propulsní látky opouštějící výstupní trysku, která umožňuje jimi vybaveným letounům dosahovat vysokých rychlostí letu. Při nízkých rychlostech je však jejich účinnost poměrně malá.



Obr. 44. Schéma jednoprúdového motoru

6.4.5.2 Dvoprúdové motory

Princip jejich činnosti spočívá v rozdělení proudu vzduchu vstupujícího do motoru. V turbíně koná práci pouze ta část vzduchu, která se účastní spalování, ostatní vzduch obtéká vnějším proudem. Turbína odebírá ze spalin v porovnání s jednoprúdovým motorem více energie, protože ta je zapotřebí i ke stlačení vzduchu v obtoku. Poměr hmotnostních toků vzduchu v obtoku a vzduchu proudícího generátorem se nazývá obtokový poměr.

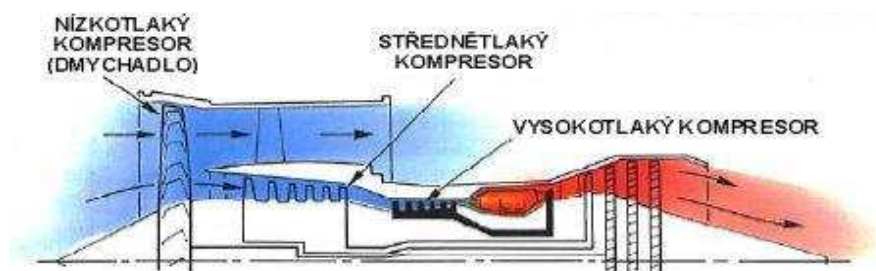


Obr. 45. Schéma dvoprúdového motoru s nízkým obtokovým poměrem

Proud vzduchu u motorů s nízkým obtokovým poměrem (menším než 1) se obvykle dělí za nízkotlakou částí vícestupňového kompresoru. Rozdělené proudy se pak opět mísí ještě před výstupní tryskou. Snižuje se tak teplota spalin, což má za následek zvýšení účinnosti při nižších rychlostech letu. Rychlost propulsní látky vystupující z trysky je však stále dostatečná pro dosažení nadzvukových rychlostí letu. I tyto motory mohou mít komoru přídavného spalování.

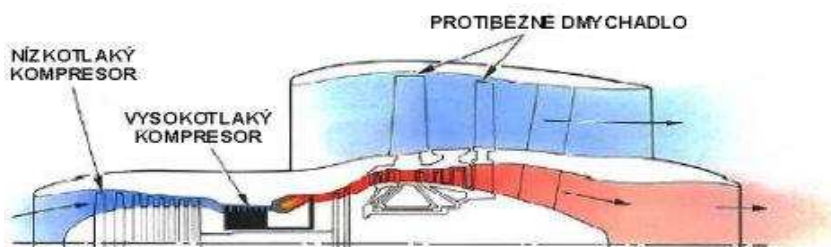
Motory s vysokým obtokovým poměrem, který běžně dosahuje hodnoty 6, mají nízkotlaké dmychadlo velkého průměru, které stlačuje pouze obtokový proud vzduchu. Je spojené buď s rotorem nízkotlakého kompresoru, nebo má vlastní, tzv. volnou turbínu, čímž vzniká tříhrádelové uspořádání motoru. U některých motorů jsou jeho otáčky sníženy pomocí reduktoru. Oba proudy vzduchu mohou mít svou vlastní výstupní trysku. Výstupní rychlost je sice podstatně nižší než u jednoprúdových motorů, díky velkému hmotnostnímu toku (kolem

300kg/s) však tyto motory dosahují až tahu několikrát většího tahu. Ten u motorů moderních dopravních letadel činí řádově 300kN. Účinnost dvouproudových motorů je optimalizována pro vysoké podzvukové rychlosti letu.



Obr. 46. Schéma dvouproudového motoru s vysokým obtokovým poměrem

Objevili se i konstrukce s tzv. zadním dmychadlem. To tvořeno patrovými lopatkami turbíny, které jsou rozděleny na dvě části. Spodní část lopatky je součástí turbíny, horní dmychadla. Odpadá tak potřeba koaxiální hřídele pro pohon dmychadla. Výroba patrových lopatek je však neúměrně nákladná, zejména z důvodů materiálových.



