A0M36BEP – Přednáška 3
Pohon letadel a letadlové motory

Doc. Ing. Daniel Hanus, CSc., EUR ING, AFAIAA
{hanus@fd.cvut.cz}

3. března 2014

Obsah

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel
2. Vrtule a proudový pohon
3. Základy teorie tepelných motorů
4. Pístové motory
5. Turbínové motory
6. Ukázky konstrukcí
7. Základní provozní parametry
8. Charakteristiky
9. Poznámky k historii

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

Základní podmínkou letu letadla v atmosféře je vyvození sil působících na letadlo, které zajistí jeho pohyb žádaným směrem, při požadované rychlosti a jejího zrychlení či zpomalení.

Především je základní podmínkou pro let zajištění vztlaku, tedy síly, působící vertikálním směrem proti tíze letadla.

Podle fyzikálního principu, kterým je realizována produkce vztlaku, jsou letadla z hlediska koncepčního dělena na:

a) **Letadla lehčí než vzduch**, využívající k produkci tahu aerostatickou sílu vyplývající ze známého „Archimedova zákona“ – nazývaná jako AEROSTATy

b) **Letadla těžší vzduchu, využívající k produkci vztlaku aerodynamickou sílu,** tedy sílu, která je výsledkem tlakových sil, vyvolaných obtékáním letadla vzduchem, tedy dynamickým působením vzduchu na letadlo. Tato letadla jsou nazývána jako AERODYNy.

c) **Letadla těžší vzduchu, využívající k produkci vztlaku tahovou sílu pohonné** jednotky působící pouze kolmo a fungující na principu raketového motoru. Tato letadla jsou nazývána jako RAKETy, či raketové nosiče.

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

Pro zajištění letu, tedy pohybu letadla, je vedle podmínky zajištění vztlaku, nutno vyvolat sílu, která zajistí také překonání odporů při pohybu. V případě vodorovného letu ustálenou rychlostí v klidné atmosféře jsou odpory vyvolány aerodynamických působením vzduchu na letadlo ve vodorovném směru , které jsou výsledkem tření a rozložení tlaku na povrchu letadla, případně pro vysoké rychlosti letu také působením rázových vln na tlakové rozložení i tření.

Při letu zrychleném či letu stoupavém přistupují k odporovým silám také odpory vyvolané zrychlením a složkami tíhy letadla do směru letu.

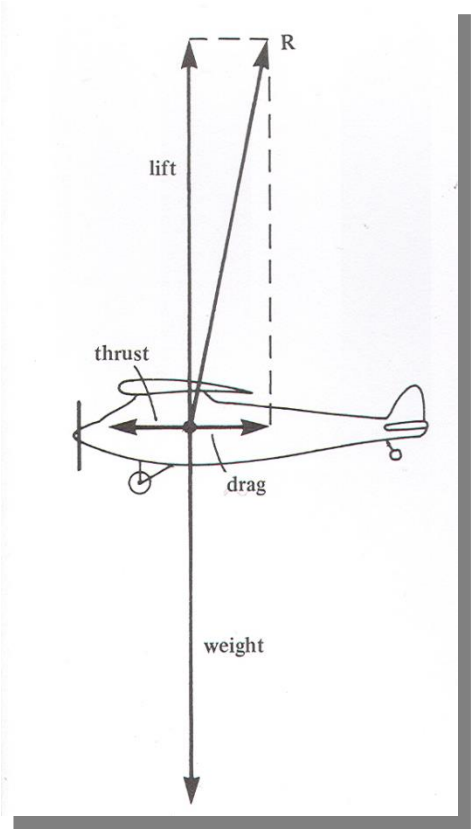
1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

PODMÍNKOU LETU JE, ABY SOUČET VŠECH SIL PŮSOBÍCÍCH NA LETADLO BYL NULOVÝ. TUTO PODMÍNKU ZAJIŠŤUJE TAH POHONNÉ JEDNOTKY.

POHONNÁ JEDNOTKA může vyvinout tah působící ve směru pohybu, tedy rychlosti letu, **jen na základě 3. pohybového zákona** a to tak, že působí na jinou hmotu stejně velikou ale opačnou silou. Jediná látka, která je v dostatečné míře k dispozici při letu v atmosféře Země je vzduch.

Akční síla, kterou působí propulsní soustava letadla na vzduch, **vyvolává** v souladu s 2. pohybovým zákonem **zvýšení toku hybnosti vzduchu** protékajícího propulsní soustavou.

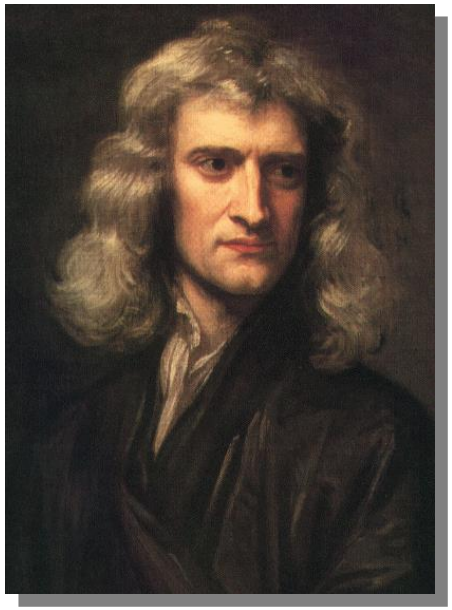
Protože je základním principem pro vyvození tahu propulsní soustavy letadla **princip akce a reakce**, je nazýván pohon letadla také pohonem reaktivním.



1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

Pohybové zákony klasické mechaniky poprvé v historii vědecky formuloval Isaac Newton. Formuloval tři základní principy, které jsou vyjadřovány ve tvaru pohybových zákonů:

1. **Newtonův zákon říká, že těleso je v klidu nebo koná rovnoměrný přímočarý pohyb, není-li působením vnějších sil přinuceno tento stav změnit.**
2. **Newtonův zákon nazývaný jako zákon o síle říká, že časová změna hybnosti tělesa je přímo úměrná působící síle a má s ní stejný směr.**
3. **Newtonův pohybový zákon, princip akce a reakce neboli také princip vzájemného působení říká, že vzájemné síly mezi tělesy mají vždy stejnou velikost, ale opačný směr.**

