

## Pohony letadel pro využití Demonstrátoru turbínového motoru

### Studijní materiál

doc. Ing. Vladimír Němec, Ph.D., prof.h.c.

doc. Ing. Radovan Soušek, Ph.D.

Ing. Petr Mrázek, Ph.D.

Ing. David Hůlek, Ph.D.



# 1. Pohon letadel a pohonné jednotky

## 1.1 Účel letadlové pohonné jednotky

K zajištění pohybu letadla od jeho vzletu až po přistání je zapotřebí hnací síly, která překonává odpory při jeho pohybu, zejména aerodynamický odpor a také odpor při stoupání a zrychlování pohybu letadla. O směru letu letadla, jeho rychlosti a zrychlení rozhoduje výslednice sil a momentů sil působících na letadlo v jeho hmotném těžišti. V případě přímočarého letu konstantní rychlostí platí, že součet působících sil v těžišti letadla je roven nule.

Na letadlo v tomto případě působí následující vnější síly:

A. tíha letadla  $G$ ,

B. aerodynamická síla  $F_A$ , kterou je možno rozdělit na následující složky:

a) vztlak  $Y$ , působící kolmo na dráhu letu

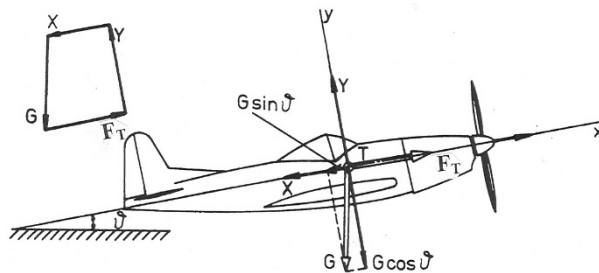
b) odpor  $X$ , působící ve směru opačném než je rychlost letu

C. tah motoru  $F_T$ , působící ve směru rychlosti letu.

Zjednodušeně předpokládáme rovnoměrný přímočarý pohyb s úhlem stoupání  $\vartheta$  ve svislé rovině, která je rovinou souměrnosti letadla jak je naznačeno na následujícím obrázku. Tento pohyb je určen pohybem těžiště a je popsán dvěma rovnicemi, které vyjadřují podmínky rovnováhy působících vnějších sil ve směru rychlosti (osa  $X$ ) a ve směru kolmém k rychlosti (osa  $Y$ ).

$$F_T - X = G \sin \vartheta,$$

$$Y = G \cos \vartheta.$$



Obr. 1.1 Síly působící na letadlo

Na pohyb těžiště letadla  $T$  v uvedené svislé rovině můžeme snadno aplikovat Newtonovy pohybové zákony. Dle prvního zákona pak podmínku rovnoměrného, přímočarého pohybu, který nastane tehdy, je-li součet všech vnějších sil působících v těžišti roven nule. Z uvedeného plyne, že součet vektorů tíhy letadla, aerodynamické síly a tahu motoru musí být roven nule. Pro splnění podmínky silové rovnováhy je tedy třeba, aby aerodynamický vztlak byl v rovnováze se složkou tíhy letadla do osy  $y$  a aby tah motoru  $F_T$  byl roven součtu sil odporu  $X$  a složky tíhy letadla do osy  $x$ .

Tah motoru  $F_T$  je tedy jakožto síla vektorová veličina a je dán velikostí a směrem jeho působení. Může tedy změnou velikosti i směru vyvolat silovou nerovnováhu v libovolném směru a způsobit tak změnu rychlosti i směru letu. Tah motoru může případně i zčásti, nebo zcela působit proti tíze letadla a nahradit vztlak. V případě úplného nahrazení vztlaku letadla tahem motoru pak letadlo může vzlítout i přistát svisle, případně se ve vzduchu zastavit stejně jako vrtulník. Při přebytku tahu  $F_T > X$  z první rovnice vyplývá  $\sin \vartheta > 0$ , proto  $\vartheta > 0$  a letadlo stoupá. V opačném případě  $F_T < X$  vychází  $\vartheta < 0$  a letadlo klesá. Jestliže platí  $F_T = X$ , potom  $\vartheta = 0$  a letadlo letí ve stejné výšce. Při klouzavém letu, kdy  $F_T = 0$ , se letadlo pohybuje na úkor své potenciální energie, kterou získalo pomocí pohonné jednotky při stoupavém letu. Z uvedeného rozboru vyplývá, že pro udržení ustáleného pohybu **ve vodorovném směru** musí být letadlo vybaveno **pohonnou jednotkou**, která produkuje tah v propulsním systému tím, že tento propulsní systém pohání motorem, který potřebnou energii získává z energie obsažené v palivu.

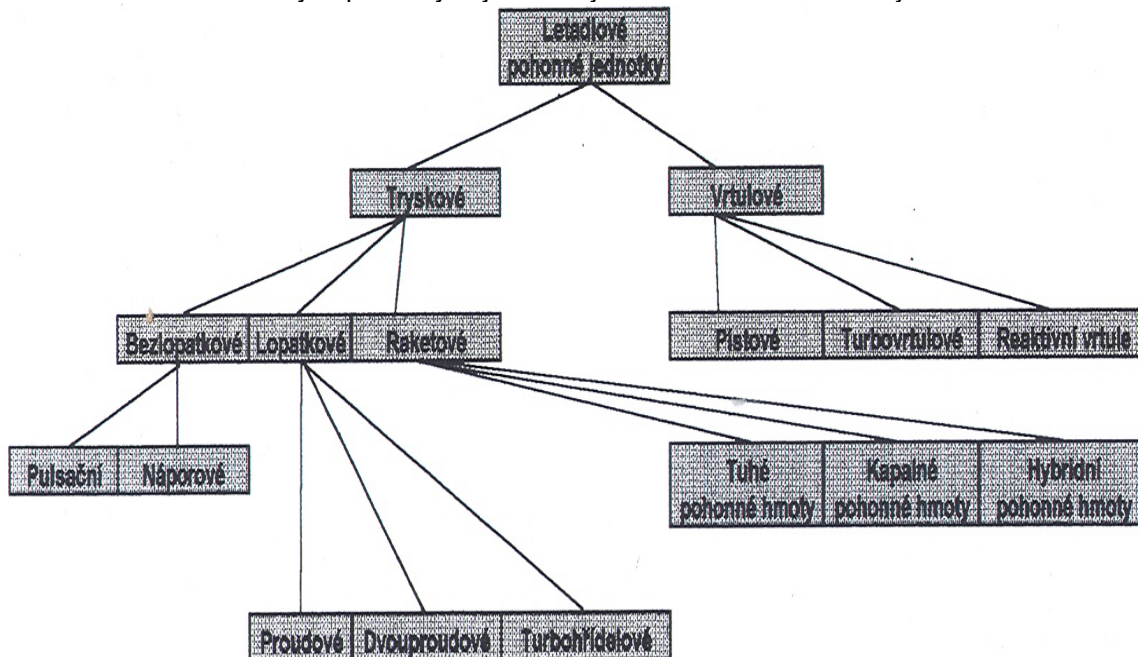
Produkce tahu v propulsní soustavě pohonné jednotky je spojena s urychlováním propulsní látky, kterou je u atmosférických pohonných jednotek vzduch, u raketových motorů je propulsní látka nesená na palubě rakety. Urychlování propulsní látky znamená zvyšování její kinetické energie. Přívod mechanické energie do propulsní soustavy nezbytné pro produkci tahu obstarává motor.

## 1.2 Rozdělení letadlových pohonných jednotek

Pohonná jednotka se skládá ze zdroje **mechanické energie** - motoru a zařízení, které ji přeměňuje na **tahovou sílu – propulsního systému**. Podle způsobu této přeměny rozlišujeme pohon:

- A. vrtulový,
- B. proudový,
- C. raketový.

Zdrojem mechanické energie pro daný typ pohonu je motor, jehož konstrukce závisí na druhu pohonu. Rozdělení letadlových pohonných jednotek je znázorněno na následujícím schématu.



Obr. 1.2 Rozdělení letadlových pohonných jednotek

V případě vrtulového pohonu je propulsní soustavou vrtule, která je motorem poháněna a představuje pro motor spotřebič mechanického výkonu. Pohon vrtule může být ovšem obecně jakýmkoli typem tepelného motoru včetně motoru elektrického. V případě tepelného motoru jsou ve vrtulových pohonných jednotkách používány jak pístové, tak i turbínové motory. Na rozdíl od pístového motoru může být turbínový motor použit nejen jako zdroj mechanické energie pro pohon vrtule, nýbrž také jako zdroj hnacích plynů pro proudový pohon. V tomto případě pak je turbínový motor integrován přímo s propulsním systémem tvořeným hnací tryskou, ve které probíhá transformace tlakové a tepelné energie hnacích plynů na jejich kinetickou energii a produkce tahu.

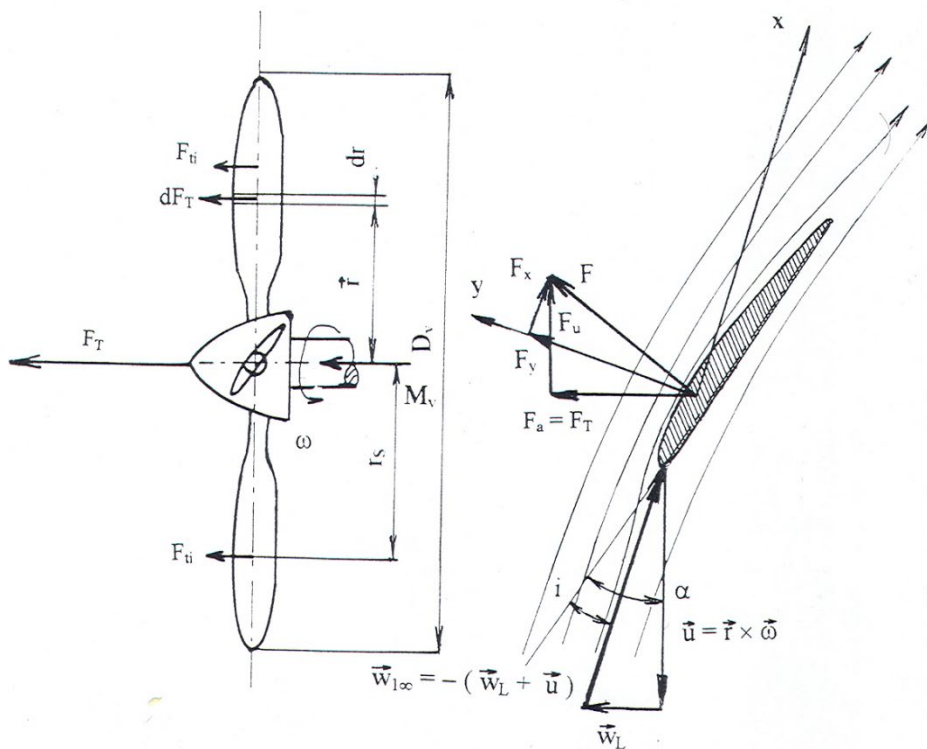
### 1.3 Princip produkce tahu

Tah pohonné jednotky vzniká v propulsní soustavě, která působí na protékající vzduch tlakovými silami tak, že jej urychluje ve směru protékání od vstupu k výstupu, přičemž podle známého principu akce a reakce urychlovaný vzduch působí na propulsní soustavu stejně velikou silou ale opačného směru, která se přenáší konstrukcí pohonné jednotky do konstrukce letounu. Tlakové síly kterými propulsní soustava působí na protékající vzduch, pak vyvolají zvýšení průtokové hybnosti vzduchu vytékajícího z propulsní soustavy, což se projeví zvýšením jeho rychlosti vzhledem k přítokové rychlosti, kterou je rychlost letu.

#### Tah vrtule

Produkcí tahu vysvětlíme na příkladu vrtule. Vrtule urychluje vzduch směrem dozadu tím, že při relativním obtékání rotujících listů vrtule se na nich vytváří aerodynamická vztlaková síla působící směrem dopředu, přičemž síla reaktivní, která na základě zákona akce a reakce vzniká současně se silou aerodynamickou a působí opačným směrem na proud vzduchu. Schopnost vyvození aerodynamického vztlaku vrtulových listů je ale značně omezena a proto i urychlení vzduchu ve vrtuli je příslušnou měrou omezeno na řádově 50 až 80 metrů za vteřinu.

Princip vzniku tahové síly při relativním obtékání listů vrtule je na následujícím obrázku.



Obr. 1.3 Obtékání vrtulových listů a vznik tahu

Při rotaci listů vrtule úhlovou rychlostí  $\omega$  a dopřednému pohybu rychlostí letu  $w_L$  nabíhá proud vzduchu na listy vrtule rychlostí  $w_{1\infty}$ . Listy vrtule jsou aerodynamicky účinné podobně jako křídla letounu a proto obtékající vzduch vyvolává aerodynamickou sílu, která je vlivem vhodné geometrie zakřivující

proud k osovému směru vrtule orientována šikmo dopředu a lze ji rozložit do dvou složek a sice do složky ve směru osovém či axiálním  $F_a$  a do složky ve směru obvodovém  $F_u$ .

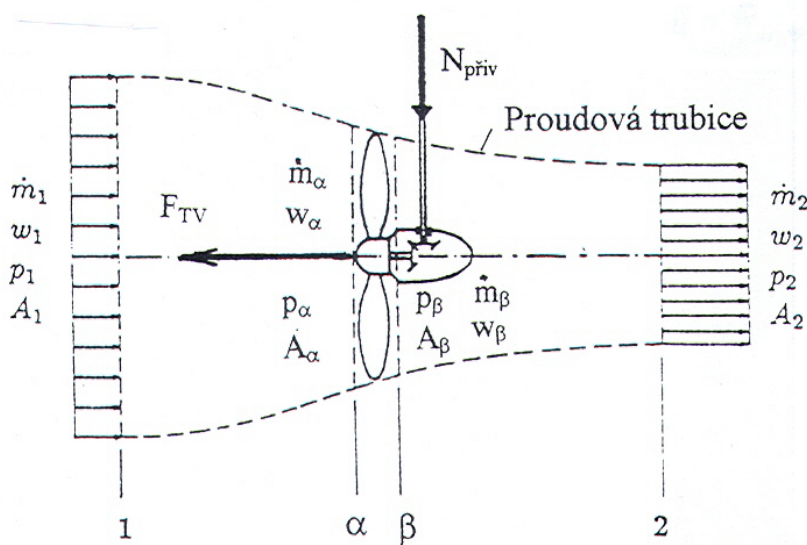
Osová složka aerodynamické síly pak působí tah vrtule, obvodová složka aerodynamické síly pak působí točivý moment k ose vrtule. Tento točivý moment působí proti směru otáčení vrtule a je tedy odporovým momentem, který musí překonávat motor.