Obr. 47. Dvouproudový motor se zadním dmychadlem

6.4.5.3 Turbohřídelové motory

Jsou konstruovány tak, aby bylo maximum využitelné energie odevzdáno turbíně pohánějící výstupní hřídel. Ta může být jak volná, tak vázaná s rotorem kompresoru. Výstupní hřídel pohání prostřednictvím reduktoru vrtuli nebo rotoru helikoptéry. Tah vyvíjený výstupní tryskou motoru nepřevyšuje 10% tahu celé pohonné jednotky.

Turbohřídelové motory, přestože byly odvozeny z tryskových pohonných jednotek, slouží především jako zdroj výkonu pro pohonné jednotky vrtulové, které se potom běžně označují jako turbovrtulové, a pohon vrtulníků. Výhodou je při porovnání s pístovými motory především jejich o mnoho menší měrná hmotnost a maximální dosažitelný výkon; v současnosti se používají jednotky s výkonem až 11000kW. Oproti pístovým spalovacím motorům mají však vyšší měrnou spotřebu paliva.



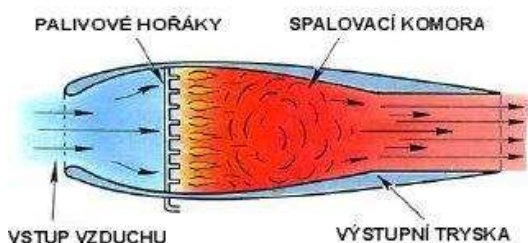
Obr. 48. Schéma turbohřídelového motoru

6.5 Bezlopatkové motory

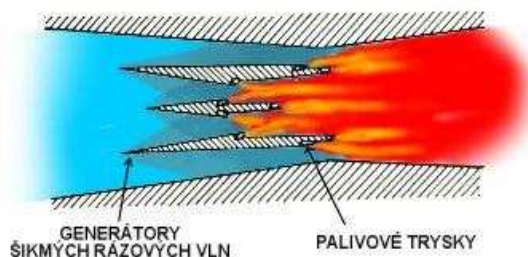
Tyto motory neobsahují žádné rotující součásti. Jejich konstrukce je tak nejen velmi jednoduchá a levná, ale zároveň se tím snižují i hydraulické ztráty a teoreticky jsou i spolehlivější než ostatní druhy pohonu. Vstupní ústrojí a výstupní tryska jsou podobné jako v případě motorů lopatkových, spalovací komora se dá spíše přirovnat ke komoře přídavného spalování. V porovnání s ostatními motory mají velmi nízkou hmotnost. Jejich účinnost je značně závislá na rychlosti letu, společně s ní roste.

6.5.1 Náporové motory

Skládají se pouze ze vstupního ústrojí, spalovací komory s palivovými hořáky a výstupní trysky. Ve vstupním ústrojí dochází náporovým účinkem k takovému stlačení vzduchu, že toto postačuje pro správnou funkci motoru. Dochází k tomu ovšem až při rychlostech letu, které se blíží rychlosti vzduchu. Ve spalovací komoře hoří vstříkované palivo a spaliny jsou odváděny do trysky. Díky absenci turbíny, která by jinak byla neúnosně namáhána, může dosahovat teplota ve spalovací komoře i více než 2000°C. Dlouhodobé odolávání takto vysokým teplotám však klade značné nároky i na použité materiály samotné spalovací komory.