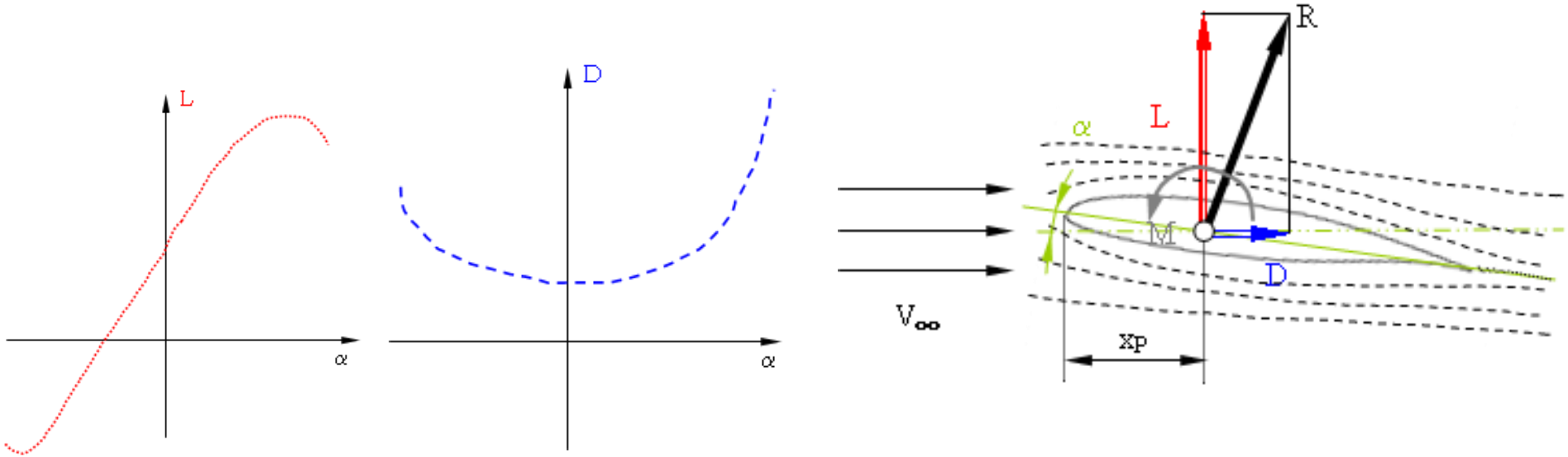


Sir Isaac Newton
na portrétu z roku 1689
Narozen: 4 ledna 1643 v Woolsthorpe, Lincolnshire, Anglie, zemřel: 31 března 1727 v Londýně, Anglie

Při pohybu působí na těleso síly, které jsou vyvolány jednak odpory prostředí (silami kontaktními třecími a silami od rozložení tlaku při obtékání pohybujícího se tělesa vzduchem a v případě pohybu tělesa po zemském povrchu také silami vyvolanými třením v pohybovém ústrojí a odporem přenosu hnací síly v dotykové ploše pohybového systému s povrchem zemským, například odpor valení kol) a jednak silami hmotovými působícími na těleso pohybující se zrychleným pohybem po zakřivené dráze v gravitačním poli Země. Pro pohyb po zemském povrchu překonává hnací ústrojí tyto odpory tak, že působí na povrch země silou stejné velikosti, ale obráceného směru než je celkový odpor tělesa při pohybu. Člověk a všichni ostatní živočichové i dopravní stroje pohybující se po zemském povrchu tak pro svůj pohyb využívají třetího Newtonova zákona. Pohonná síla, tah propulsního systému vzniká jako reakce k síle akční, kterou propulsní systém působí na hmotu Země.

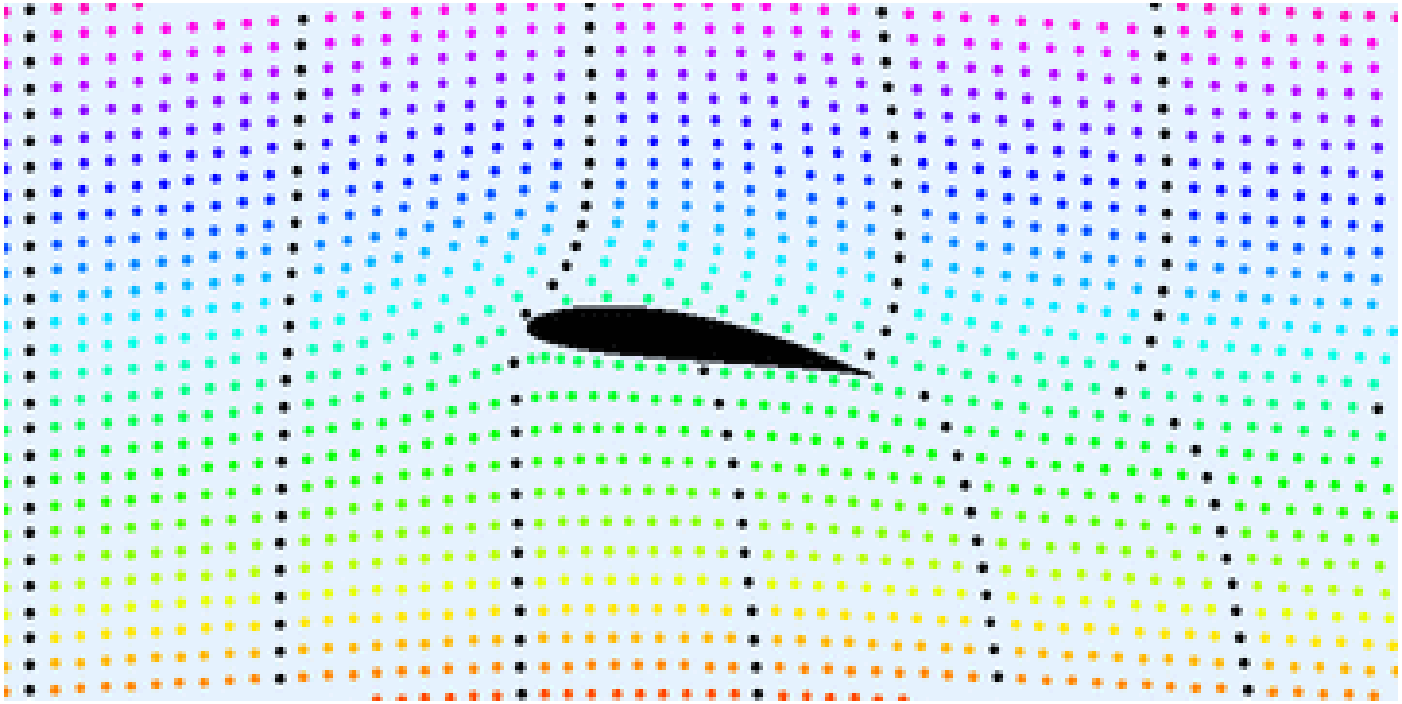
Síly působící na letadlo za letu pro vodorovný přímý let konstantní rychlostí

Při vodorovném letu letadla konstantní rychlostí je vztlaková síla L závislá na úhlu nastavení letadla vzhledem k vektoru jeho rychlosti, nazývaném jako úhel nastavení α. V jistém rozsahu úhlů α je vztlak prakticky přímo úměrný úhlu nastavení letadla



Opor D závisí na úhlu nastavení α má průběh s minimem odporu při jistém úhlu nastavení

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel



Obtékání aerodynamického profilu křídla letadla

Vlivem nesymetrie profilu, jeho zakřivení a úhlu nastavení vůči nabíhajícímu proudu vzduchu dochází k ovlivnění proudového pole rychlostí i tlaku kolem profilu, majícího za následek, že jsou rychlosti vzduchu v prostoru nad profilem větší než v prostoru pod profilem, čímž je dle platnosti zákona o zachování energie, vyjádřeného například zjednodušeně Bernoulliho rovnicí, na horní části profilu tlak menší než na dolní, a tedy na profil působí aerodynamická síla směrem vzhůru

Síly působící na letadlo za letu pro vodorovný přímý let konstantní rychlostí

Vztlak L závisí vedle úhlu nastavení α (jehož vliv je vyjádřen koeficientem cL), dále na rychlosti letu V, hustotě vzduchu ρ a na ploše křídla letadla S a je dán vztahem

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_L \cdot S \cdot V^2$$

Odpor D obdobně závisí vedle úhlu nastavení α (jehož vliv je vyjádřen koeficientem cD), dále na rychlosti letu V, hustotě vzduchu ρ a na ploše křídla letadla S a je dán vztahem