Aerodynamické síly, kterými obtékající vzduch působí na vrtulové listy vyvolávají podle principu akce a reakce síly stejně veliké, ale opačného směru, kterými listy vrtule působí na vzduch. Tahová síla, působící v ose vrtule vyvolá proto urychlení proudu vzduchu protékajícího vrtulí směrem protékajícího proudění v osovém směru. To samé platí o rotaci proudu za vrtulí, která je vyvolána reakčním momentem ve směru otáčení vrtule a tudíž proud vzduchu za vrtulí rotuje ve smyslu otáčení vrtule.

Pro popis osové složky průtoku vzduchu vrtulí je na následujícím obrázku zobrazeno zjednodušené schéma vrtule s vyznačením proudu vzduchu protékajícího vrtulí při dané rychlosti letu  $w_L$ , který je vymezen tak zvanou proudovou trubicí která v jisté vzdálenosti před vrtulí má válcový tvar a v jisté vzdálenosti za vrtulí opět válcový tvar.

Vzduch tedy k vrtuli přitéká v jistém průřezu  $A_1$  rychlostí  $w_1$ , která je rovna záporně vzaté rychlosti letu  $w_L$ . Protože do průřezu  $A_1$  vstupuje vzduch kolmo a to rovnoběžně s rychlostí letu, je v tomto průřezu tlak vzduchu  $p_1$  roven tlaku atmosférickému  $p_a$ , nebo také  $p_\infty$ .

Ve vrtuli je vzduch urychlen působením aerodynamických sil rotujících vrtulových listů a v průřezu  $A_2$  v jisté vzdálenosti za vrtulí dosahuje rychlost vzduchu  $w_2 > w_1$ , přičemž i v této rovině vystupuje vzduch touto rychlostí kolmo na průřez  $A_2$  a tudíž je opět tlak vzduchu v tomto průřezu  $A_2$  roven tlaku atmosférickému.



Obr. 1.4 Urychlování vzduchu v osovém směru při průtoku vrtulí

Protože tlak vzduchu ve vstupním průřezu proudové trubice je roven tlaku vzduchu ve výstupním průřezu proudové trubice, plyne pro tah vrtule vyvolaný urychlením hmotnostního toku vzduchu  $\dot{m}_v = \dot{m}_1 = \dot{m}_\alpha = \dot{m}_\beta = \dot{m}_2$  následující vztah vyplývající z druhého Newtonova pohybového zákona, který říká, že síla  $F$  působící po dobu  $\Delta t$  na těleso o hmotnosti  $m$  v kilogramech vyvolá změnu její hybnosti  $H$  dané jako součin hmotnosti  $m$  a rychlosti pohybu  $w$ . V případě vrtule však protéká vrtulí vzduch, tedy tekutina, proudící kontinuálně a tak místo urychlování izolovaného hmotného tělesa o

hmotnosti  $m$  je urychlován hmotnostní tok  $\dot{m}_v$  v kilogramech za vteřinu. Druhý Newtonův zákon o síle v aplikaci na kontinuální průtok pak zní:

Síla působící na tekutinu (vzduch), vyvolá změnu průtokové hybnosti  $\dot{H}$ , která je dána jako součin hmotnostního toku  $\dot{m}_v$  v kilogramech za vteřinu a rychlosti proudění  $w$ :

Tato změna však na rozdíl od urychlování hmotného tělesa není časová, ale je dána změnou rychlosti na dráze vzduchu mezi uvažovanými průřezy  $A_1$  a  $A_2$ . Působící síla  $F_T$  pak vyvolá zvýšení průtokové hybnosti mezi průřezy proudové trubice  $A_1$  a  $A_2$ .

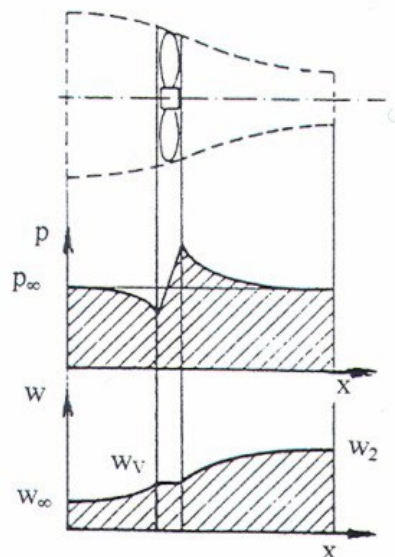
$$F_T = \Delta \dot{H} = \dot{H}_2 - \dot{H}_1,$$

kde  $\dot{H}_1 = \dot{m}_1 \cdot w_1 = \dot{m}_v \cdot w_L$  a  $\dot{H}_2 = \dot{m}_2 \cdot w_2 = \dot{m}_v \cdot w_2$

Pro tah vrtule pak platí:

$$F_{T_{vrt}} = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L)$$

Tah vrtule je také možno vyjádřit jako tlaková síla působící na mezikruží vytvořené rotujícími lopatkami. Účinkem aerodynamických sil vrtule je vyvolán těsně před vrtulí podtlak a těsně za vrtulí přetlak. Vzduch je tedy vrtulí nasáván z prostoru před vrtulí a tlak  $p$  klesá z okolního atmosférického tlaku  $p_\infty$  na tlak těsně před vrtulí  $p_\alpha$ . Při průtoku vrtulí se tlak vzduchu zvýší o hodnotu  $\Delta p$  na tlak  $p_\beta$ , který je vyšší než tlak atmosférický. Proto je vzduch za vrtulí dále urychlován jeho expanzí na okolní tlak  $p_\infty$ . Rychlost vzduchu proto stále narůstá.



Obr. 1.5 Průběh tlaku vzduchu a průtokové rychlosti vzduchu v proudové trubici vrtule

### **Nulový a záporný tah vrtule**

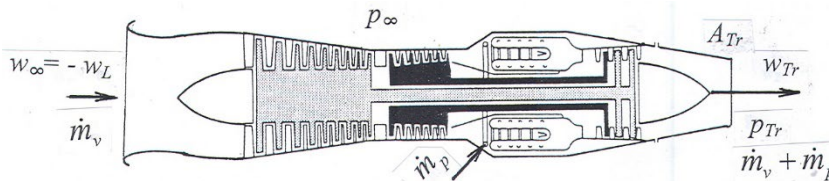
Nulový tah vrtule nastává při určité rychlosti letu u vrtule s konstantními otáčkami a konstantním nastavením listů v případě, že urychlení vzduchu ve vrtuli je nulové. V tomto případě je rychlost vzduchu za vrtulí rovna rychlosti před vrtulí. Tento režim se nazývá transparentní a odpovídá letovému volnoběhu, je ovšem ještě třeba jistého i když menšího výkonu motoru k pohonu vrtule. Pokud by rychlost letu dále rostla, došlo by ke stavu, kdy by se ve vrtuli rychlost snižovala, rychlost vzduchu za vrtulí by byla nižší než před vrtulí a obrátil by se směr tahu směrem dozadu. Vrtule by se stala brzdou a při dalším zvyšování rychlosti by od jisté rychlosti nastal případ, kdy by vrtule začala pracovat jako turbína. Tento režim se nazývá mlýnkový režim, vrtule při něm pohání motor. Vrtulový pohon umožňuje pohon letadel menšími rychlostmi (řádově do 600 km·h<sup>-1</sup>) vzhledem k tomu, že účinnost vrtule výrazně

klesá při dosažení kritických hodnot Machova čísla relativního obtékání listů vrtule na jejich špičce která je dána jako součet rychlosti letu a obvodové rychlosti vrtule.

### Tah proudového motoru

Proudový motor na rozdíl od vrtule vytváří tah tím, že urychluje v hnací trysce hnací plyny tvořené spaliny paliva a vzduchu. Proudový motor pracuje totiž jako tepelný motor s vnitřním spalováním, který stlačuje vzduch vstupující do motoru z atmosféry v kompresoru s vysokým tlakovým poměrem a v tomto stlačeném vzduchu pak spaluje palivo. Vzniklé spaliny mají vysokou tepelnou i tlakovou energii, která je využita jednak k pohonu vlastního kompresoru a jednak k expanzi spalin v hnací trysce na okolní atmosférický tlak, a tím k transformaci tlakové a tepelné energie spalin na energii kinetickou. Po expanzi hnacích plynů v turbíně, kde hnací plyny předají část své tepelné a tlakové energie nutné pro pohon kompresoru, pak plyny vstupují do hnací trysky motoru, ve které expanzí hnacích plynů do okolní atmosféry dochází k významnému urychlení plynů na vysokou výstupní rychlost. Je dáno tím, že po předání energie turbíně mají hnací plyny ještě značný přetlak vzhledem k atmosférickému tlaku a také značně vysokou teplotu. Výstupní rychlost hnacích plynů u proudových motorů závisí na tlakovém poměru v kompresoru a na teplotě spalin vzniklých spálením paliva ve stlačeném vzduchu ve spalovací komoře motoru. Pro proudové motory se špičkovými parametry může dosahovat výstupní rychlost hnacích plynů hodnot mnoha set až 1000 metrů za sekundu, tedy vysokou nadzvukovou rychlost. To umožňuje pohon letadel s vysokými i nadzvukovými rychlostmi letu:

Vzhledem k tomu, že proudový motor urychluje na výstupní rychlost z hnací trysky  $w_{Tr}$  se spaliny jak vzduch  $\dot{m}_v$  vstupující do motoru rychlostí letu  $w_L$ , tak i palivo vstříkované do spalovací komory  $\dot{m}_p$ , které je ale na rozdíl od vzduchu nesené v nádržích letadla a které má tudíž vzhledem k letadlu nulovou rychlost. Proto přibude k výrazu pro tah proudového motoru člen vyjadřující zvýšení průtokové hybnosti toku paliva  $\dot{m}_p$  vstříkovaného do spalovací komory motoru.



Obr. 1.6 Schéma průtoku vzduchu a spalin proudovým motorem

Tah proudového motoru v případě, že ve výstupním průřezu hnací trysky je tlak hnacích plynů roven okolnímu atmosférickému tlaku je

$$F_T = (\dot{m}_v + \dot{m}_p) \cdot w_{Tr} - \dot{m}_v \cdot w_L$$

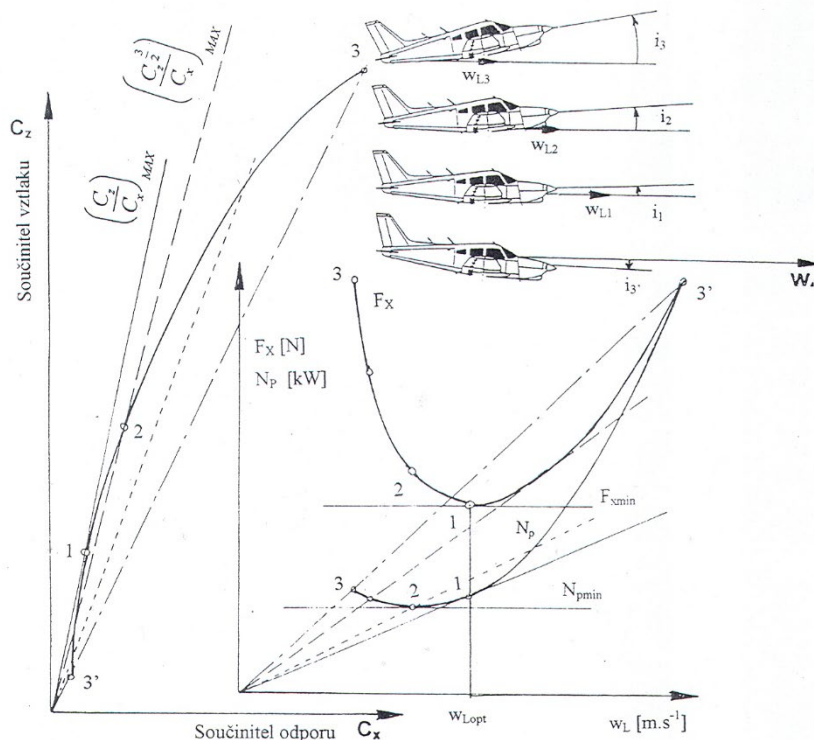
kde  $w_{Tr}$  je rychlost hnacích plynů ve výstupním průřezu hnací trysky.

U proudových motorů nadzvukových letadel a v případě raketových motorů může nastat případ, kdy tlak hnacích plynů ve výstupním průřezu hnací trysky je větší než je okolní atmosférický tlak. Potom k výrazu vyjadřujícímu zvýšení průtokové hybnosti vzduchu a paliva motorem přibude výraz vyjadřující sílu od přetlaku hnacích plynů ve výstupu z hnací trysky.

$$F_T = (\dot{m}_v + \dot{m}_p) \cdot w_{Tr} - \dot{m}_v \cdot w_L + A_{Tr} \cdot (p_{Tr} - p_\infty)$$

kde  $A_{tr}$  je plocha výstupního průřezu hnací trysky,  $p_{tr}$  je tlak hnacích plynů ve výstupním průřezu hnací trysky a  $p_{\infty}$  je okolní atmosférický tlak. Pro pohon letadla je tedy zapotřebí tahu  $F_x$ , který vyplývá z jeho aerodynamické poláry. Potřebný tah je především závislý na aerodynamické jemnosti letadla dané jako maximum poměru součinitele vztlaku  $c_z$  k součiniteli odporu letadla  $c_x$ , na jeho hmotnosti MTOW a na rychlosti letu  $w_L$ . Na následujícím obrázku je uveden příklad závislosti potřebného tahu letounu na rychlosti letu.

Při vodorovném letu různou rychlostí je nutno udržovat vztlak na konstantní hodnotě a to na hodnotě rovné tíze letounu. Je nutno tedy měnit úhel náběhu proudy  $\iota$ , tedy úhel nastavení letounu. Změnou úhlu náběhu se ovšem mění jak součinitel vztlaku, tak i součinitel odporu a tím i potřebný tah  $F_x$ .