Obr. 49. Schéma náporového motoru



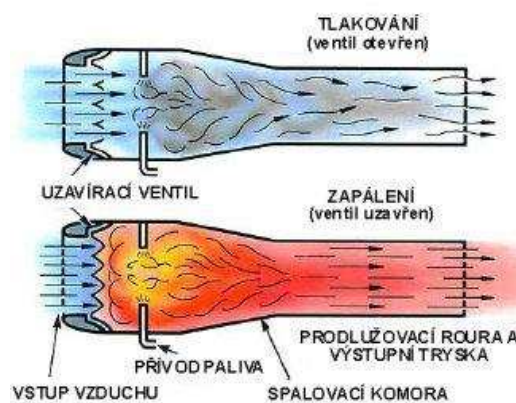
Obr. 50. Náporový motor s nadzvukovým spalováním

Náporové motory pro velmi vysoké rychlosti letu jsou řešeny tak, že spalování probíhá při nadzvukové rychlosti proudění vzduchu motorem. Odpadají tak ztráty při zpomalování vzduchu na podzvukovou rychlost ve vstupním ústrojí a opětovný přechod na nadzvukovou v trysce [10]. Menší rozdíl rychlostí vede také k menšímu rozdílu teplot a tedy k nižšímu tepelnému namáhání motoru.

Náporové motory jsou sice schopny pracovat při vysoce nadzvukových rychlostech, musí jim však být před jejich spuštěním udělena vysoká rychlost, a proto je není možné použít na letadle samostatně. Jejich měrná spotřeba je poměrně vysoká, zejména při nižších nadzvukových rychlostech.

6.5.2 Pulzační motory

Pulzační motory představují mezi všemi tryskovými motory výjimku, protože spalování v nich probíhá přerušovaně. Blíží se tak Humpreyho tepelnému oběhu. Pracují při nižších rychlostech letu než motory náporové, a proto stlačení vzduchu vstupním ústrojím není dostatečné pro jejich správnou funkci. Z tohoto důvodu jsou oproti náporovým motorům navíc vybaveny ventily před spalovací komorou, které zabraňují zpětnému proudění vzduchu do vstupního ústrojí při spalování paliva. Stlačování čerstvé směsi napomáhají tlakové



Obr. 51. Princip práce pulzačního motoru

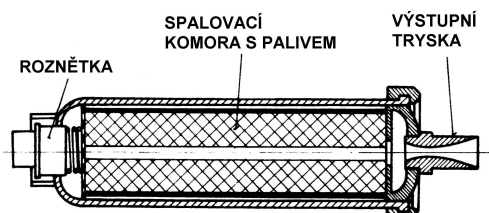
vlny vznikající v rezonanční trubici za spalovací komorou, která zároveň tvoří výstupní trysku. V konečné fázi výfuku spalín se ve spalovací komoře vytváří podtlak, zpětné ventily se otevírají dochází k nasátí čerstvého vzduchu a paliva.

Tah pulzačních motorů není nijak velký, navíc možnosti jeho úplné regulace při všech režimech letu jsou značně omezené. Jejich výhodou tak zůstává pouze jednoduchost jejich konstrukce a nízká hmotnost a cena.

6.6 Raketové motory

Jelikož propulsní látka pro raketové motory, kterou je palivo a okysličovadlo, se nachází přímo na palubě letadla, nepotřebují raketové motory žádné vstupní ústrojí. Jsou úplně nezávislé na složení okolní atmosféry a mohou pracovat i ve vzduchoprázdnu. Nutnost vlastních zásob okysličovadla však výrazně omezuje jejich dolet. Ani životnost raketových motorů není nijak velká. Je to dáno především teplotou ve spalovací komoře, která běžně přesahuje 3000°C.

6.6.1 Motory na tuhé pohonné hmoty



Obr. 52. Schéma raketového motoru na tuhé pohonné hmoty

Raketové motory na tuhé pohonné hmoty, někdy též označované jako prachové, jsou nejjednodušší letecké motory vůbec. Tvoří je pouze spalovací komora a výstupní tryska. Směs paliva s okysličovadlem je uložena přímo ve spalovací komoře, kde postupně odhořívá. Tah motoru lze v průběhu letu jen obtížně regulovat, prakticky se to provádí pouze vhodným tvarováním prachové náplně. Je tak možné ovlivnit změnu velikosti jejího povrchu a tedy