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_D \cdot S \cdot V^2$$

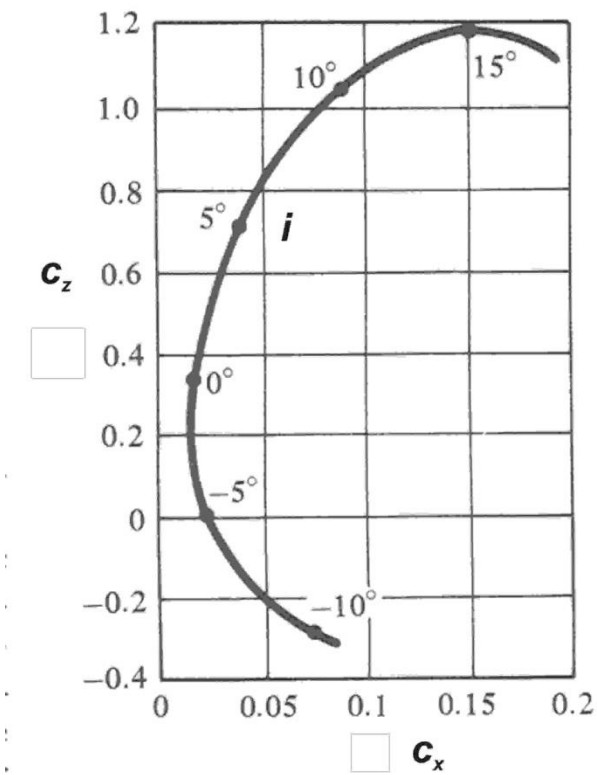
Aerodynamická polára

Aerodynamická polára letadla je závislost vztlaku L na odporu D. Parametrem je pak úhel nastavení letadla α.

Protože je vztlak i odpor ještě funkcí rychlosti letu V, hustoty vzduchu ρ a plošného obsahu křídla S, normuje se vztlak i odpor bezrozměrnými součiniteli vztlaku CL a odporu CD tím, že vztlak i odpor dělíme součinem dynamického tlaku a plošného obsahu křídla

V technické literatuře a při konkrétních popisech se dále užívají symboly:

Pro vztlak a odpor symbol F ,Force) a jejich složky do vertikálního směru y, či z (pro vztlak) a do směru vodorovného x (pro odpor), rychlost letu a rychlost proudění obecně se dále alternativně označuje písmenem w, úhel nastavení, či úhel náběhu symbolem ι



Součinitel vztlaku

$$c_L, c_y, c_z = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

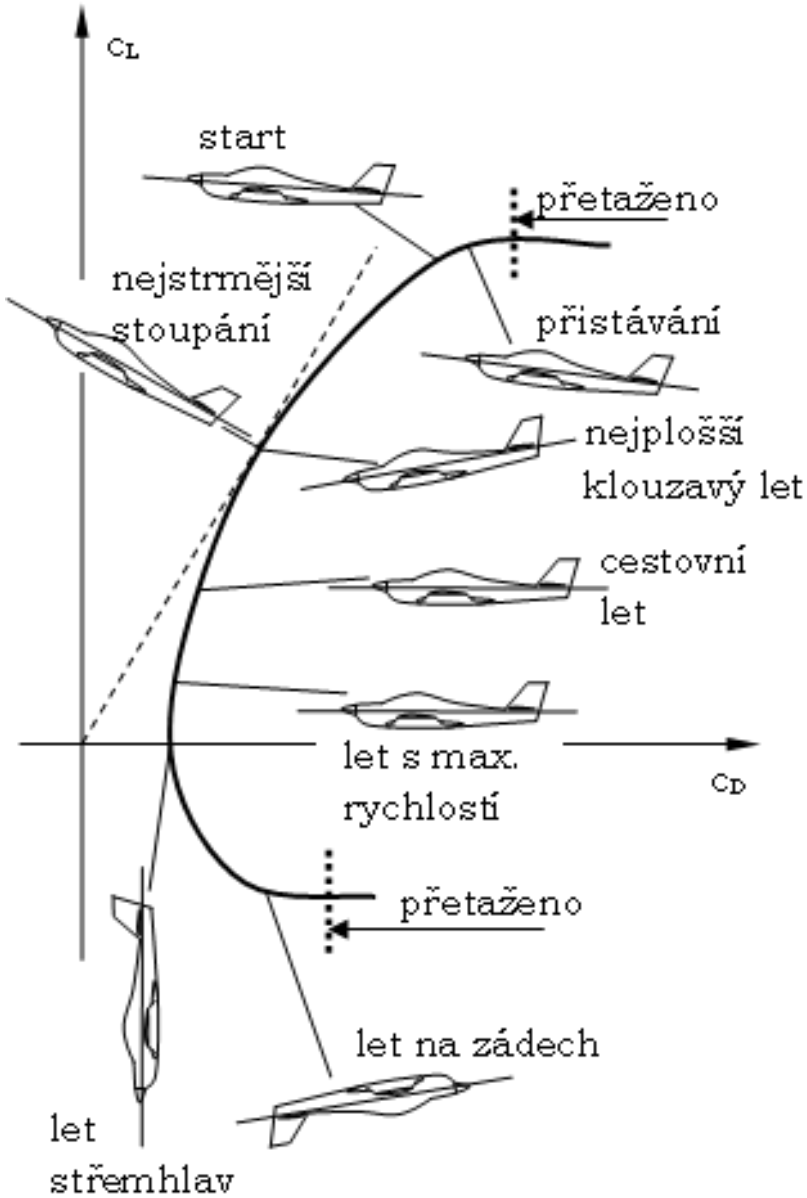
Součinitel odporu

$$c_D, c_X = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

Závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu se nazývá polára.

Příkladem je uvedena polára pro samotný profil křídla letadla

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel



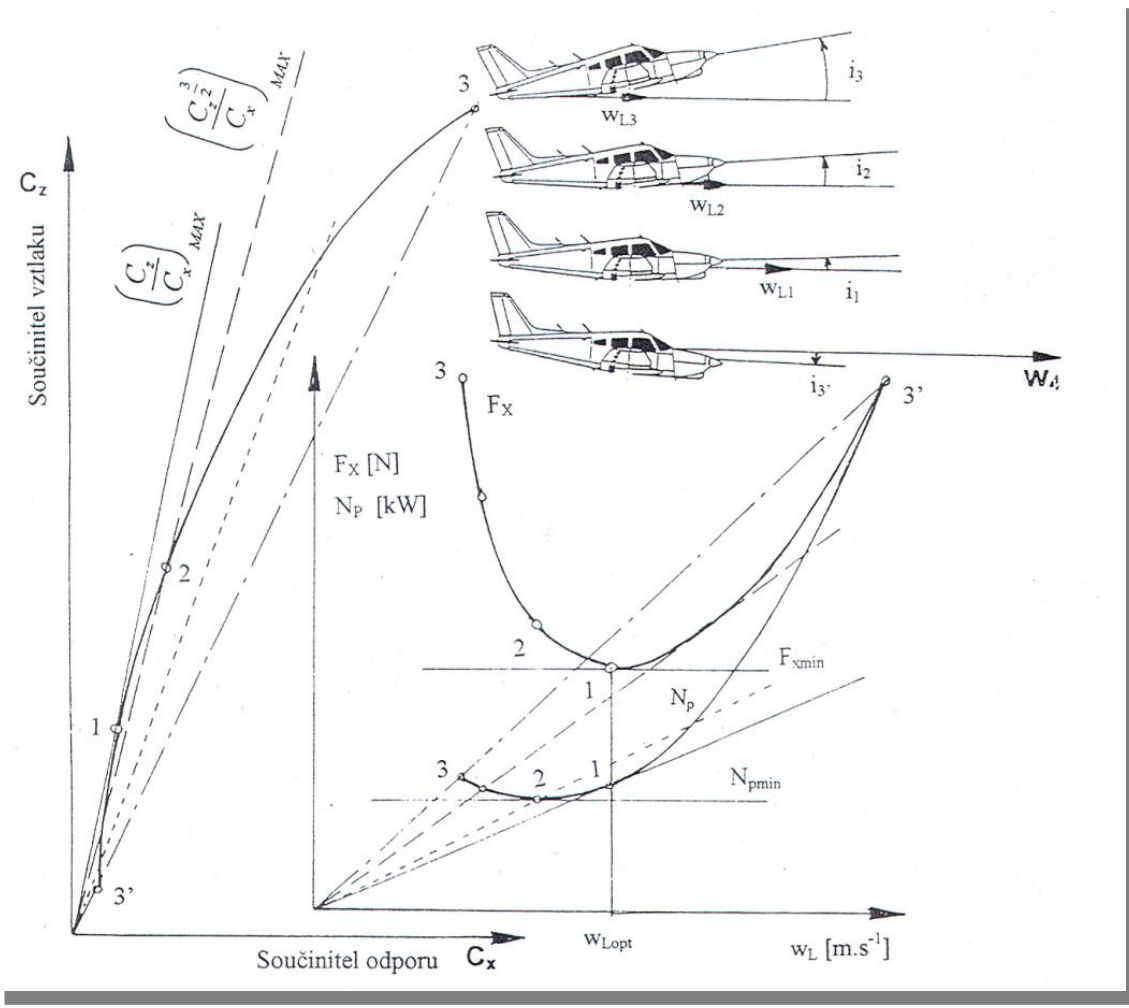
Různé režimy letu v poláře – Povšimněte si různých letových režimů daných jednak rychlostí, dále úhlem nastavení letadla a konečně polohou letadla vůči horizontálnímu směru.