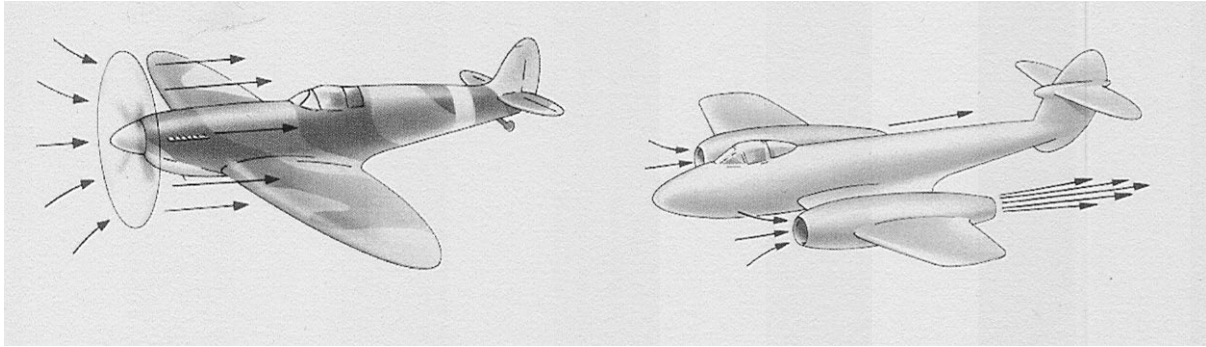
Obr. 1.7 Aerodynamická polára letounu a závislost potřebného tahu a potřebného tahového výkonu na rychlosti letu

### Porovnání vrtulového a proudového pohonu

Pro pohon letounu při dané cestovní rychlosti letu je v principu možno použít jak vrtulový tak i proudový pohon. Na následujícím obrázku jsou uvedeny dva druhy pohonu letadel stejných aerodynamických vlastností i hmotnosti letících stejnou rychlostí. Vlevo je letoun s vrtulovou pohonnou jednotkou a vpravo letoun se dvěma proudovými jednotkami.

Protože je i rychlost letu v obou případech stejná, je stejná hodnota tahu i tahového výkonu. Přesto, že je tah v obou případech stejný, liší se oba druhy pohonu zásadně svojí účinností. Důvodem je skutečnost, že je pro uvedené případy pohonu zapotřebí výrazně jiných hodnot potřebného mechanického výkonu motorů potřebných k vyvození tahu.





Obr. 1.8 Vrtulový a proudový pohon o stejném tahu

**Vrtulový pohon je charakterizován malým urychlováním velkého množství vzduchu, zatím co proudový pohon velkým urychlováním malého množství vzduchu.**

### 1.4 Tahový výkon

Je-li letoun poháněn při dané rychlosti letu  $w_L$  potřebným tahem  $F_x$ , koná tento potřebný tah výkon, který se nazývá potřebný tahový výkon  $N_p$ .

**Výkon je roven součinu síly a rychlosti**  $N_p = F_x \cdot w_L$

Jak plyne ze závislosti potřebného tahu na rychlosti letu pro vodorovný let konstantní rychlostí, je možno shora uvedeným vztahem dovodit závislost potřebného tahového výkonu na rychlosti letu. Z uvedených závislostí vyplývají základní závěry:

Pro let při maximální aerodynamické jemnosti označené bodem 1 existuje pro letadlo dané hmotnosti optimální rychlost letu, při které je zapotřebí minimální tah  $F_{xmin}$ . Tento letový režim odpovídá cestovnímu režimu pro maximální dolet s příslušnou zásobou paliva. Je třeba si ale uvědomit, že hmotnost letounu postupně klesá se spotřebou paliva a že se tudíž mění i optimální hodnota cestovní rychlosti. Dalším významným letovým režimem je let s minimálním potřebným tahovým výkonem  $N_{pmin}$ . Tento režim odpovídá rychlosti letu nižší než přísluší letu s minimálním potřebným tahem a je na rozdíl od režimu maximálního doletu vyjádřen maximální hodnotou poměru součinitele vzlaku  $c_z$  umocněného na  $3/2$  a děleného součinitelem odporu  $c_x$ . Protože je při tomto režimu letu minimální hodnota potřebného tahového výkonu, je tento režim charakteristický tím, že letoun s danou zásobou paliva letí nejdéle, je to tedy režim největší vytrvalosti. Protože úhel náběhu letounu je vyšší a rychlost nižší než v režimu největšího doletu, je přirozeně dolet v tomto režimu nižší. Pro tah pohonné jednotky  $F_T$  je tahový výkon dán vztahem:

$$N_T = F_T \cdot w_L$$

Tahový výkon je konečným produktem pohonu letadla. Upozornění: Tahový výkon je především dán rychlostí letu a jeho velikost může být i nulová a to například při startu letounu, kdy tah, výkon motoru i impulsní soustavy je maximální.

### 1.5 Výkon potřebný k vyvození tahu

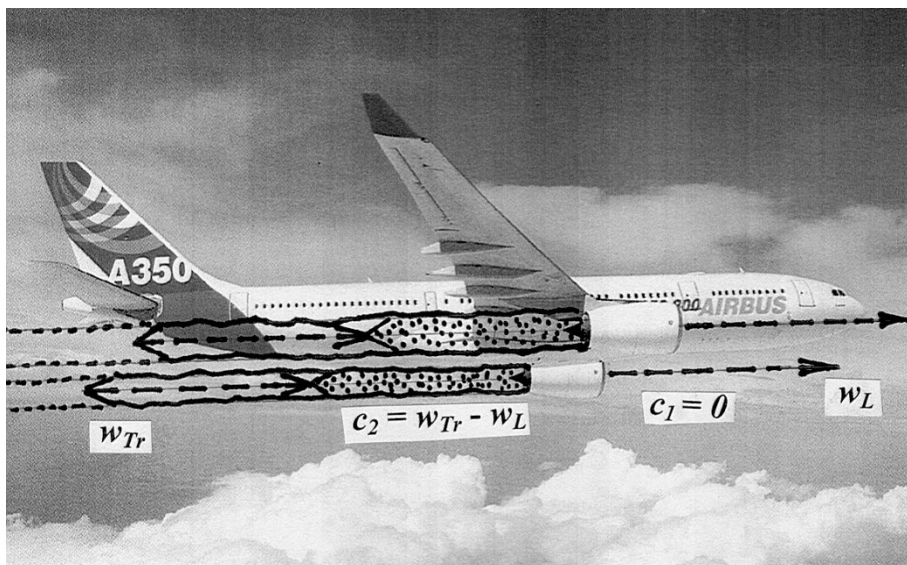
Pro vyvození tahu je třeba zvýšit rychlost proudění hnacích plynů v pohonné jednotce, přesněji řečeno v propulsním systému této pohonné jednotky. U vrtulových motorů je propulsním systémem, neboli propulzorem, vrtule, u proudového motoru je propulzorem hnací tryska, ve které probíhá expanze stlačeného hnacího plynu a jeho urychlování na vysokou výstupní rychlost na výstupu z trysky.



## 1.6 Propulsní účinnost

Pohon letadel je založen na urychlení vzduchu přitékajícího k pohonné jednotce relativní rychlostí  $w_1$  rovné záporně vzaté rychlosti letu  $w_L$  v propulsní soustavě pohonné jednotky na rychlost  $w_2$  či v případě proudového motoru na rychlost spalin vystupujících z hnací trysky  $w_{Tr}$ , která pro kladný tah musí být větší, než je rychlost letu  $w_L$ .

Pro pozorovatele, stojícího na zemi letí letadlo rychlostí letu vůči atmosférickému vzduchu, který se v ideálním případě vůči zemi nepohybuje, tedy má absolutní rychlost  $c_1 = 0$ . V případě proudového pohonu je vzduch spolu s palivem tvořící spaliny urychlen v hnací trysce na rychlost  $w_{Tr}$ , ovšem, protože letoun letí v opačném směru rychlostí letu  $w_L$ , jeví se pozorovateli na zemi rychlost spalin vystupujících z hnací trysky jako absolutní daná součtem vektorů rychlosti relativní  $w_{Tr}$  a unášivé (rychlosti letu)  $w_L$ . Protože mají oba vektory opačný směr, je výsledná absolutní rychlost spalin vystupujících z hnací trysky dána rozdílem těchto rychlostí. Protože je  $w_{Tr} > w_L$ , směřuje absolutní rychlost spalin  $c_2$  „dozadu“, tedy proti směru letu. Za každou pohonnou jednotku letounu tedy zůstává paprsek hnacích plynů, který se pohybuje v atmosféře za letadlem rychlostí  $c_2$ . Kinetická energie tohoto paprsku představuje energetickou ztrátu pohonu.

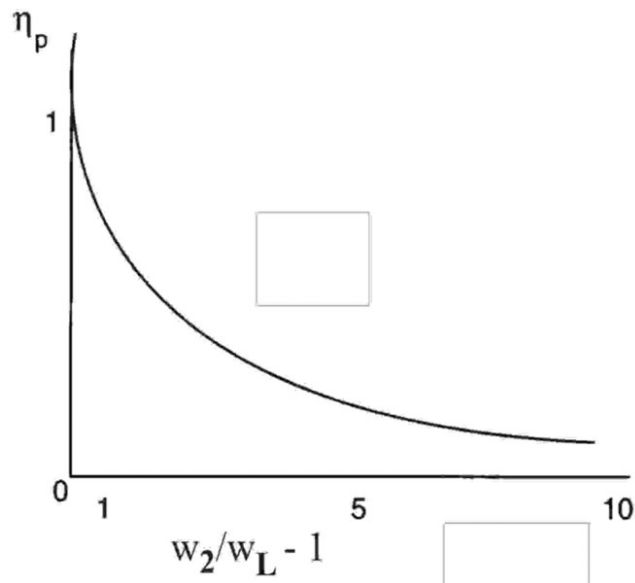


Obr. 1.10 Paprsky hnacích plynů za proudovými motory letadla - pohonné jednotky letadla transformují energii paliva uvolněnou hořením na energii potřebnou k přemístění letadla na požadované dráze letu, tedy na práci tahu pohonných jednotek. Práce tahu pohonných jednotek je nižší než energie v palivu o ztráty. Tyto ztráty může vnější pozorovatel sledovat a jsou obsaženy v tepelné a kinetické energii hnacích plynů vystupujících z hnací trysky motoru. Pozorovatel na zemi může pozorovat pohyb hnacích plynů za motory letadla letícího ve výšce, které se zviditelňují kondenzací vodní páry, která je součástí spalin.

Účinnost pohonu je pak dána jako poměr užitečného, tahového výkonu pohonu k užitečnému mechanickému výkonu propulsního systému pohonné jednotky. Tato účinnost je také označována jako vnější účinnost pohonné jednotky. Pro vrtulovou pohonnou jednotku a pro případ, že aerodynamická účinnost vrtule je rovna jedné pak platí:

$$\eta_p = \frac{F_T \cdot w_L}{N_{přiv}} = \frac{F_T \cdot w_L}{\frac{1}{2} \dot{m}_v \cdot (w_2^2 - w_L^2)} = \frac{2}{1 + \frac{w_2}{w_L}}$$

Závislost propulsní účinnosti  $\eta_p$  na poměru výstupní rychlosti  $w_2$  k rychlosti letu  $w_L$  je na následujícím obrázku.



Obr. 1.11 Závislost propulsní účinnosti vrtulového pohonu na poměru výstupní rychlosti a rychlosti letu

Propulsní účinnost je tím větší, čím menší je urychlení vzduchu ve vrtuli. S rostoucí propulsní účinností ale klesá tah a proto je třeba zvětšovat v tomto případě množství vzduchu protékajícího vrtulí a tedy průměr vrtule. Zvětšování průměru vrtule však naráží na problém kritického Machova čísla ve špičkové oblasti vrtulových listů a na zástavbové problémy.

Vrtulový proud pokud je vrtule před letounem (tažná) výrazně zhoršuje aerodynamické vlastnosti letounu a zvyšuje jeho odpor.

Propulsní účinnost u proudového motoru je dána obdobným vztahem jako u vrtulového pohonu s tím rozdílem, že se ve výrazech pro tah i mechanický výkon motoru vyskytuje člen respektující vliv paliva. Ten je ale jen omezený relativně malým obsahem paliva vzhledem ke vzduchu mezi 1 a 2 procenty.

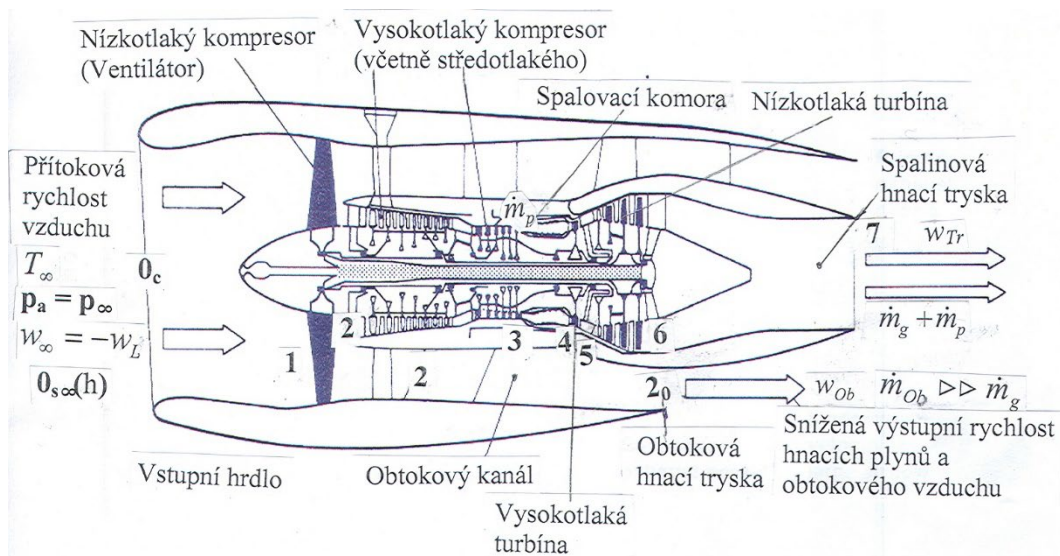
Má-li být hospodárně využito proudového pohonu, tedy dosaženo vysoké hodnoty propulsní účinnosti u proudového pohonu, musí být cestovní rychlost poháněná tímto pohonem příslušně vysoká. Pro proudový motor s vysokými parametry by cestovní rychlost měla být vysoce nadzvuková. Vysoká nadzvuková rychlost pro dopravní letadla je ale značným problémem z hlediska vysokých aerodynamických odporů a tím i vysoké spotřeby paliva i problémů hlukových a ekologických. Proto je dálková letecká doprava orientována na vysoké podzvukové rychlosti, kdy je možno optimalizovat aerodynamické řešení na přijatelné minimum aerodynamického odporu při přijatelných přepravních dobách. Pro pohon tohoto typu letadel na dlouhé tratě i letadel na střední tratě je použití standardního vrtulového pohonu nemožné a použití proudového pohonu stále velmi neekonomické. Z tohoto důvodu jsou dopravní letadla na střední a dlouhé tratě poháněna dvouproudovými motory.