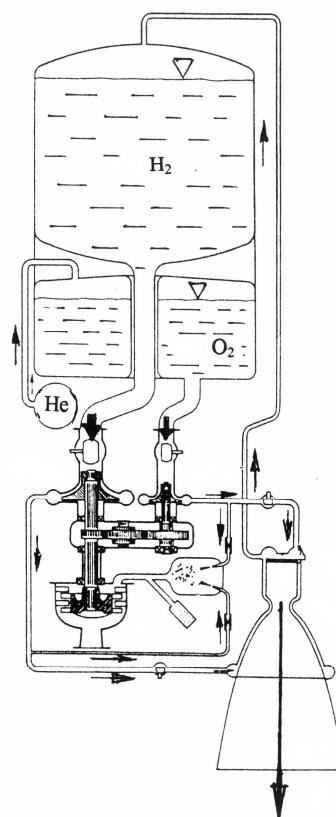
i množství právě reagující směsi. Po uvedení do chodu již není možné jejich práci přerušit. Doba chodu motoru je poměrně krátká.

6.6.2 Motory na kapalně pohonné hmoty

Podoba samotného motoru se od těch na tuhé palivo příliš neliší. Všechny složky propulsní látky jsou vstřikovací hlavicí dopraveny pod vysokým tlakem do spalovací komory, kde spolu chemicky reagují při hoření. Z nádrží jsou přiváděny turbínou poháněnými čerpadly, nebo jsou z nich vytlačovány pomocí stlačeného plynu vyvíjeném ve zvláštním generátoru [10].

Složitost těchto přídavných zařízení závisí také na typu propulsní látky. Ta může být jednosložková, kde jedna chemická látka je palivem a zároveň okysličovadlem, nebo dvousložková, kde palivo a okysličovadlo jsou skladovány a do spalovací komory přiváděny zvlášť. Motory na dvousložkové palivo jsou sice komplikovanější, umožňují však lepší regulaci tahu motoru řízením složení směsi.

Kromě regulace tahu je výhodou motorů na kapalná paliva i to, že je možné je po spuštění odstavit a poté znovu aktivovat.



Obr. 53. Schéma kyslíko-vodíkového motoru

6.6.3 Motory na hybridní pohonné hmoty

Jsou kompromisem mezi motory na tuhé a kapalně pohonné hmoty. Palivo je v tuhé formě uloženo přímo ve spalovací komoře. K němu je přiváděno stejným způsobem jako u kapalinových motorů okysličovadlo. Množstvím přiváděného okysličovadla je prováděna regulace motoru. Stejně jako u motorů na kapalně pohonné hmoty je možné přerušit jeho činnost úplně.

7 Závěr

Bakalářská práce na svém začátku uvádí krátký přehled dosavadního vývoje běžně používaných leteckých pohonných jednotek a jejich základní rozdělení. Přibližuje jejich význam a princip jejich práce. Zabývá se také popisem funkce hlavních částí pohonných jednotek a nastiňuje výhody a nevýhody zobrazených konstrukčních řešení. Na základě nejdůležitějších charakteristik jednotlivých druhů pohonných jednotek vymezuje oblasti jejich vhodného použití.

Není příliš pravděpodobné, že by se v nejbližších letech hranice těchto oblastí výrazně posouvali. Dokládá to například stažení nadzvukových dopravních letadel z provozu v důsledku jejich neekonomičnosti. Stále se zvyšující provozní náklady na provoz pohonných jednotek udávají směr vývoje spíše k úsporám než k překonávání rekordů.

Konstrukteři proudových motorů mají k dispozici modernější materiály, které mohou odolávat vyšším tlakům a teplotám v jejich spalovacích komorách a turbínách. Dosahují tím však nejen vyšší účinnosti, ale i pořizovací ceny. Sféra malých vrtulových pohonů poháněných pístovými motory se zaměřuje na spolehlivost při spalování méně kvalitních a tudíž i levnějších druhů paliv. Její výhodou je i návaznost na trendy ve velmi rozvinutém automobilovém průmyslu. Ten v současnosti zkouší i jiné druhy pohonu než spalovacím motorem, což jistě povede k jejich rychlejšímu zdokonalení.