Významné jsou především: ekonomický režim (nejplošší klouzavý let), při němž letadlo uletí s danou zásobou paliva nejdále, pak je to režim přistání blízký maximálnímu vztlaku a minimální, tak zvané pádové rychlosti, dále režim vzletový s nižším vztlakem, než přistávací a také vyšší rychlostí..

Závislost potřebného tahu na rychlosti letu

Při letu se v závislosti na rychlosti mění dynamický tlak. Aby byl vztlak L (Fy) konstantní a roven tíze letadla při proměnné rychlosti letu V (wL), musí se příslušným způsobem měnit vztlakový součinitel CL (cz) tak, že se mění úhel nastavení letadla α (i). Tím se ale dle poláry také mění odporový součinitel cD (cx) a tím i odpor letadla D (Fx), jak je znázorněno na obrázku.

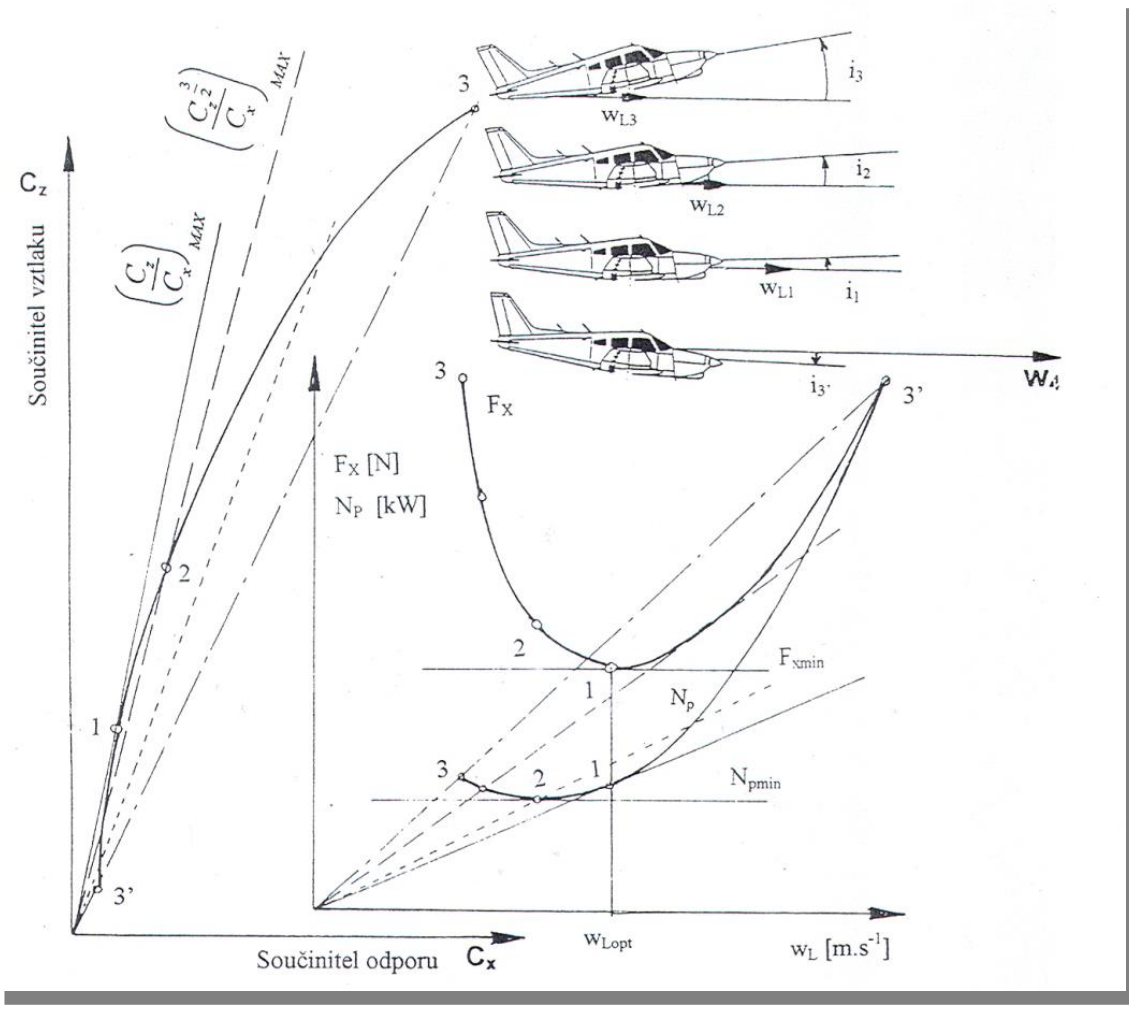
Odpor letadla D (Fx) v závislosti na rychlosti letu V (wL) vyjadřuje pro vodorovný let ustálenou rychlostí potřebu tahu pohonné jednotky FT.



Potřebný tahový výkon pohonné jednotky a jeho závislost na rychlosti letu

Potřebný výkon N_p pohonné jednotky pak je dán dle fyzikálního zákona jako součin potřebného tahu a rychlosti letu w_L.

$$N_p = D \cdot V = F_x \cdot w_L$$



1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

- **Základní režimy letu**: L = G Vztlak L = Tíha letadla G = M . g
  - **Režim letu s minimem potřebného tahu a s největším doletem** – režim nejlepší klouzavosti

$$D = L \cdot \frac{c_D}{c_L} = G \cdot \frac{c_D}{c_L} \qquad D_{\min} = \left(G \cdot \frac{c_D}{c_L} \right)_{\min} = G \cdot \left(\frac{c_D}{c_L} \right)_{\min}$$

  - **Režim letu s nejmenším potřebným tahovým výkonem a s nejmenším opadáním** – režim s největší vytrvalostí

$$L = G = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_L \cdot S \cdot V^2 = konst. \qquad V = \sqrt{\frac{2G}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_L}}$$

$$N_p = D \cdot V = G \cdot \frac{c_D}{c_L} \cdot \sqrt{\frac{2G}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_L}} = \sqrt{\frac{2G^3}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{c_D}{\sqrt{c_L^3}}$$

$$\left(N_p\right)_{\min} = \left(\sqrt{\frac{2G^3}{\rho \cdot S}} \cdot \frac{c_D}{\sqrt{c_L^3}} \right)_{\min} = \sqrt{\frac{2G^3}{\rho \cdot S}} \cdot \left(\frac{c_D}{\sqrt{c_L^3}} \right)_{\min}$$