## 1.7 Dvouproudový pohon

Dvouproudový motor je turbínový motor, u něhož hnací tryska je nahrazena volnou výkonovou turbínou, která zpracovává vysokou energii hnacích plynů a převádí ji ve formě mechanické energie na hnacím hřídeli pro pohon ventilátoru stlačujícího vzduch procházející obtokovým kanálem mimo vlastní motor, který za ventilátorem expanduje v obtokové hnací trysce na výstupní rychlost přiměřeně velikou vzhledem k cestovní rychlosti letu, zabezpečující potřebný tah k pohonu letadla a současně vysokou propulsní účinnost. Vysoká energie hnacích plynů umožňuje, aby obtokovým kanálem za ventilátorem protékalo značné množství vzduchu mnohonásobně převyšující množství vzduchu protékajícího motorem. Poměr množství vzduchu protékajícího obtokem k množství vzduchu motorem protékajícího

se nazývá obtokový poměr. Velikost obtokového poměru je jedním z důležitých návrhových parametrů dvouproudového motoru a je technickým údajem charakterizujícím technickou úroveň motoru a vypovídající o jeho vlastnostech. Vzhledem k tomu, že hnací plyny, které expandují v turbíně pohánějící ventilátor, většinu své energie transformovaly na mechanickou práci pro pohon ventilátoru, je za turbínou již jejich energie poměrně malá, takže je výrazně snížena i jejich rychlost ve výstupu z hnací trysky. Současné nejmodernější a vyvíjené dvouproudové motory pro dopravní letadla na dlouhé tratě mají hodnoty obtokového poměru v rozmezí 6 až 8 a ve vývoji jsou i motory s obtokovým poměrem vyšším.

Na následujícím obrázku je uveden zjednodušený řez dvouproudovým motorem s velkým obtokovým poměrem, u něhož je obtokový kanál zakončený vzduchovou obtokovou tryskou oddělenou od trysky spalínové. Oba proudy, vzduchový i spalínový expandují samostatně, tedy obecně na různé výstupní rychlosti a přirozeně také jejich teploty se liší.



Obr. 1.12 Zjednodušené konstrukční schéma dvouproudového motoru se separovanými proudy s vyznačením základních průřezů v proudové cestě motorem

## 1.8 Princip funkce letadlového motoru

Mechanická energie pro pohon propulsního systému letadlových pohonných jednotek je až na výjimky získávána transformací tepelné energie v tepelných spalovacích motorech s vnitřním spalováním.

Transformace tepelné energie na mechanickou práci je podmíněna stlačitelností pracovní látky (plynu), která pak při svém silovém působení na pohybující se stěny pracovního prostoru motoru koná mechanickou práci při současné změně své vnitřní energie. Tuto skutečnost popisuje 1. zákon termodynamiky, který je vyjádřením zákona o zachování energie.

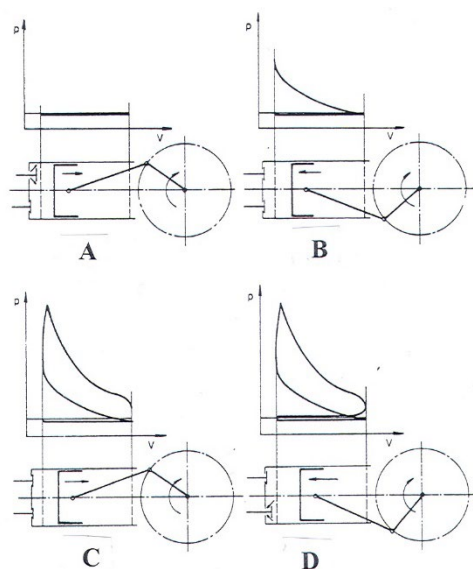
Podle tohoto zákona teplo  $Q_{přiv}$ , které se přivede do plynu, se přemění na vnitřní tepelnou energii plynu  $\Delta U$  a v případě, že je plynu umožněno zvětšit objem expanzí také na absolutní mechanickou práci danou jako součin tlaku  $p$  plynu a změny jeho objemu  $\Delta V$ .

$$Q_{přiv} = \Delta U + p \cdot \Delta V$$

Aby mohla být realizována transformace tepelné energie na mechanickou práci, je třeba zajistit, aby pracovní látka, v případě letadlových motorů jde o vzduch a spaliny, měnila svůj termodynamický stav v periodicky či kontinuálně obíhaném pracovním cyklu, t.j. uzavřené posloupnosti tepelných stavů v nichž je zajištěn vhodnými technickými prostředky přívod a odvod tepla do pracovní látky a odvod či přívod mechanické práce protékajícím plynům.

### **Princip činnosti pístového motoru**

U pístových spalovacích motorů je realizován pracovní cyklus prostřednictvím pístu pohybujícího se ve válci uzavřeném hlavou válce. Mechanická práce se z plynu odvádí nebo přivádí vratným pohybem pístu spojeným prostřednictvím klikového mechanismu s otáčejícím se klikovým hřídelem. Na následujícím obrázku jsou uvedeny základní části pracovního cyklu čtyřdobého motoru společně s průběhy tlaku a objemu vzduchu a spalin ve válci.



Obr. 3.13 Průběh tlaku vzduchu a spalin ve válci čtyřdobého pístového spalovacího motoru

V jednotlivých fázích daných úhlem pootočení klikového hřídele, které odpovídají zdvihu pístu ve válci mezi horní a dolní úvrati probíhají následující pracovní doby motoru, které jsou u čtyřdobého motoru čtyři a odpovídají dvěma otáčkám klikového hřídele. Při pohybu pístu od horní k dolní úvrati (A) k nasávání vzduchu prostřednictvím otevřeného sacího ventilu v hlavě válce do válce. U motoru benzínového se nasává směs benzínových par a vzduchu, u motorů vznětových (naftových) pouze čistý vzduch. Tlak nasávaného vzduchu či směsi vzduchu a benzínu je roven přibližně atmosférickému tlaku. Při pokračujícím pohybu pístu od dolní k horní úvrati (B) je sací ventil uzavřen a vzduch nebo směs vzduchu a benzínových par se stlačuje přibližně bez přívodu či odvodu tepla, tedy adiabaticky. Roste přitom tlak i teplota. Píst se pohybuje proti síle od tlaku vzduchu ve válci a proto se práce na stlačení vzduchu musí dodat zvenčí a to z klikového hřídele. Před dosažením pístu horní úvrati se zapálí směs vzduchu a benzínových par elektrickou jiskrou, v případě naftového motoru se do stlačeného vzduchu vstříkne pod vysokým tlakem nafta, která se mísí se vzduchem a samočinně vzněcuje (C). Vznícená směs paliva a vzduchu rychle prohoří v celém objemu pokud možno ještě dříve než dosáhne píst horní úvrati. Do plynů se tak přivádí teplo  $Q_{přiv}$  uvolněné spálením paliva. Tlak a teplota spalin se výrazně zvýší prakticky při nezměněném objemu plynů. Píst se po dosažení horní úvrati opět pohybuje směrem k dolní úvrati. Vysoký tlak spalin ve válci působí silou na píst ve směru jeho pohybu a expandující spaliny konají práci, při přibližně adiabatické expanzi. Tlak i teplota spalin klesají. V tomto expanzním zdvihu je transformována část tepla přivedeného do plynů spálením paliva. Expanzní zdvih je pracovním zdvihem. V blízkosti dolní úvrati se v hlavě válce otevírá výfukový ventil, kterým vytékají spaliny z válce do výfukového potrubí a do atmosféry. Píst při svém pokračujícím pohybu k horní úvrati (D) vytlačuje

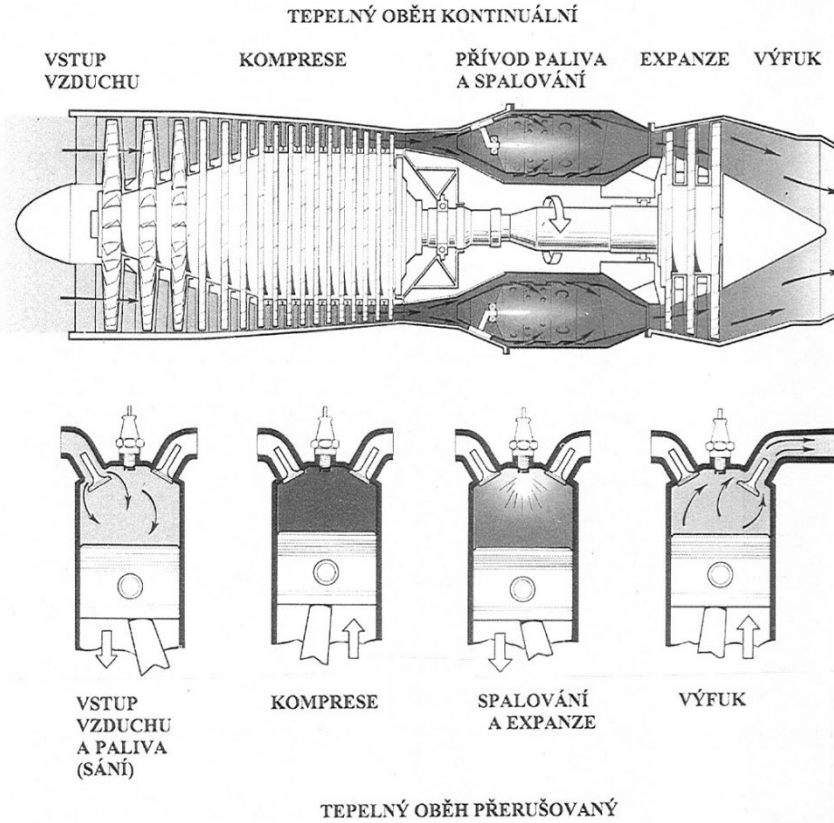
zbývající spaliny z válce. Před dosažením horní úvratí se otevírá sací ventil a celý pracovní cyklus se opakuje s novou náplní vzduchu a paliva. Při výfukovém zdvihu se společně s výfukovými plyny, které mají ještě docela vysokou teplotu, odvádí teplo tím, že se v atmosféře výfukové plyny ochladí na teplotu okolní atmosféry, která je současně teplotou nasávaného vzduchu do válce. Pracovní oběh pístového spalovacího motoru probíhá pro konkrétní pracovní látku danou konkrétními molekulami vzduchu a paliva po dobu od naplnění válce k výfuku v určitém časovém intervalu daném otáčkami motoru. Pracovní cyklus je možno vyjádřit jako průběh tepelných stavů pracovního plynu a proto se průběh tepelných stavů nazývá jako tepelný oběh. Pracovní cyklus pístového spalovacího motoru je tedy periodický a otevřený do atmosféry. Práce jednoho cyklu je úměrná ploše, kterou uzavírá křivka tepelného oběhu vyjadřující průběh tlaku ve válci jako funkce objemu pracovního prostoru daného polohou pístu mezi oběma úvratěmi. Dále je práce pracovního cyklu úměrná množství vzduchu i paliva, které jsou nasáty do válce při sacím zdvihu, tedy zdvihovému objemu válce a tlaku a teploty nasávaného vzduchu. Užitečná práce motoru je oproti práci pracovního cyklu snížena o mechanické ztráty třením při pohybu těsněného pístu ve válci a mechanické ztráty v klikovém mechanismu a práce pro pohon základních funkčních systémů motoru jako jsou ventilový rozvod, mazání, chlazení a zapalování.

### ***Princip činnosti turbínového motoru***

U turbínových motorů je realizován pracovní cyklus odlišným způsobem než je tomu u motorů pístových. Zatím co pístovým motorem protékají vzduch i palivo přetržitě vždy po ukončení pracovního cyklu, turbínovým motorem protékají vzduch i palivo nepřetržitě, kontinuálně a tedy při ustálených režimech chodu se s časem tepelné stavy plynů protékajících motorem v jednotlivých místech proudové cesty nemění. Pracovní cyklus je pracovními plyny obíhán tak, že plyny při svém průtoku strojem mění svůj tepelný stav od vstupu do motoru až k výstupu z motoru do atmosféry. Kompresce tedy neprobíhá zmenšováním objemu pracovního prostoru uzavírajícího vzduch jako u motoru pístového, nýbrž aerodynamickým působením rotujících a statorových lopatkových mříží na protékající vzduch podobným principem jako u vrtule. Kompresce vzduchu v lopatkovém kompresoru probíhá adiabaticky.

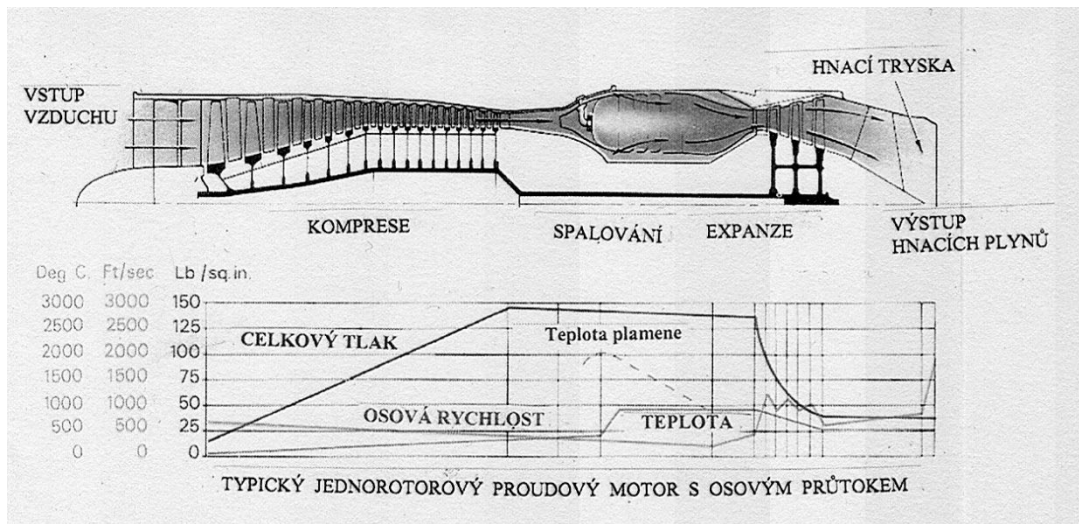
Přívod tepla do stlačeného vzduchu probíhá opět kontinuálně a na rozdíl od pístového motoru při konstantním tlaku spalováním paliva v hořácích spalovací komory. Expanzní práce pracovního cyklu probíhá opět kontinuálně v turbíně, která transformuje tlakovou a tepelnou energii hnacích plynů za spalovací komorou na mechanickou práci v soustavě statorových rozváděcích lopatkových mříží a rotorových lopatkových mříží. Expanze probíhá opět adiabaticky a expanzní práce je v první řadě využita k pohonu kompresoru a zbývající expanzní práce při expanzi plynů na okolní atmosférický tlak je užitečnou prací pracovního cyklu. Pracovní cyklus turbínového, nebo také proudového motoru, je na rozdíl od motoru pístového kontinuální, ovšem stejně jako u pístového motoru otevřený do atmosféry. Užitečný výkon turbínového motoru je dán jako rozdíl expanzního výkonu plynů a kompresního příkonu pro stlačení vzduchu. Výkon je tím větší, čím vyšší tlak a teplotu mají hnací plyny na výstupu ze spalovací komory vzhledem k tlaku a teplotě atmosférického vzduchu. Turbínovým motorem protékají vzduch a hnací plyny vysokými rychlostmi dosahujícími 100 až 150 metrů za vteřinu na rozdíl od motoru pístového, kde je průtoková rychlost dána rychlostí pohybu pístu ve válci, která je omezena na cca 10 až 15 metrů za vteřinu. Z toho důvodu probíhá v turbínových motorech mnohem intenzivnější transformace energie v palivo na užitečnou mechanickou práci. Turbínové motory jsou proto obvykle výrazně menší a méně hmotné než pístové motory stejného výkonu. Z toho důvodu jsou jediným možným motorem pro pohon větších dopravních i vojenských letadel a vrtulníků.