8 Použité zdroje

- [1] BREDOW, Wolfgang. *Junkers Jumo 205*[online]. c 2008.
URL:<http://www.bredow-web.de/Triebwerke_und_Flugzeugmotore/Junkers_Jumo_205/junkers_jumo_205.html>
- [2] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I : letové výkony*. 1. vydání. Brno: PC-DIR, 1994. 122s. ISBN 80-214-0476-0
- [3] DAVIS, Clint W. *Various jet engines*[online]. c 2008.
URL:<<http://www.wclintdavis.com/id7.html>>
- [4] DRAGON, Adam. *Školní výukový web*[online]. c 2006, poslední revize 11.5.2006.
URL:<<http://dragon.web2001.cz/>>
- [5] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. 1. vydání. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. 201s. ISBN 80-01-01647-1
- [6] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Aerodynamika a mechanika letu : populárně a v obrazech*. Pilot LAA ČR. 2001, roč. 11, č. 1-11. 44s.
- [7] KOCÁB, Jindřich, ADAMEC Josef. *Letadlové pohonné jednotky*. 1. vydání. Praha: Nakladatelství dopravy a spojů, 1987. 380s.
- [8] KUSSIOR, Zdeněk. *Proudové motory – teorie a další články*[online]. c 2008.
URL:<<http://www.mzak.cz/teorie/teorie-00.php>>
- [9] NICHOLS, W. G. *Two-stroke engines* [online]. c 1998.
URL:<http://www.procarcare.com/icarumba/resourcecenter/encyclopedia/icar_resourcecenter_encyclopedia_engine1.asp#two>
- [10] OTT, Adolf. *Pohon letadel*. 1.vydání. Brno: Nakladatelství VUT v Brně, 1993. 168s. ISBN 80-214-0522-8
- [11] STREJČEK, Arkadij. *Pohon letadel*. 1. vydání. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1976. 158s.
- [12] ZVEJŠKA, Jiří. *Wankelův motor*[online]. c 2005.
URL:<<http://www.stud.fit.vutbr.cz/~xzvejs01>>
- [13] IFB UNIVERSITÄT STUTTGART. *Icaré II Homepage*[online]. c 2008.
URL:< www.ifb.uni-stuttgart.de/icare/en/flugbericht.php>
- [14] LANGE-FLUGZEUGBAU. *Antares 20E*[online]. c 2008.
URL:<http://www.lange-flugzeugbau.com/htm/english/products/antares_20e/antares_20E.html>
- [15] LIMBACH FLUGMOTOREN. *Limbach L-275E*[online]. c 2008.
URL:<<http://www.limflug.de/files/pdf/DS-L275E.pdf> >

- [16] *Elektromotor*[online]. c 2008, poslední revize 5.5.2008.
URL:<<http://cs.wikipedia.org/wiki/Elektromotor>>
- [17] *List of aircraft engines*[online]. c 2008, poslední revize 19.5.2008.
URL:<http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_aircraft_engines>
- [18] *Turbodmychadlo*[online]. c 2008, poslední revize 26.3.2008.
URL:<<http://cs.wikipedia.org/wiki/Turbodmychadlo>>

9 Seznam použitých symbolů a zkratek

Symbols

F	[N]	tah pohonné jednotky
F_0	[N]	tah pohonné jednotky při nulové rychlosti letu
M, Ma	[1]	Machovo číslo letu
P	[W]	výkon pohonné jednotky
P_M	[W]	výkon motoru na hřídeli
V	[m/s]	rychlost letu
c	[m/s]	rychlost proudění
m	[kg/s]	hmotnostní tok
n	[1/s]	otáčky
η	[1]	účinnost
λ	[1]	rychlostní poměr

Zkratky

DPM	dvouproudový motor s malým obtokem
DPV, 2-PRM	dvouproudový motor s velkým obtokem
PMV, PÍM	pístový motor s vrtulí
PM, PRM	proudový motor
PMPS	proudový motor s přidavným spalováním
NMPS	náporový motor s podzvukovým spalováním
NMNS	náporový motor s nadzvukovým spalováním

Poznámka

Význam ostatních použitých označení je zřejmý na místě použití z obrázků nebo doprovodného textu.