1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

Základní režimy letu:

- **Režim letu s minimem potřebného tahu a s největším doletem – režim nejlepší klouzavosti**
- **Režim letu s nejmenším potřebným tahovým výkonem a s nejmenším opadáním – režim s největší vytrvalostí**

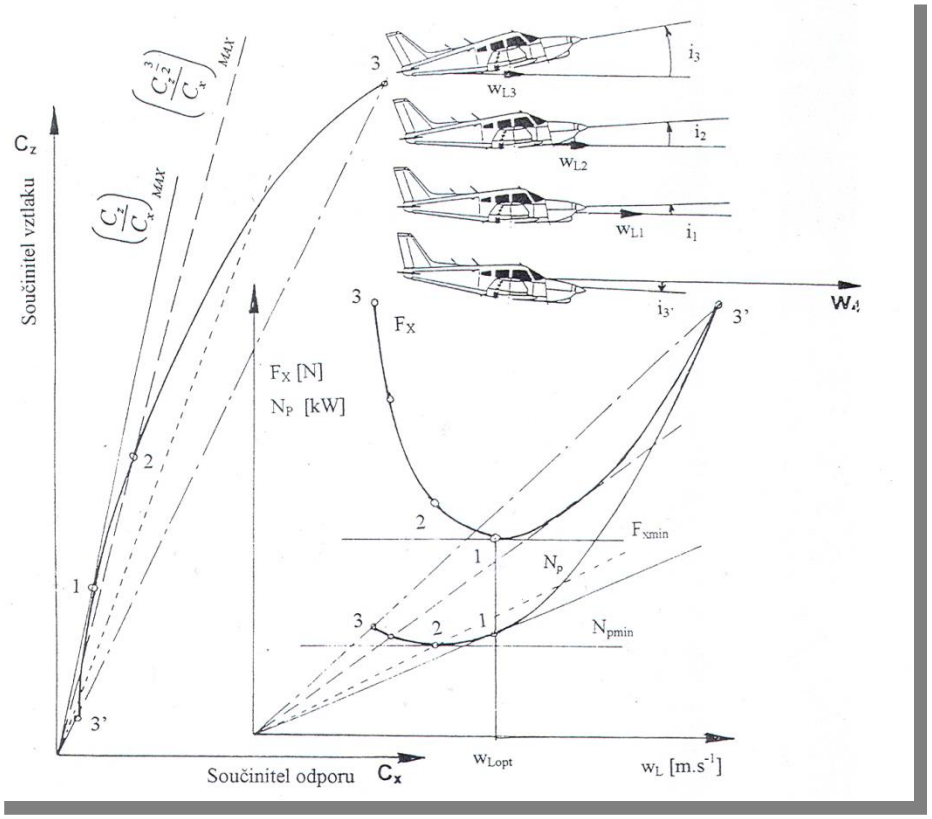
Body na aerodynamické poláře letadla a odpovídající body na křivkách potřebného tahu F_x a potřebného výkonu N_P se vztahují k následujícím režimům letu:

1. Let optimální rychlostí při minimálním potřebném tahu (maximální dolet)

2. Let ekonomickou rychlostí při minimálním potřebném výkonu (maximální vytrvalost)

3. Let minimální rychlostí při maximálním součiniteli vztlaku křídla

3´.Let maximální rychlostí omezený buď maximálním tahovým výkonem propulsní soustavy nebo maximálními přípustnými zatížením konstrukce letounu aerodynamickými silami



2. Vrtule a proudový pohon

Produkce tahu propulzním systémem pohonné jednotky - pro pohon letadla je propulsní hmotou vzduch.

Vzduch jako propulsní látka je kontinuum, tedy tekutina.

Při silovém působení propulsního systému se vzduch urychluje ve směru působící síly.

Využívá se 2. Newtonova pohybového zákona - zákona o síle

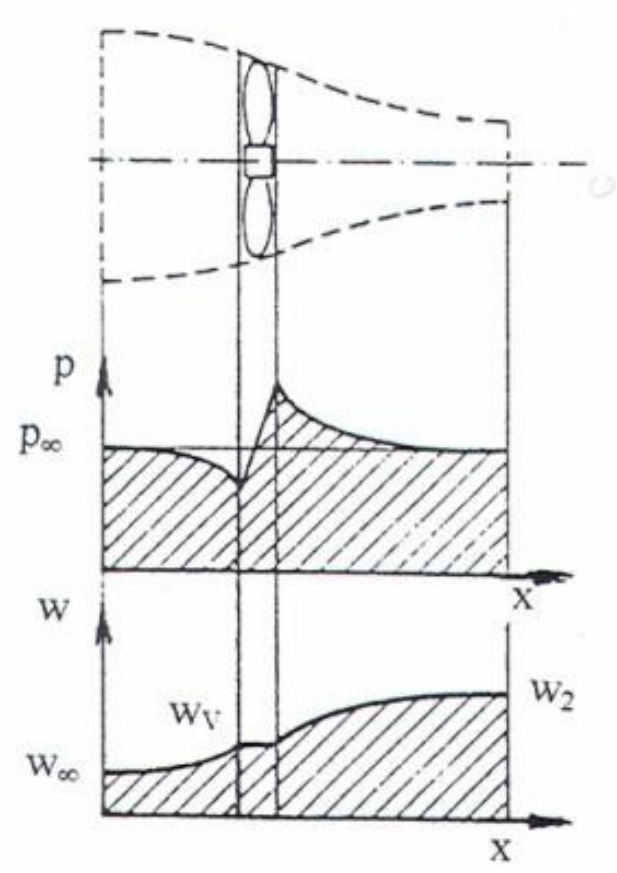
Síla F, která působí na těleso o hmotě m po časový interval dt vyvolá změnu jeho hybnosti

$$F.dt = dH = d(m.w)$$

Při aplikaci na tekutinu - vzduch - vyvolá působící síla propulsního systému při průtoku vzduchu tímto systémem zvýšení rychlosti proudění od vstupní rychlosti, kterou vzduch do propulsní soustavy vstupuje do rychlosti, kterou vzduch z propulsní soustavy vystupuje.