Na následující obrázku je porovnání pracovního cyklu pístového spalovacího motoru a turbínového motoru.



Obr. 1.14 Srovnání tepelného pracovního oběhu turbínového motoru s motorem pístovým

Na dalším obrázku je průběh tlaku, teploty a průtokové rychlosti plynů při jejich průtoku proudovým turbínovým motorem



Obr. 1.15 Průběh tlaku, teploty a rychlosti při průtoku vzduchu a spalín turbínovým proudovým motorem (rychlost proudění je ve stopách za vteřinu Ft/sec. - stopa je 0.3048 m, tlak fe v tíhových librách na čtvereční palec Lb/sq.in. - Tíhová libra je síla 4,44822 N , čtvereční palec je (25,4 mm)<sup>2</sup>. Teplota je uvedena ve °C - deg. C.



## 1.9 Tepelná účinnost motoru

Jak již bylo uvedeno, je přeměna tepla na mechanickou práci prostřednictvím tepelného oběhu aplikovaného na pracovní plyn spojena s přívodem tepla  $Q_{přiv}$ , ale také odvodem tepla  $Q_{odv}$ .

Protože platí zákon o zachování energie, je rozdíl přivedeného a odvedeného tepla v tepelném oběhu roven mechanické práci tohoto tepelného oběhu  $L_{Tuž}$ .

$$L_{Tuž} = Q_{přiv} - Q_{odv}$$

Tepelná účinnost tepelného oběhu, neboli také termodynamická účinnost  $\eta_t$  je pak dána jako poměr užitečné práce tepelného oběhu k přivedenému teplu do oběhu.

$$\eta_t = \frac{L_{Tuž}}{Q_{přiv}}$$

Tepelná účinnost tepelného motoru obecně je tím větší čím větší je poměr nejvyšší teploty plynů v tepelném motoru k teplotě okolního vzduchu a čím vyšší je poměr tlaku plynů na počátku jejich expanze k tlaku okolního vzduchu.

U pístových spalovacích motorů tuto podmínku dobře plní naftové motory vzhledem k vysokým hodnotám kompresních poměrů v porovnání s motory benzinovými.

U turbínových motorů je dosaženo vysokých hodnot tepelné účinnosti zejména u nejmodernějších dvou Proudových motorů dopravních letadel s teplotami hnacích plynů na vstupu do turbíny až  $1500^\circ\text{C}$  i více a tlakovými poměry 45 i více. Tepelné účinnosti těchto špičkových motorů dosahují až 50%.

Vzhledem k tomu, že ve výškách od 11 km výše jsou teploty vzduchu cca  $-56^\circ\text{C}$ , dosahují letadlové turbínové motory vyšších hodnot tepelné účinnosti a tím i nižší spotřeby paliva také díky skutečnosti, že teplota okolního vzduchu v těchto výškách velmi nízká.

Užitečná mechanická práce produkovaná vlastním tepelným oběhem motoru se přenáší mechanismem motoru (v případě pístového spalovacího motoru pístem a klikovým mechanismem na výstupní přírubu klikového hřídele, v případě turbínového motoru rotory motoru na výstupní hřídel u motorů turbovrtulových či turbohřídelových a u motorů dvou Proudových a Proudových na kinetickou energii hnacích plynů) s jistou ztrátou energie, která je způsobena jednak mechanickými ztrátami třením v mechanismech motoru a také odběry mechanického výkonu pro pohon přístrojů, které tvoří motorové systémy, jako je například palivový, mazací, chladicí, zapalovací systém a případně i další přístroje poháněné motorem, které slouží zajištění různých funkcí letadlových systémů elektrických, pneumatických i hydraulických. Užitečná práce motoru  $L_{už}$ , který je k dispozici pro pohon propulsního systému pohonné jednotky je tudíž menší, než je práce získaná tepelným oběhem motoru  $L_{Tuž}$  z přivedeného tepla.

Mechanické ztráty v motoru jsou vyjádřeny mechanickou účinností  $\eta_{mech}$ . Mechanická účinnost je vyjádřena jako poměr užitečné mechanické práce motoru pro vlastní pohon k mechanické práci tepelného oběhu.

$$\eta_{mech} = \frac{L_{už}}{L_{Tuž}}$$

Mechanická účinnost pístových spalovacích motorů je relativně nízká především vzhledem k tomu, že je pracovní prostor ve válci těsněn kontaktními ucpávkami pístem s pístními kroužky suvně se pohybujícími ve válci včetně suvného uložení ventilů a části rozvodového mechanismu, i kluzným uložení ložisek klikového mechanismu a rozvodu. Mechanická účinnost pístového motoru závisí na zatížení motoru a nejvyšších hodnot dosahuje při nejvyšším výkonu a to řádově  $\eta_{mech\max} \cong 0.85 - 0.90$ .

U turbínových motorů jsou pracovní tlakové prostory těsněny bezkontaktními labyrintovými ucpávkami a proto jsou ztráty třením v samotném mechanismu motoru minimální. Nezanedbatelný je ale odvod mechanického výkonu prostřednictvím skříňě mechanických náhonů, kterými je z vysokotlakého rotoru motoru odebírán mechanický výkon pro pohon přístrojů. Vzhledem k vysokému výkonu turbínového motoru je však i v tomto případě relativní množství odebíraného mechanického výkonu poměrně malé, řádově procenta. Mechanická účinnost turbínových motorů dosahuje řádově  $\eta_{mechmax} \cong 0.95 - 0.99$ .

## 1.10 Letecká paliva a spalování

Energie potřebná k pohonu letadel je ve formě chemické energie paliva, které tak představuje energetickou rezervu nesenou v palivových nádržích letadla. Teplo přivedené do tepelného oběhu v motoru je uvolňováno spalováním par paliva ve směsi se vzduchem. Pilot ovládá tah a výkon motoru tím, že řídí množství paliva do motoru.

Palivem spalovacích motorů pístových i turbínových obecně je směs kapalných uhlovodíků získávaných destilací z ropy. Významným parametrem paliva je jeho výhřevnost, která vyjadřuje teplo, které se uvolní dokonalým spálením 1 kilogramu paliva. Protože jde o uhlovodíkové palivo, jsou v ideálním případě spalování spaliny tvořené konečnými produkty hoření tvořené oxidem uhličitým  $CO_2$  a vodní párou. Vzhledem k vysoké teplotě spalin je vodní pára ve stavu plynném a tudíž ve svém plynném skupenství váže utajené výparné teplo, které snižuje efektivní teplo uvolněné hořením. Teplo uvolněné hořením paliva je pak vyjádřeno tak zvanou dolní výhřevností, což je spalné teplo zmenšené o výparné teplo vody.

Velmi důležitou vlastností uhlovodíkových paliv je vysoká hustota energie obsažená v daném objemu, tedy v nádrži a také v dané hmotnosti paliva. Pro tato paliva je přibližně akumulováno v 1 litru paliva zhruba 33 miliony Joulů, což představuje tepelnou energii, kterou by mohlo být uvedeno do varu z výchozích  $20^\circ C$  téměř 100 litrů vody!

Uhlovodíkové palivo je prozatím dosud nenahraditelným zdrojem energie pro pohon letadel.

### **Benzin**

Je palivem pro zážehové motory. Je získáván destilací z ropy v rozmezí teplot  $40^\circ C \div 180^\circ C$

Je tvořen podobně jako ostatní paliva spalovacích motorů pístových i turbínových směsí uhlovodíků různého chemického složení a fyzikálních vlastností.

Dolní výhřevnost benzínu  $H_u = 43,125 \div 43,962 \text{ MJ.kg}^{-1}$  podle chemického složení daného zejména původem ropy.

Bod krystalizace benzínu:  $t_{kb} = -60^\circ C$

Hustota benzínu při  $20^\circ C$ :  $\rho = 0,74 \div 0,76 \text{ kg.dm}^{-3}$

Významnou vlastností leteckého benzínu je jeho snadná odpařitelnost i při nižších teplotách a tomu odpovídající nízký počátek varu již od teploty  $40^\circ C$ .

Další velmi důležitou vlastností benzínu je jeho odolnost proti samovznícení při vyšších teplotách ve směsi se vzduchem na konci kompresního zdvihu, která je vyjádřena oktanovým číslem, které pro motory o vyšších hodnotách kompresního poměru 10 a více musí být nad hodnotou OČ 95. Oktanové číslo, nebo také výkonové číslo benzínu je závislé na chemickém složení a typech uhlovodíků tvořících benzin. Dále se vysokých hodnot oktanového čísla dosahuje přísadami různých chemických sloučenin na bázi éterů a alkoholů.

### **Letecký petrolej - kerosin**

Je palivem pro turbínové motory, Je získáván destilací z ropy v rozmezí teplot od  $155^\circ C$  do  $250^\circ C$ .

Dolní výhřevnost leteckého petroleje:  $H_u = 42\,800 \text{ kJ.kg}^{-1}$

Bod krystalizace leteckého petroleje:  $t_{kr} = -55 \text{ }^\circ\text{C}$

Hustota leteckého petroleje při  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ :  $\rho = 0,775 \text{ kg.dm}^{-3}$

Letecký petrolej má jak vlastnosti benzínu, tak i nafty a může být perspektivně využit i jako palivo vznětových pístových spalovacích motorů.

### **Nafta**

Je palivem pro vznětové pístové spalovací motory. Je získávána destilací z ropy v rozmezí teplot  $180 \text{ }^\circ\text{C} \div 360 \text{ }^\circ\text{C}$

Dolní výhřevnost nafty  $H_u = 41,9 \text{ MJ.kg}^{-1}$

Bod krystalizace nafty:  $t_{kr} = -4 \text{ }^\circ\text{C}$  (letní nafta)

$$t_{kr} = -22 \div -35 \text{ }^\circ\text{C} \text{ (zimní nafta)}$$

Hustota nafty při  $20 \text{ }^\circ\text{C}$ :  $\rho = 0,82 \div 0,85 \text{ kg.dm}^{-3}$

Významnou vlastností nafty je především její schopnost samovznícení ve směsi se vzduchem při teplotách stlačeného vzduchu ve válci motoru při kompresním zdvihu pístu. Tato schopnost spolehlivého samovznícení se vyjadřuje tak zvaným cetanovým číslem, které je závislé na chemickém složení nafty. Čím vyšší hodnotu cetanového čísla má nafta, tím snadněji se vzněcuje při nižších teplotách. Cetanové číslo se u běžné motorové nafty pohybuje v rozmezí od 45 do 55.

### **Teoretický směšovací poměr**

Teoretický směšovací poměr je takový poměr paliva a vzduchu, který zajistí úplné a dokonalé spálení paliva. Teoretický směšovací poměr závisí na chemickém složení paliva a vychází z daného složení atmosférického vzduchu, který obsahuje hmotnostních 23,142% kyslíku  $\text{O}_2$ . Typické uhlovodíkové palivo obsahuje přibližně hmotnostních 85% uhlíku C a 15% vodíku  $\text{H}_2$ .

**Pro dokonalé spálení 1 kilogramu tohoto uhlovodíkového paliva je třeba 15 kilogramů vzduchu.**

### **Spalovací účinnost**

Spalovací účinnost u současných pístových i turbínových letadlových motorů je velmi vysoká a dosahuje v provozu vyšších hodnot než 99%. Je to dáno mimo jiné i přísnými ekologickými normami, které přísně omezují množství škodlivých exhalací, jejichž tvorba i množství jsou výrazně ovlivněny kvalitou spalování a jeho účinností. V cestovním režimu letu proto dosahuje spalovací komora turbínového motoru dopravního letadla téměř 100% spalovací účinnosti.

Pouze při vzletu a při pojíždění se účinnost spalování zhoršuje a zvyšuje se množství škodlivých exhalací, zejména oxidů dusíku, oxidu uhelnatého a nespálených uhlovodíků včetně kouře.

## 1.11 Celková účinnost pohonu - spotřeba paliva

Spotřeba paliva pohonných jednotek letadla na danou dopravní vzdálenost je limitujícím faktorem pro dolet a pro přepravovanou hmotnost - platící zatížení (Payload). Spotřeba paliva je zpravidla uváděna jako měrná hodnota a to jako množství paliva spotřebovaného při dopravě vztažená na jednoho cestujícího nebo na jednu tunu nákladu přepravovaných na vzdálenost 100 kilometrů. Tato spotřeba paliva je závislá na několika základních charakteristických vlastnostech letadla:

- 1) V prvé řadě to je aerodynamická kvalita letadla, kterou vyjadřuje minimální hodnota odporu při cestovní rychlosti letu a dané hmotnosti. Velikost odporu je zároveň potřebným tahem pro ustálený vodorovný let při cestovní rychlosti a tudíž je tento potřebný tah tím menší čím menší je aerodynamický odpor.
- 2) Dále to je poměr vlastní hmotnosti prázdného letadla k maximální vzletové hmotnosti. Čím menší je tento poměr, tím větší množství paliva a platícího zatížení může letadlo nést při startu. V rámci přípustného zatížení letadla palivem a platícím zatížením pak mohou být koncipovány zákaznické verze letadel na různé vzdálenosti a různé obsazení cestujícími a nákladem. Nejnižších měrných spotřeb paliva je tudíž dosahováno na střední tratě, kde ještě letadlo nenese příliš velkou zásobu paliva, ale současně letí relativně dlouhou dobu v optimálním letovém režimu ve výšce v poměru k době vzletu, stoupání a přiblížení k letišti a přistání včetně poježdění.
- 3) Významným faktorem ovlivňujícím spotřebu paliva je tepelná a mechanická účinnost motoru letadla. Čím vyšší je hodnota tepelné účinnosti motoru, tím méně paliva je spotřebováno na produkci potřebného tahu pro pohon letadla. V současné době je dosahováno u největších dvouproudových motorů celkových účinností motorů blížícím se 50%.
- 4) Základním faktorem ovlivňujícím celkovou účinnost pohonu a spotřebu paliva je kvalita vlastního pohonu daná propulsní účinností. U současných moderních dvouproudových motorů dosahuje propulsní účinnost až 80%. U vrtulového pohonu dosahuje celková účinnost vrtule až 85% , ve které jsou obsaženy vnitřní aerodynamická účinnost vrtule i účinnost propulsní.

Současné pohony letadel dosahují maximálních hodnot celkové účinnosti pohonu, která je dána součinem účinnosti motoru a propulsní účinnosti v rozmezí od 30 do 40%.

Nejnovější velkokapacitní letadlo Airbus A380 o prázdné hmotnosti 252 tuny a maximální vzletové hmotnosti MTOW=590 tun přepraví bez mezipřistání 656 cestujících na vzdálenost 15000 km při cestovní rychlosti letu 1050 km.h<sup>-1</sup> při průměrné spotřebě 17900 litrů za hodinu což činí přepočteno na jednoho cestujícího a 100 km měrnou spotřebu paliva 3 litry (2.325 kg) na 100 osobokilometrů. Palivové nádrže letadla pojmu až 310000 litrů paliva. Letadlo typového označení A380-800 je v současné době poháněn čtyřmi dvouproudovými motory Rolls-Royce Trent 900- každý o tahu 302kN a v blízké budoucnosti bude možné také používat motory konsorcia Alliance (General Electric-Pratt & Whitney) GP-7200. Letadlo typového označení A380-800HW - bude mít motory o větším tahu 311kN.

Současné největší dopravní letadlo na dlouhé trati Boeing 747-400 o prázdné hmotnosti o maximální vzletové hmotnosti MTOW=412 tun přepravuje při cestovní rychlosti letu 1047 km.h<sup>-1</sup> 420 osob na vzdálenost 13500 km bez mezipřistání při měrné spotřebě paliva 3.4 litru (2.635 kg) na jednoho cestujícího a 100 km.

Pro srovnání malý čtyřmístný osobní automobil spotřebuje 5 litrů benzínu na 100 km při cestovní rychlosti 100 km.h<sup>-1</sup>, tedy 1.25 litru na pasažéra a 100 km. Spotřeba paliva na jednoho cestujícího u osobního automobilu je tedy o něco méně než poloviční oproti spotřebě letadla Airbus A380, ovšem při rychlosti, která je méně než jedna desetina jeho cestovní rychlosti letu! A to na vzdálenost, která činí v případě objemu palivové nádrže automobilu 50 litrů jen 100 km, tedy jen na jednu patnáctinu vzdálenosti (15000 km), na kterou přepraví jednoho cestujícího dopravní letadlo Airbus A380!



Obr. 1.16 Dopravní letadlo Airbus A380 při předváděcím letu na letišti v Le Bourget, 14. června 2005 - foto D. Hanus.

Hlavní rozměry: Rozpětí křídel 79.8 m, délka 73 m, výška 24.1 m, průměr trupu 7.14 m, vnitřní průměr vstupních hrdel motorů 3.17 m. Cena letadla je 240 milionů EUR.

Sledujeme-li tok energie od toku chemické energie v palivu do spalovací komory motoru na tok užitečné práce pohonu, probíhá nejprve transformace chemické energie paliva na teplo spalováním ve spalovací komoře motoru a toto teplo je dále tepelným oběhem motoru transformováno na užitečnou mechanickou práci oběhu. Z tepelného oběhu proudového motoru je teplo odváděno ve formě tepla hnacích plynů, které vytékají z hnacích trysky motoru. Toto teplo se nijak nepodílí na produkci tahu a představuje tedy energetickou ztrátu.

Práce tepelného oběhu je mechanismem motoru převedena buď na hřídel pohánějící vrtuli u pohonných jednotek vrtulových, u pohonných jednotek proudových je užitečný mechanický výkon ve formě toku kinetické energie hnacích plynů vytékajících z hnacích trysky motoru zmenšený o tok kinetické energie vzduchu přitékajícího k motoru rychlostí letu. Tento užitečný mechanický výkon motoru je nižší než výkon tepelného oběhu motoru o mechanické ztráty v mechanismu motoru a o odběry mechanického výkonu.

Užitečný mechanický výkon motoru je použit k pohonu propulsního systému pohonné jednotky. V případě vrtule je dále tento mechanický výkon převeden na tah s tak zvanou vnitřní účinností. Při vrtulovém pohonu je vzduch přitékající k vrtuli rychlostí letu průchodem rotující vrtulí urychlen směrem dozadu a zároveň je mu udělena rotace ve smyslu otáčení vrtule. Při obtékání vrtulových listů se maří jistá část kinetické energie proudícího vzduchu třením na teplo a jistá část obtékajícího vzduchu v okolí špiček vrtulových listů přetéká z přetlakové na podtlakovou stranu, čímž vytváří odplouvající víry, ve kterých je také vázána část energie proudícího vzduchu za vrtulí. Tyto jevy mají za následek, že z přivedeného mechanického výkonu od motoru na hřídeli vrtule přejde do kinetické energie vzduchu protékajícího vrtulí v osovém směru jen jistá část, zbytek energie je ve formě otáčivého pohybu vzduchu, kinetické energie vírů za konci vrtulových listů a také v oteplení vzduchu v důsledku tření. Poměr kinetické energie toku vzduchu přivedené vrtulí v osovém směru k mechanickému výkonu motoru pohánějícího vrtuli je tak zvaná vnitřní účinnost vrtule. Součin tepelné účinnosti motoru a vnitřní účinnosti vrtule je pak celková vnitřní účinnost vrtulové pohonné jednotky.

V případě proudového pohonu je užitečný mechanický výkon motoru buď zcela využit ve formě expanze hnacích plynů v hnací trysce, nebo z větší části transformován na mechanický výkon v turbíně, která pohání ventilátor. Ztráty v propulsním systému v tomto případě jsou dány třením v hnacích tryskách a také ztrátami v turbíně pohánějící ventilátor.

Konečná transformace toku kinetické energie hnacích plynů na užitečný tahový výkon je dána parametry samotného pohonu, tedy především rychlostí letu a jejím poměrem k rychlosti hnacích plynů vystupujících z propulsní soustavy. Energetickou ztrátou je tok kinetické energie hnacích plynů

v paprsku za pohonnou jednotkou, pohybující se vzhledem k zemi absolutní rychlostí danou rozdílem výstupní rychlosti hnacích plynů z propulsní soustavy a rychlosti letu.

Ve všech případech s výjimkou nedokonalého spalování ve spalovací komoře jsou ztracené toky energií transformovány postupně na teplo. Rovněž kinetická energie proudícího paprsku hnacích plynů za pohonnými jednotkami letounu je postupně smíšena s okolním vzduchem v atmosféře a rovněž transformována na teplo.

V konečné fázi je transformován na teplo i užitečný tahový výkon, který slouží k překonávání aerodynamického odporu a odporu stoupání a zrychlení letadla. Platí to naprosto přesně v případě, že se letadlo opět vrací na mateřské letiště.

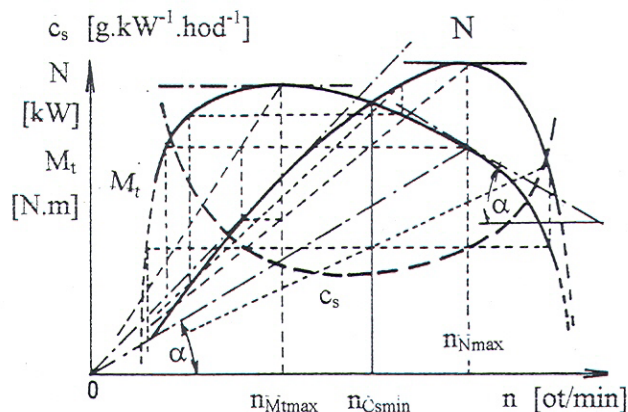
## **1.12 Provozní charakteristiky letadlových motorů**

Nejdůležitějšími provozními charakteristikami letadlových motorů jsou závislosti výkonu motoru, tahu motoru a spotřeby paliva motoru na provozních letových režimech, které jsou především určeny průtokem paliva do motoru, tedy výkonovým režimem motoru, dále pak výškou a rychlostí letu. Podle typu letadlové pohonné jednotky je charakteristickým výstupním parametrem pohonu v případě vrtulového pohonu výkon na vrtulovém hřídeli vyjadřovaný v kilowattech, u motorů proudových pak tah vyjadřovaný v kilo-Newtonech. Spotřeba paliva se udává buď v absolutní spotřebě vyjádřené spotřebou paliva za hodinu provozu motoru, nebo v poměrné podobě vyjádřené jako hodinová spotřeba paliva vztahovaná na jeden kilowatt výkonu u motorů turbovrtulových a turbohřídelových, u motorů proudových je měrná hodinová spotřeba paliva vztahována na jeden Newton tahu. Provozní, neboli také vnější charakteristiky pohonných jednotek letadel patří mezi jedny z nejdůležitějších technických informací charakterizujících konkrétní pohonnou jednotku a její využitelnost k pohonu konkrétního letadla.

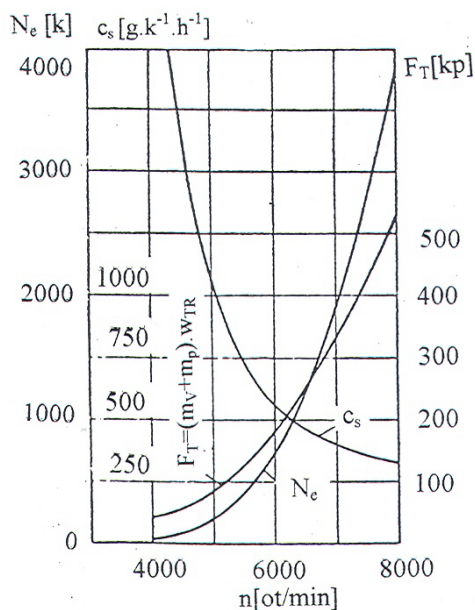
### ***Vrtulový pohon***

Propulzorem u proudového pohonu je vrtule, která je mechanicky poháněna hřídelem od motoru. Vrtulový pohon tedy představuje soustrojí vrtule-motor. Motorem pohánějící vrtuli může být pístový spalovací motor nebo turbínový motor. Existují také pomocné vrtulové pohonné jednotky větroňů s elektromotory s elektrickou energií akumulovanou v akumulátorech a jsou také ve vývoji vrtulové pohonné jednotky poháněné elektromotory a palivovými články. Zvláštní kategorií vrtulového pohonu s elektrickým motorem jsou bezpilotní prostředky využívající sluneční energie. Vlastnosti vrtulového pohonu jsou dány vlastnostmi vrtule a motoru vrtuli pohánějícího. Pro rovnovážný provozní režim musí být výkon motoru roven příkonu vrtule. Výkon motoru pohánějícího vrtuli je tak určován charakteristikami vrtule. Pro pístový i turbínový motor je výkon motoru řízen přípustí paliva do motoru, která je seřizována regulačním orgánem, který škrtí průtok paliva dodávaného do motoru z maximálního průtoku při maximálním výkonu na průtok minimální při volnoběžném režimu chodu motoru. Protože s nadmořskou výškou klesá hustota atmosférického vzduchu, klesá i množství vzduchu a tím i kyslíku přiváděného do motoru. Proto také klesá množství paliva, které je možno v motoru spálit a tím i výkon motoru. U motorů pístových je vzduch do válců motoru přiváděn z atmosféry sběračem z rychlosti letu až na nulovou relativní rychlost. Při tom dynamickým účinkem roste tlak vzduchu ve válci při sacím zdvihu pístu to zhruba s druhou mocninou rychlosti letu a vzduch se tím mírně stlačuje. S rychlostí letu letadel s pístovými spalovacími motory proto mírně roste i výkon motoru, podobný průběh je i u turbovrtulového motoru.

### ***Škrtící charakteristika pístového spalovacího motoru a turbovrtulového motoru***



Obr. 1.17 Ve škrťící charakteristice pístového spalovacího motoru je  $N$  výkon motoru v kilowattech,  $M_t$  je točivý moment v Newton metrech a  $c_s$  je měrná spotřeba paliva v gramech paliva za hodinu na jeden kilowatt výkonu. Výkon s otáčkami roste až do maximální hodnoty a poté klesá. Minimum měrné spotřeby paliva dosahuje motor při částečném zatížení. Rovněž tak při částečném zatížení dosahuje motor maxima točivého momentu



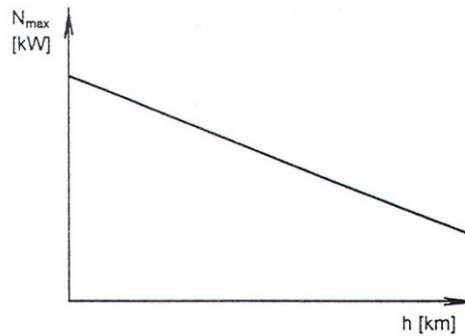
Obr. 1.18 Ve škrťící charakteristice turbovrtulového motoru je uvedena závislost ekvivalentního výkonu motoru  $N_e$  v koních na otáčkách motoru, dále přidavného tahu motoru  $F_T$ , který působí vytékající spaliny ze spalínové trysky v kilopondech a měrné spotřeby paliva v gramech za hodinu na jednoho koně výkonu.

Ekvivalentní výkon je výkon na hřídeli zvětšený o kinetickou energii spalin vystupujících ze spalínové trysky.

Výkon roste s otáčkami velmi prudce na rozdíl od pístového motoru, kde se jeho průběh obrací a posléze klesá.

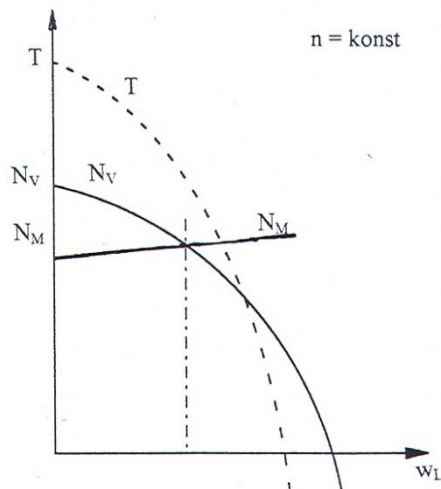
Měrná spotřeba paliva s otáčkami soustavně klesá a dosahuje minima při maximálních otáčkách.