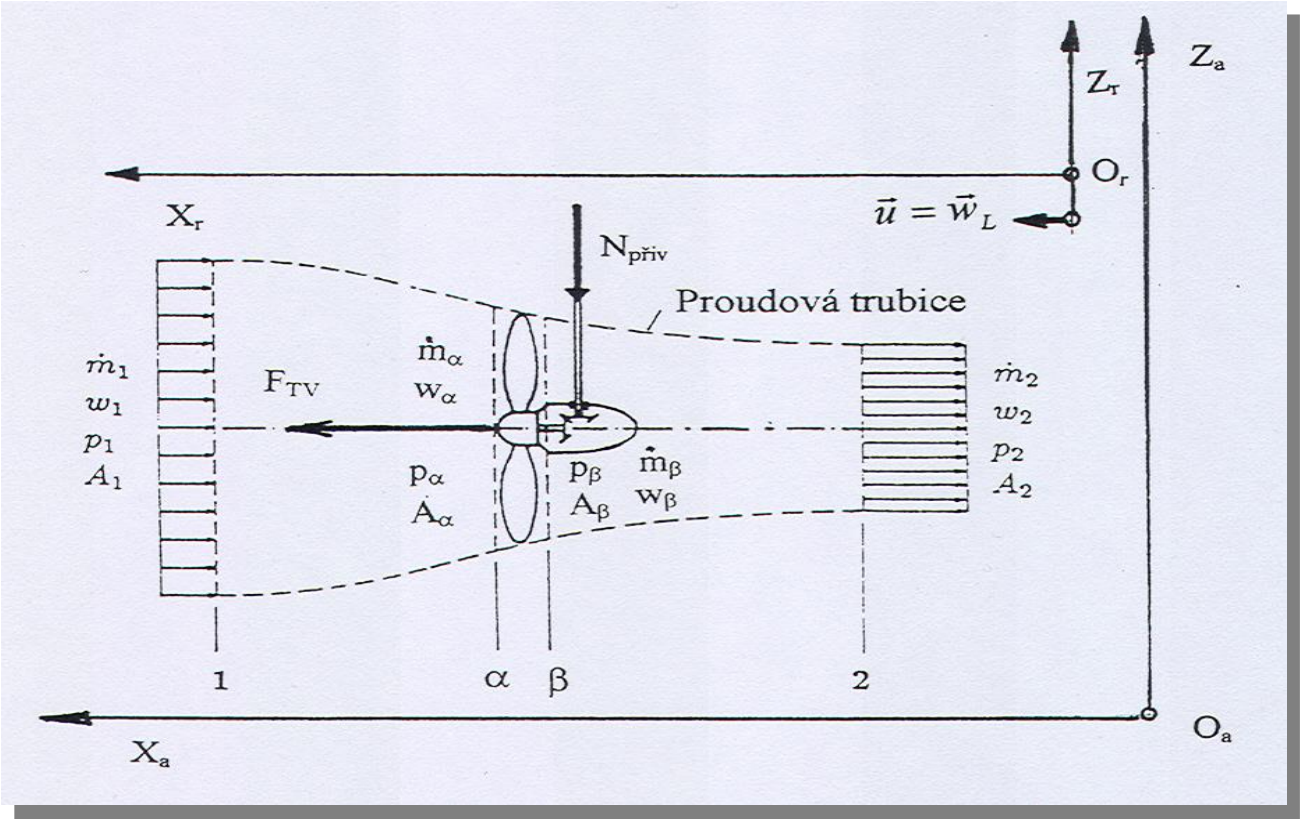
Příkladem je vrtule, která byla v počátcích letectví jediným propulsním systémem.

Účinkem aerodynamických sil, kterými působí rotující listy vrtule, se vzduch urychluje. Protože je účinkem aerodynamických sil vrtule vyvolán těsně před vrtulí podtlak a těsně za vrtulí přetlak, je vzduch před vrtulí „nasáván“ a za vrtulí „vytlačován“. Tím se z přitékajícího vzduchu k vrtuli vyděluje „proudová trubice procházející vrtulí, ve které jsou jiné stavy než v okolním proudovém poli. Protože se proudění v trubici urychluje, její průřez se v důsledku platnosti zákona o zachování hmoty zmenšuje. Hustota vzduchu se při průtoku vrtulí prakticky nemění.



Průběh tlaku a rychlosti vzduchu v proudové trubici procházející vrtulí

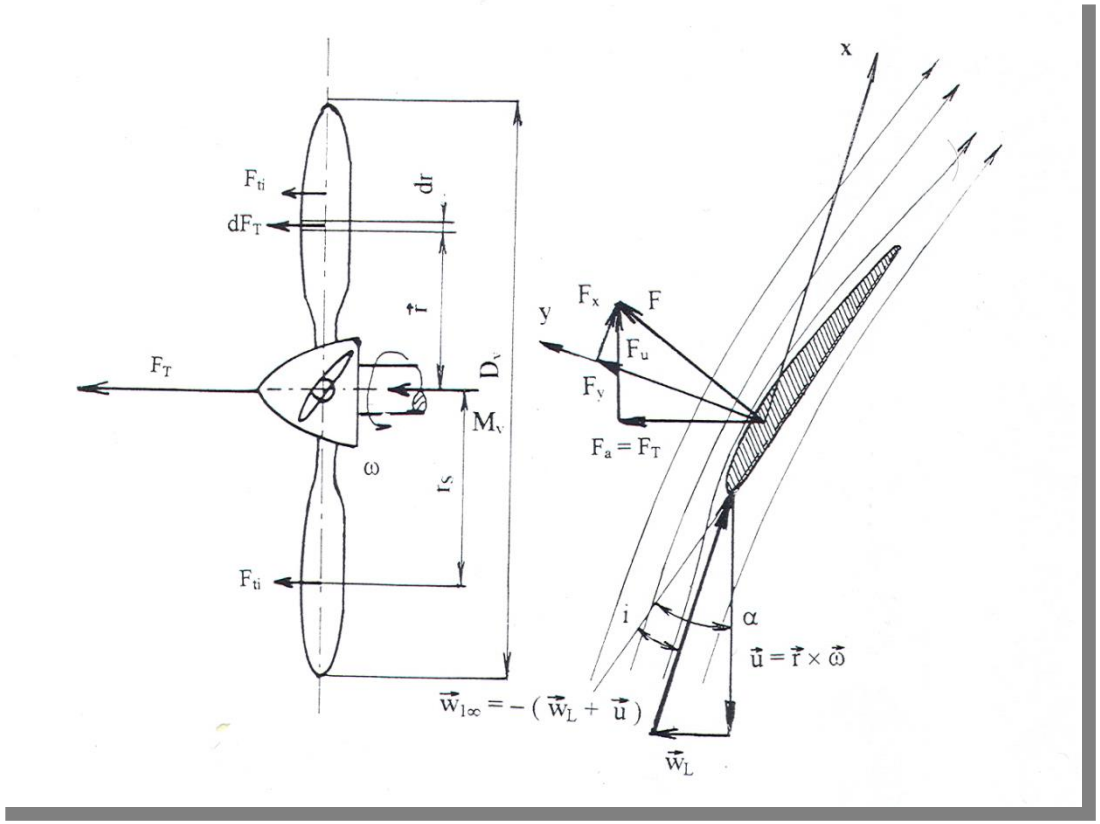
2. Vrtule a proudový pohon



Vzduch protéká naznačenou válcovou trubicí, která se od jistého místa před vrtulí označeného číslicí 1 začíná zužovat a v jisté vzdálenosti za vrtulí v místě označeném číslicí 2 přechází zužující se trubice opět v trubici válcovou. Pro paralelní proudění v řezech 1 a 2 platí podmínka, že tlak vzduchu je napříč proudovým pole vyrovnán a tudíž je tlak vzduchu v trubici stejně velký jako okolní atmosférický tlak.

2. Vrtule a proudový pohon

Tah vrtule F_T je vyvolán aerodynamickými silami $F_x + F_y = F$, , kterými působí vzduch přitékající k listům vrtule relativní rychlostí $w_{1\infty}$ na listy vrtule a to jejich složkami do směru osy vrtule F_a. Složky aerodynamických sil do roviny kolmé na osu vrtule F_u pak vyvolávají točivý moment vrtule, který působí proti směru otáčení vrtule a nepodílejí se na tahu. Výsledkem působení těchto sil na protékající proud vzduchu je jednak jeho urychlení ve směru proudění a jednak



Osová složka rychlosti vzduchu za vrtulí w_2 v řezu 2, kde je již tlak vzduchu ve vrtulovém proudu vyrovnán s okolním atmosférickým tlakem je pak přímo funkcí tahu vrtule.