## Výšková a rychlostní charakteristika pístového spalovacího motoru a turbovrtulového motoru



Obr. 1.19 Protože je hustota vzduchu v atmosféře funkcí výšky  $h$  a s výškou klesá, klesá u motorů s atmosférickým sáním s rostoucí výškou výkon motoru. Hustota vzduchu  $\rho$  klesá od maximální hodnoty při nulové nadmořské výšce podle rovnic Mezinárodní standardní atmosféry dle vztahu:

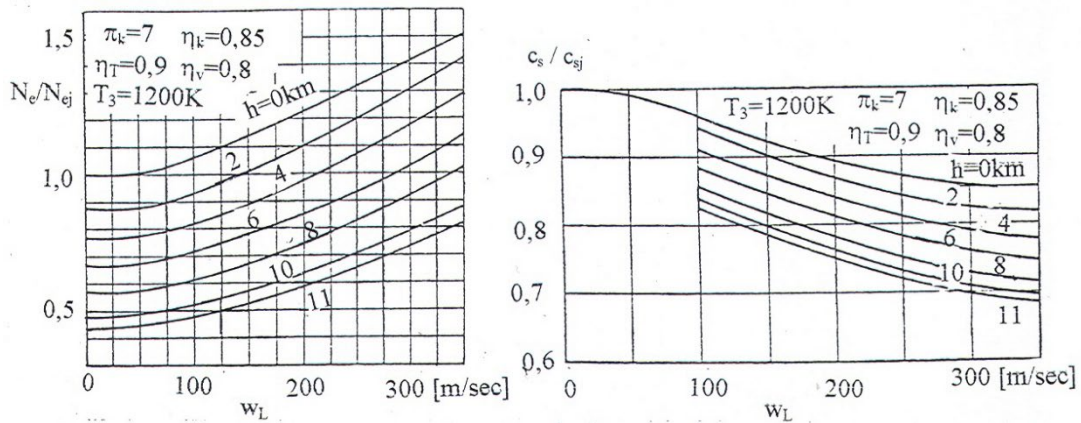
$$\rho = 1.2257 \cdot (1 - 0.00002257 \cdot h)^{4.256}$$



Obr. 1.20 Hustota atmosférického vzduchu ve výšce  $h=6660$  m dosáhne poloviční hodnoty proti hustotě při hladině moře. V této výšce je teplota vzduchu přibližně  $T=245$  K, ( $-28^\circ\text{C}$ ) a tlak vzduchu  $p=43043$  Pa

Výkon motoru, který nasává atmosférický vzduch v této výšce by byl poloviční jako na zemi, ovšem při nulové rychlosti letu. S rychlostí letu  $w_L$  dochází vlivem náporového účinku k nárůstu tlaku ve válci motoru při jeho plnění a také k nárůstu hustoty. Roste tedy s rychlostí letu i výkon motoru  $N_M$ . Pro rychlost letu  $w_L = 100 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$  je pak celkový tlak vzduchu ve válci motoru  $p_c = 46107$  Pa a celková hustota vzduchu ve válci motoru  $\rho_c = 0.656 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ . Náporovým účinkem se tak hustota vzduchu ve válci zvýší proti atmosférické hustotě o téměř 7% a současně se zvýší i výkon motoru.

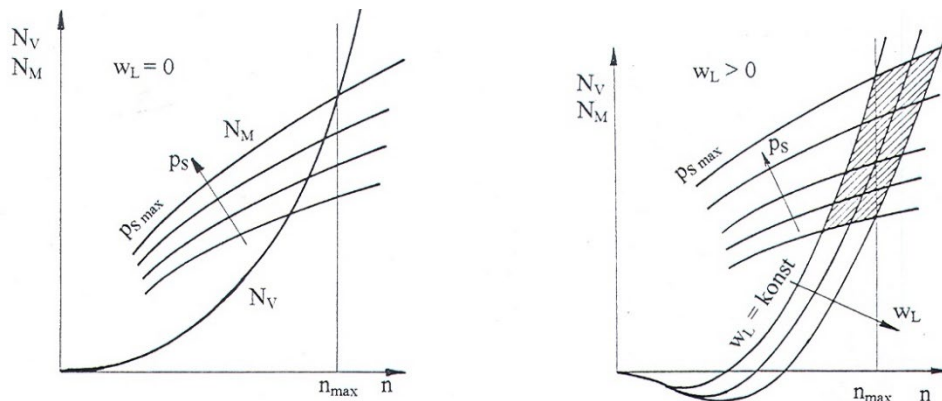




Obr. 1.21 V uvedené rychlostní a výškové charakteristice turbovrtulového motoru je uvedena závislost poměrné hodnoty ekvivalentního výkonu motoru vztáženého k výkonu motoru při nulové rychlosti  $N_e/N_{ej}$  v nulové výšce na rychlosti letu v metrech za vteřinu a na výšce letu od nulové výšky po výšku 11 kilometrů. Charakteristika přísluší turbovrtulovému motoru o tlakovém poměru 7, účinnosti kompresoru 0.85, účinnosti turbíny 0.90, účinnosti vrtule 0.8 a celkové teplotě spalin na vstupu do turbíny 1200 Kelvinů. Podobná závislost je uvedena pro poměrnou měrnou spotřebu paliva vztáženou na statický režim ve výšce nula  $c_s/c_{sj}$ . S rostoucí rychlostí letu roste výkon motoru a klesá měrná spotřeba paliva. S klesající výškou letu klesá výkon motoru i měrná spotřeba paliva.

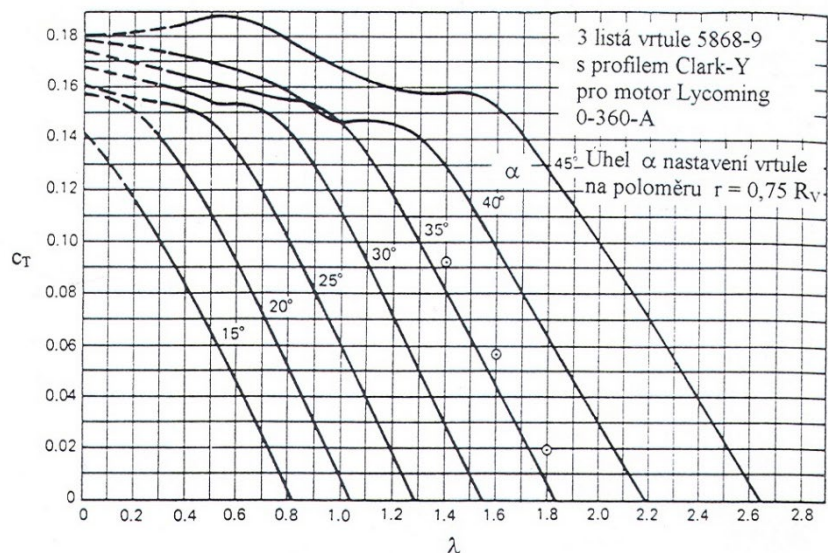
### Otáčková a rychlostní tahová a výkonová charakteristika vrtule

Pro vrtuli o konstantním úhlovém nastavení vrtulových listů je tah vrtule při nulové rychlosti letu funkcí druhé mocniny otáček a příkon vrtule  $N_V$  je pak funkcí třetí mocniny otáček.

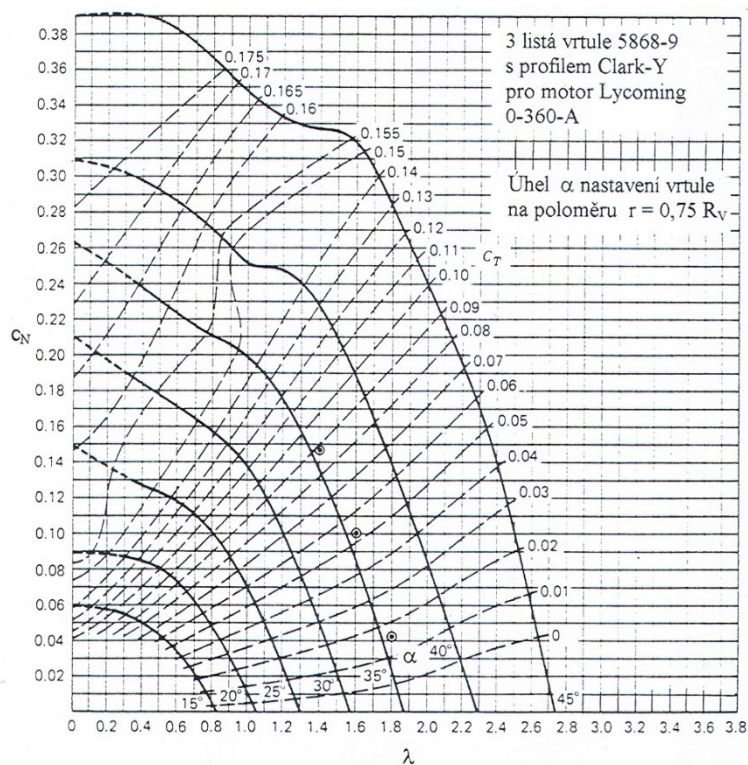


Obr. 1.22 Závislost výkonu pevné vrtule a motoru na otáčkách pro nulovou a různé rychlosti letu. Výkon motoru pro dané otáčky je regulován velikostí tlaku v sacím potrubí motoru tím, že je tlak vzduchu v sacím potrubí zvyšován kompresorem. Pro dosažení konstantních otáček vrtule při různých rychlostech letu je třeba měnit výkon motoru.

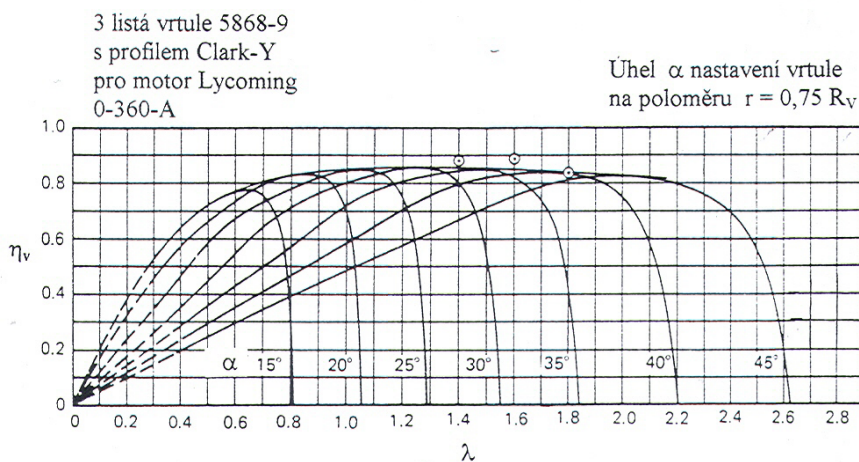
Pro vrtuli o konstantním úhlovém nastavení listů vrtule a konstantních otáčkách potom tah i příkon vrtule poměrně strmě klesají a při překročení jistých hodnot rychlosti letu dosahují záporných hodnot. Celková účinnost vrtule má parabolický charakter s maximem mezi nulovou rychlostí a maximální rychlostí letu, při které je nulový tah.



Obr. 1.23 Tahová charakteristika stavitelné vrtule. Závislost součinitele tahu vrtule  $c_T$  na rychlostním součiniteli  $\lambda$  pro různé úhly nastavení listů vrtule. Se zvětšujícím se úhlem nastavení roste rychlostní součinitel (Poměr rychlosti letu a obvodové rychlosti otáčení vrtule). S rostoucí rychlostí letu při konstantních otáčkách tah vrtule prudce klesá.



Obr. 1.24 Výkonová charakteristika stavitelné vrtule. Závislost výkonového součinitele vrtule  $c_N$  na rychlostním součiniteli  $\lambda$  pro různé úhly nastavení listů vrtule. Se zvětšujícím se úhlem nastavení roste rychlostní součinitel (Poměr rychlosti letu a obvodové rychlosti otáčení vrtule). S rostoucí rychlostí letu při konstantních otáčkách výkon vrtule prudce klesá.



Obr. 1.25 Závislost celkové stavitelné účinnosti vrtule na rychlostním součiniteli. Celková účinnost je vyjádřena poměrem tahového výkonu k výkonu vrtule, neboli poměru součinu tahového a rychlostního součinitele k výkonovému součiniteli. Celková účinnost je nulová pro nulovou rychlost letu a pro rychlost letu při které je nulový tah a dosahuje svého maxima v tomto intervalu blíže k maximální rychlosti. Změnou úhlu nastavení lze regulovat v širokém rozsahu rychlostí letu účinnost vrtule na vysoké hodnotě.

### Proudový pohon

Propulzorem proudového pohonu je hnací tryska, kterou expandují hnací plyny z tlaku na vstupu do trysky na tlak atmosférický. Hnací plyny o příslušném tlaku a teplotě produkuje turbínový motor. Hnací tryska proudového motoru je integrální součástí motoru a proto proudový motor v sobě sdružuje jak motor, tak i propusní soustavu a tvoří pohonnou jednotku. Na rozdíl od vrtulového pohonu urychluje proudový motor hnací plyny na výrazně vyšší rychlosti. V případě dvouproudového pohonu s vysokým obtokovým poměrem je energie plynů motoru využita z větší části k pohonu ventilátoru, který pak představuje hlavní propulsní systém a zdroj tahu. Rychlosti vzduchu a hnacích plynů vytékajících z hnacích trysek motoru jsou sice vyšší, než u vrtule, ale současně nižší než u čistě jednoproudového motoru. Zatím co jednoproudový motor a dvouproudový motor s nízkým obtokovým poměrem jsou určeny k pohonu nadzvukových letadel, jsou dvouproudové motory s vysokým obtokovým poměrem určeny pro pohon letadel s vyššími podzvukovými rychlostmi letu.

Produktem proudového a dvouproudového pohonu je tah. Velikost tahu je opět řízena příjmem paliva do motoru. Dodávku paliva do turbínového motoru nemůže v žádném případě řídit pilot přímo, nýbrž prostřednictvím palivového regulačního systému, který zajišťuje, aby se režim chodu motoru nedostal za bezpečnostní limity zejména pokud jde o otáčky a teploty hnacích plynů. U moderních turbínových motorů je motor řízen automatickým digitálním regulátorem, který představuje elektronický počítač speciálně naprogramovaný pro daný typ motoru, opatřený řadou snímačů a sensorů snímajících stav vnější atmosféry i parametry provozního stavu motoru a který pak ovládá pomocí aktuátorů množství paliva vstřikovaného do spalovací komory a řídí další regulační orgány motoru jako například natáčení statorových lopatek kompresoru, odpouštění vzduchu a regulaci oběžné vůle mezi lopatkami turbíny a skříní motoru změnou intenzity chlazení skříně.

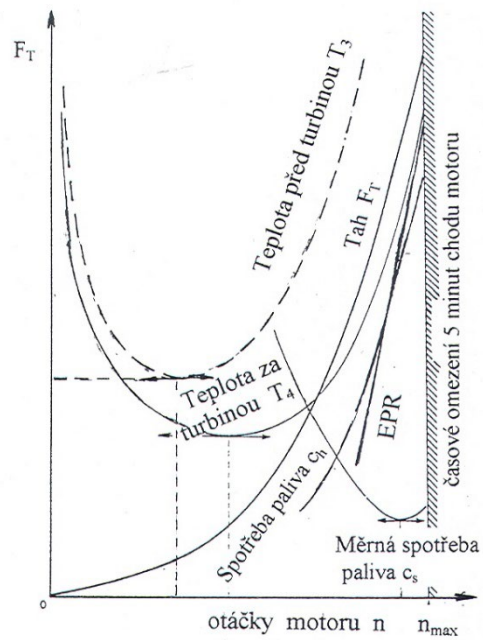
Na rozdíl od vrtule je v oblasti podzvukových rychlostí letu tah prakticky konstantní, pouze pro vyšší rychlosti v okolí rychlosti zvuku a rychlosti nadzvukové tah roste v důsledku rostoucího průtoku vzduchu motorem náporovým účinkem.