Impulsová věta a její aplikace na stanovení tahu vrtule

Dle impulsové věty vyvolají tlakové síly působící na vzduch v kontrolním objemu vymezeném úsekem proudové trubice mezi řezy 1 a 2 změnu hybnosti protékajícího vzduchu touto trubicí. Tlakové síly, které působí na vzduch jsou jednak vyvozeny omočenými plochami vrtule a zejména jejích listů a jednak vyvozeny tlakem okolní atmosféry působícím na plochu proudové trubice. Protože je tlak vzduchu působící zvenčí na řezy 1 a 2 i plášť proudové trubice vyrovnán, projeví se tah vrtule pouze změnou hybnosti proudu mezi řezy 1 a 2.

Tah vrtule lze vyjádřit jako rozdíl toku hybnosti vzduchu protékajícího vrtulí a vystupujícího z roviny řezu *2* proudové trubice a toku hybnosti proudu v rovině řezu *1*, vstupujícího do proudové trubice rychlostí rovnou záporně vzaté rychlosti letu $\boldsymbol{w_1 = -w_L}$.

$$F_T = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_1) = \dot{m}_v \cdot (w_2 - w_L)$$

Množství vzduchu protékající vrtulí je dáno jako součin průtočného průřezu vrtule $\boldsymbol{A_V}$, rychlosti protékajícího vzduchu v rovině listů vrtule $\boldsymbol{w_V}$ a hustoty vzduchu $\boldsymbol{\rho_\infty}$.

$$\dot{m}_v = A_V \cdot w_V \cdot \rho = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2_{V\check{s}pi\check{c}kov\acute{y}} - D^2_{Vpatn\acute{i}}) \cdot w_V \cdot \rho_\infty$$

Hustota vzduchu $\boldsymbol{\rho_\infty}$ je závislá na výšce letu a s výškou klesá. Při letu ve výšce tedy protéká vrtulí méně vzduchu a tah vrtule je proto menší než tah vrtule při vzletu letadla.

2. Vrtule a proudový pohon

Při průtoku vzduchu vrtulí v proudové trubici mezi průřezy 1 a 2 se vzduch postupně urychluje z rychlosti letu $\boldsymbol{w_1 = w_L = w_\infty}$ na výstupní rychlost, respektive její osovou složku $\mathbf{w_2}$ tak, že v rovině listů vrtule je průtoková rychlost $\boldsymbol{w_V}$ rovna aritmetickému průměru obou rychlostí

$$w_V = \frac{w_1 + w_2}{2} = \frac{w_L + w_2}{2}$$

Výkon propulsní soustavy nutný pro vyvození tahu

Vyvození tahu je spojeno s urychlováním protékajícího vzduchu, tedy zvýšením jeho průtokové rychlosti. Proudící vzduch rychlostí w má současně kinetickou energii

$$\dot{E}_{kin} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot w^2$$

Při zvyšování rychlosti proudění musíme proto přivést proudícímu vzduchu výkon NP odpovídající přírůstku kinetické energie

$$\Delta \dot{E}_{kin}$$

Přivedený mechanický výkon do propulsní soustavy pro vyvození tahu je pak roven přírůstku kinetické energie protékajícího vzduchu

$$N_P = \Delta \dot{E}_{kin} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_v \cdot (w_2^2 - w_1^2) = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_v \cdot (w_2^2 - w_L^2)$$

Výkon motoru pohánějící vrtuli nutný pro vyvození tahu

Rotující listy vrtule jsou obtékány vzduchem, který je účinkem aerodynamických sil urychlován ve směru působení těchto sil a to tak že v důsledku zakřivení proudu vzduchu za listy vrtule výstupní proud koná otáčivý pohyb stejného smyslu jako vrtule. Dále v důsledku tření vzduchu na listech vrtule je relativní rychlost proudu vzduchu v mezní vrstvě směrem k povrchu listu zpomalována až na nulu a za listy jsou vytvářeny úplavy proudu se sníženou rychlostí. V důsledku přetoků z přetlakových stran na podtlakové strany listů vrtule na jejích špičkách je část vrtulového proudu svinuta do vírů, které odplouvají s proudem v oblasti špiček vrtulových listů, podobně jako tomu je i u křídla letadla. V důsledku těchto jevů je část výkonu motoru mařena na teplo a celý výkon motoru nemůže být využit pro produkci tahu vrtule. Označíme-li zmařený výkon třením a vířením vzduchu ve vrtuli na teplo jako Nz, můžeme vyjádřit účinnost využití výkonu motoru na užitečný výkon proudu vzduchu nutný pro produkci tahu, který je roven toku kinetické energie osové složky průtokové rychlosti proudovou trubicí

Protože jde o transformace energie ve vrtuli, je tato účinnost označena jako vnitřní účinnost vrtule

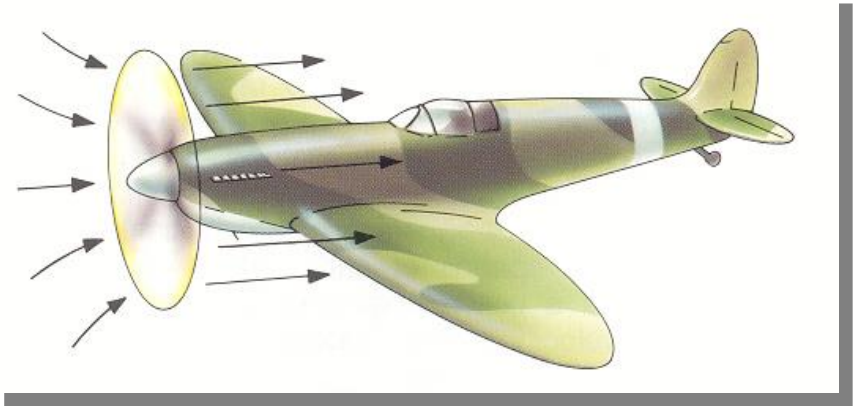
$$\eta_{Vvnitř} = \frac{\Delta \dot{E}_{kin}}{N_M} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_v \cdot (w_{2a}^2 - w_L^2)}{M_t \cdot \omega}$$

Pro produkci tahu vrtule je tedy třeba většího výkonu motoru než je výkon odpovídající toku kinetické energie vzduchu proudovou trubicí vrtule při jeho urychlení v důsledku aerodynamických sil na vrtulových listech vyvolávajících tah.

2. Vrtule a proudový pohon

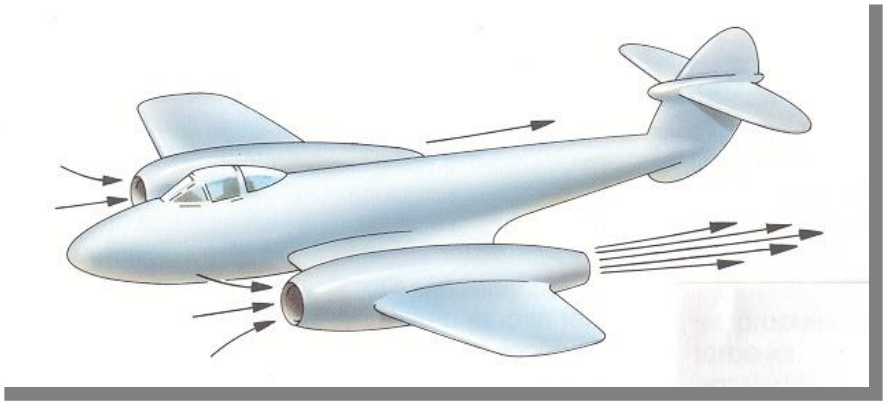
Druh propulsního systému a energetická náročnost vyvození tahu

Stejně velký tah je vyvolán buď malým urychlením velkého množství vzduchu (pohon vrtulí)