S výškou letu tah klesá.

Měrná spotřeba paliva s rychlostí narůstá, ale s výškou až do 11 kilometrů klesá v důsledku poklesu teploty v troposféře.

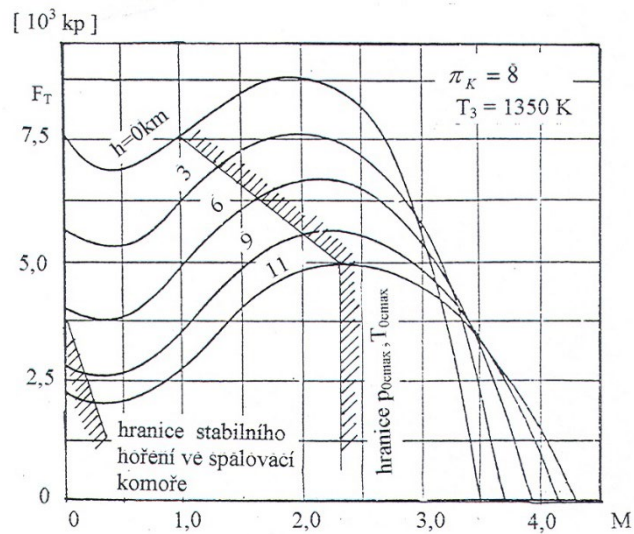
S otáčkami motoru tah prudce stoupá, zatím co měrná spotřeba paliva klesá

## Škrťící charakteristika proudového motoru

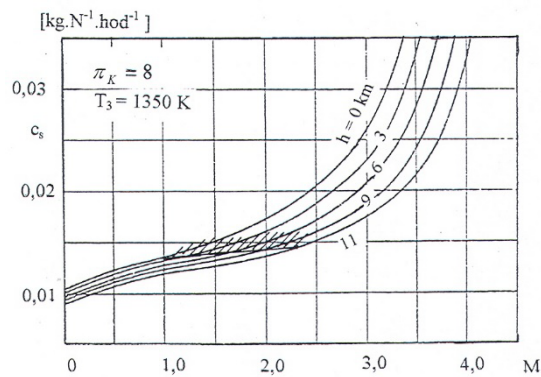


Obr. 1.26 Ve škrťící (otáčkové) charakteristice proudového motoru jsou zakresleny průběhy tahu motoru  $F_T$ , hodinové spotřeby paliva  $c_h$ , měrné spotřeby paliva  $c_s$ , teploty hnacích plynů před turbínou  $T_3$ , teploty hnacích plynů za turbínou  $T_4$  a celkového tlakového poměru na motoru EPR. Otáčky motoru jsou omezeny maximální přípustnou hodnotou odpovídající maximálnímu tahu potřebnému při vzletu, jehož použití je omezeno dobou maximálně 5 minut. Tah motoru s otáčkami strmě narůstá stejně jako teplota hnacích plynů i celkový tlakový poměr motoru. Pouze měrná spotřeba paliva s otáčkami klesá a dosahuje svého minima před dosažením maximálních otáček. Otáčky při nichž je měrná spotřeba paliva minimální přísluší cestovnímu režimu letu. Celkový tlakový poměr motoru EPR anglicky Engine Pressure Ratio je hodnota, která se zobrazuje přístrojem EPR na palubním motorovém panelu. Podle indikované hodnoty EPR lze stanovit tah motoru. EPR je definován jako poměr celkového tlaku hnacích plynů před hnací tryskou k celkovému tlaku vzduchu před kompresorem. V charakteristice je zajímavý průběh teploty hnacích plynů před turbínou, který má své minimum při nízkých otáčkách. Tyto otáčky odpovídají pozemnímu volnoběhu.

## Výšková a rychlostní charakteristika proudového motoru



Obr. 1.27 V uvedené rychlostní a výškové charakteristice proudového motoru jsou uvedeny závislosti maximálního tahu motoru v tunách na Machově čísle letu a výšce pro proudový motor o tlakovém poměru na kompresoru 8 a teplotě hnacích plynů před turbínou 1350 Kelvinů. Charakteristika je zprava omezena regulací motoru, která nepřipustí překročení přípustného namáhání konstrukce motoru v důsledku vzrůstající hustoty a teploty vzduchu protékajícího motorem. V nulové nadmořské výšce nemůže uvedený motor letět vyšší než zvukovou rychlost, zatím co od výšky 11 kilometrů může letět Machovým číslem vyšším než 2. Charakteristika je rovněž omezena zleva od výšky cca 6 kilometrů. Při malých rychlostech letu ve výšce klesá tlak vzduchu i celkový tlak z důvodu malého náporového účinku. Klesá tím i tlak ve spalovací komoře motoru pod hodnotu, při které ještě dochází ke stabilnímu hoření paliva. Hranice omezující rychlostní a výškovou charakteristiku při malých rychlostech letu je hranicí stabilního hoření ve spalovací komoře.



Obr. 1.28 V uvedené rychlostní a výškové charakteristice proudového motoru jsou uvedeny závislosti měrné spotřeby paliva v kilogramech za hodinu na jeden Newton tahu na Machově čísle letu pro výšky letu od nuly do 11 kilometrů. Měrná spotřeba paliva s rychlostí letu roste a s výškou klesá.

### 1.13 Příklad konstrukce dvouproudového motoru dopravního letadla

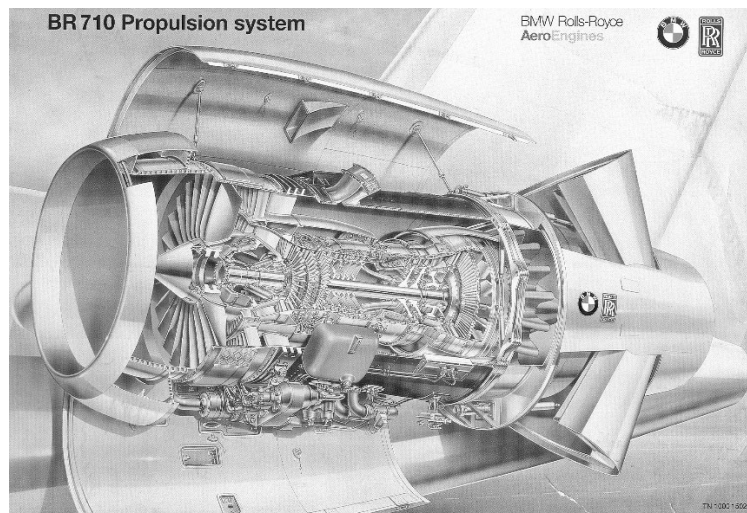
Dopravní letadla jsou s ohledem na spotřebu paliva navrhována na podzvukové rychlosti, přičemž dopravní letadla na střední a dlouhé tratě vzhledem k potřebě zkrátit na přijatelnou míru přepravní čas mají návrhové cestovní rychlosti vyšší, v rozmezí Machových čísel letu číslu  $M=0.8$  až  $0.90$ . Při těchto rychlostech se ještě daří vzhledem k použitým superkritickým profilům křídla udržet aerodynamický odpor na přijatelné úrovni. Pro pohon letadel těmito rychlostmi není možno použít klasický vrtulový pohon a pro použití proudového motoru vychází propulsní účinnost velmi nízká, která pro proudový motor o vysokých parametrech s tepelnou účinností blízkou se 50% má hodnotu propulsní účinnosti nepřevyšující 50%. Celková účinnost proudové pohonné jednotky při pohonu dopravního letadla při rychlosti  $900 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$  by tak dosahovala maximálně 25%.

Pro zvýšení propulsní účinnosti dopravních letadel s vysokými podzvukovými rychlostmi je nutno použít pohonnou jednotku, která produkuje potřebný tah při středně vysokých rychlostech vzduchu a hnacích plynů a přitom dosahuje vysokých hodnot tepelné účinnosti. Tuto vlastnost splňuje tak zvaná ventilátorová dvouproudová pohonná jednotka, kterou tvoří proudový motor o vysokých parametrech (tlakový poměr kompresoru a vysoká teplota spalin na výstupu ze spalovací komory), který pohání ventilátor o velkém průměru, ve kterém se zvyšuje tlak protékajícího vzduchu na takové hodnoty, aby při jeho expanzi v hnací trysce byla jejich výstupní rychlost příslušně vyšší než rychlost letu. Ventilátorem protéká mnohonásobně větší množství vzduchu než množství vzduchu protékajícího vlastním proudovým motorem. Dvouproudový pohon se tedy přizpůsobuje návrhové cestovní rychlosti příslušného dopravního letadla tak, aby byla jeho propulsní účinnost co nejvyšší. Reálně je možné dosáhnout v současné době provozovaných pohonných jednotek pro dopravní letadla hodnot propulsní účinnosti 80% a více při dosavadních maximech tepelné účinnosti až 50%, tedy celkové hodnoty termopropulsní účinnosti v oblasti 40% s perspektivou jejího zvýšení v budoucnu až k hodnotám blízkým se 50%.

Typickým představitelem turbínového motoru menšího dopravního letadla na krátké tratě je dvouproudový motor BR 710 vyvinutý německou firmou BMW a britskou firmou Rolls&Royce a vyráběný v současné době firmou Rolls-Royce Deutschland. Motor je určený k pohonu letadel typu Boeing 717-200 pro 100 pasažérů. Tento motor je pozoruhodný tím, že i přes relativně vysoký obtokový poměr je řešen s míšením obou proudů před hnací tryskou, což umožňuje mnohem více obalit motor hluk pohlcující obálkou, zintenzívnit míšení obou proudů a vyrovnat rychlostní pole výstupních hnacích plynů a snížit emitovaný hluk. Motor je vybaven společným obracečem tahu, což přispívá k zvýšení brzdící síly a zkrácení dráhy přistání oproti obraceči tahu působícího pouze na obtokový proud.

Na následujícím obrázku je uveden řez motorem BR 715

Motor na obrázku je dvourotorový turbínový dvouproudový motor. Vzduch je k motoru přiváděn z atmosféry vstupním hrdlem, ve kterém se průtoková rychlost nejprve snižuje a posléze opět mírně zvyšuje a vzduch vstupuje do ventilátoru. Ventilátor je jednostupňový osový kompresor s tlakovým poměrem přibližně 1.5. Vzduch stlačený ve ventilátoru se za ventilátorem rozděluje na větší část obtékající motor a menší část vstupující do motoru. Poměr množství vzduchu které obtéká motor k množství vzduchu, které motorem protéká je velmi důležitý parametr nazývaný jako obtokový poměr a který charakterizuje použití motoru pro určitou rychlost letu. Vzduch vstupující do motoru prochází několikastupňovým vysokotlakým osovým kompresorem, který vzduch dále výrazně stlačuje.



Obr. 1.29 Řez dvourotorovým dvouproudovým motorem BR 710 s míšením proudů před hnací tryskou. Obtokový poměr motoru  $\mu_0 = 4,55$  až  $4,68$ , průměr ventilátoru je 58 palců, délka motoru 147 palců.

Tlakový poměr tohoto kompresoru je zhruba 15. S rostoucím tlakem vzduchu současně roste i jeho teplota a postupně klesá průtoková rychlost. Vzduch vystupující z kompresoru prochází krátkým mezikruhovým difuzorem, kde se rychlost proudění vzduchu dále snižuje a vzduch o poměrně nízké rychlosti vstupuje do mezikruhové, prstencové spalovací komory, do které se palivovými tryskami vsřikuje palivo a ve zvláštní prostře ve středu komory nazývané hořákem se palivo odpařuje a mísí se vzduchem a kontinuálně hoří. Protože teplota plamene je velmi vysoká a dosahující řádově  $2000\text{ }^{\circ}\text{C}$  i více, je nutno žhavé spaliny ochladit vzduchem, který protéká spalovací komorou v jakémsi obtokovém prostoru vymezeném tlakovým vnějším pláštěm a vnitřním plamencem z děrovaného žárovevního plechu. Spaliny ochlazené tak zvaným sekundárním vzduchem z obtokového prostoru spalovací komory o teplotě řádově  $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$  až  $1500\text{ }^{\circ}\text{C}$  podle výkonového režimu chodu motoru vstupují do dvoustupňové osové vysokotlaké turbíny pohánějící vysokotlaký kompresor. Turbína je proto na společném hřídeli s kompresorem a vytváří s ním vysokotlaký rotor. Hnací plyny vystupující z vysokotlaké turbíny dále procházejí několikastupňovou osovou nízkotlakou turbínou, která pohání ventilátor. Opět je proto na společném hřídeli s ventilátorem a vytváří s ním nízkotlaký rotor. Oba rotory jsou koncentrické, to znamená, že vysokotlaký rotor je dutý a jím pak prochází hřídel rotoru nízkotlakého. Oba rotory jsou uloženy ve valivých ložiskách a to i mezi sebou tak, že se opírají o skříň motoru. Na hřídeli vysokotlakého rotoru je kuželové ozubené kolo, do kterého zabírá pastorek hřídele tak zvané převodové skříň pohonů, prostřednictvím které se vyvádí mechanický výkon pro pohon motorových přístrojů a který také slouží k roztáčení vysokotlakého rotoru při spouštění motoru.

V proudové cestě se jak obtokový vzduch, tak i spaliny vytékající z nízkotlaké turbíny spojují ve směšovací tvořeném spalinovou tryskou s prolamovaným pláštěm umožňujícím snadnější promíšení horkých spalin s chladnějším vzduchem. Smíšené proudy pak vystupují z jediné společné hnací trysky motoru, která ukončuje vnější obalový plášť motorové gondoly.

Na obrázku je zakresleno zařízení tak zvaného obraceče tahu ve vysunutě poloze, kterým se proud hnacích plynů otočí do směru letu. Tím se obrátí smysl působícího tahu a motor působí jako brzda. Obraceč tahu je určen výhradně k brzdění letadla po jeho dosednutí na vzletovou a přistávací dráhu a výrazně zkracuje brzdnou dráhu zejména za deště.

Vytvořeno v rámci projektu **Digitalizace studijních Agend, Nové Technologič, systémy a přístupy k výuce na UPCE**, reg. č. NPO\_UPCE\_MSMT-16591/2022.

Toto dílo podléhá licenci Creative Commons BY 4.0. Pro zobrazení licenčních podmínek navštivte <https://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/>.



Financováno  
Evropskou unií  
NextGenerationEU



Národní  
plán  
obnovy

MSMT  
MINISTERSTVO ŠKOLSTVÍ,  
MLÁDEŽE A TĚLOVÝCHOVY