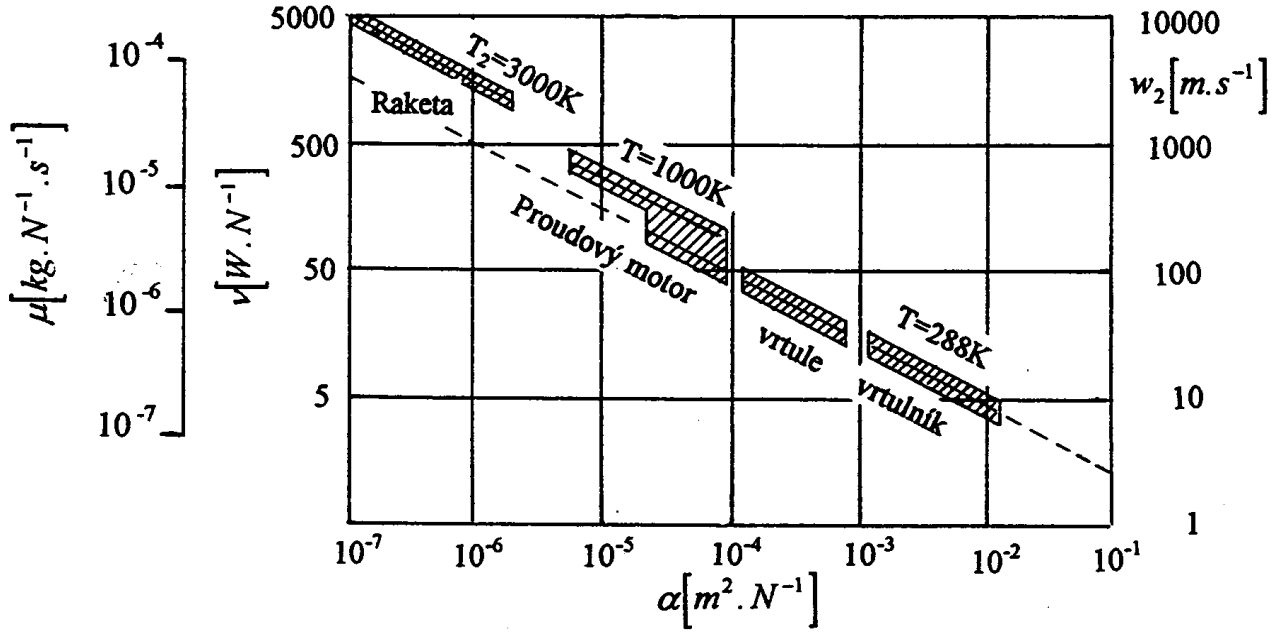


nebo

velkým urychlením malého množství vzduchu (pohon proudovým motorem)



Energetická náročnost produkce tahu propulsní soustavy



Potřeba výkonu propulsní soustavy ve Wattech na vyvolání tahu o velikosti 1 Newtonu pro případ nulové rychlosti letu v závislosti na výstupní rychlosti w2 propulsní látky, vzduchu nebo vzduchu a spalin, případně jiných plynů vytékajících z propulsního systému.

α je plocha výstupního průřezu propulsoru připadající na 1 Newton tahu a μ je hmotnostní průtok hnacích plynů propulsorem v kg/s který vyvolá tah 1 Newtonu.

Porovnání potřebného výkonu propulsní soustavy pro pohon šlapacího letadla Gossamer Albatros a nadzvukového letadla Concord

Šlapací letadlo Gossamer Albatros, konstruktér Paul Mac Cready, USA - Výkon propulsní soustavy tvořené vrtulí o průměru 3 metry poháněné řetězovým převodem od talířového kola s pedály je omezen maximálně možným trvalým výkonem při šlapání, který je u výkonného sportovce cca 250 W.

Aby mohlo být letadlo tímto výkonem poháněno, musí mít velmi malou hmotnost a současně i nízkou letovou rychlost.

Vzletová hmotnost letadla i s pilotem: 91.5 kg, cestovní rychlost 22 km/hod. (6.1 m/s) Gossamer znamená v angličtině „babí léto“, neboli také pavučina.

V červnu 1979 výkonný cyklista Bryan Allen přeletěl Kanál La Manche a překonal s protivětrem vzdálenost 42,5 km za 2 hodiny a 49 minut.

Šlapací letadlo Gossamer Albatros upravené pro solární pohon z 25. července 1979 v letu ve zkušebním letovém středisku NASA Dryden

2. Vrtule a proudový pohon

Výkon potřebný k letu roste zhruba se třetí mocninou rychlosti a je přímo úměrný hmotě letadla. Významnou roli hraje i propulsní účinnost která v případě proudových motorů je nižší než pohon vrtulí a s rychlostí letu se ještě více snižuje. V případě nadzvukového letadla je třeba překonávat navíc vlnový odpor rázových vln a proto je třeba pro dosažení potřebného tahu motorů hnací plyny urychlovat na výrazně větší rychlost, než je rychlost letu. Propulsní účinnost proudových motorů, které jsou jedině možnými pohonnými jednotkami, je touto podmínkou velice omezena.

Nadzvukové dopravní letadlo Concord - Vzletová hmotnost: 156 445 kg**, cestovní rychlost** ve výšce 50 000 až 60000 stop (15 až 18 km) M 2.05, tj. **2 177 km/hod**., tah všech 4 motorů Rolls &Royce Olympus 120 813 N, tahový výkon motorů pak 73 milionů 58 000 W, užitečný mechanický výkon motorů pak cca 83 milionů W. Při dopravě 100 cestujících je tedy **potřebný výkon motoru na jednoho cestujícího** 830 tisíc W, tedy **3320 krát více než u letadla Gossammer Condor**. S maximální zásobou paliva 95 tun doletí do vzdálenosti 7222 km, tedy spotřebuje na vzdálenost 1 kilometru a jednoho cestujícího 132 gramů paliva. Spotřeba paliva na jednoho cestujícího z Londýna do New Yorku je zhruba 800 kg.

2. Vrtule a proudový pohon

Výkon v mechanice je dán jako práce vykonaná působící silou na dané dráze za čas, tedy v limitě také jako součin síly a okamžité rychlosti pohybu. Výkon tahové síly FT propulsní soustavy při pohonu letadla rychlostí letu wL je tedy dán jako součin tahu a rychlosti letu.

$$N_T = F_T \cdot w_L$$

Tahový výkon pohonné jednotky letadla je tím větší, čím větší je potřebný tah pro pohon letadla při dané rychlosti letu a čím větší je rychlost letu.

Uvážíme-li, že potřebný tah je roven pro ustálený vodorovný let odporu letadla D, je

$$N_T = F_x \cdot w_L = D \cdot w_L = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot c_D \cdot S \cdot w_L^2 \cdot w_L .$$

Uvážíme-li, že dále platí rovnováha vztlaku letadla L a jeho tíhy G vyjádřená vztahem pro rychlost letu jako funkce vztlakového součinitele cL

$$L = G = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot c_L \cdot S \cdot w_L^2 \Rightarrow w_L^2 = \frac{2G}{\rho_\infty \cdot S \cdot c_L} .$$

Potřebný tahový výkon je pak funkcí tíhy letadla G, aerodynamické jemnosti E, definované jako poměr koeficientu vztlaku a odporu E=cL/cD, a rychlosti letu wL

$$N_{Tpotr.} = D \cdot w_L = \frac{G}{E} \cdot w_L .$$

Potřebný tahový výkon

Potřebný tahový výkon pohonné jednotky NTpotř = NT pro zajištění vodorovného letu konstantní rychlostí wL je přímo úměrný součinu tíhy letadla G a jeho rychlosti letu WL a nepřímo úměrný aerodynamické jemnosti E

Propulsní účinnost

Účinnost využití toku kinetické energie hnacích plynů

- výkonu propulsního systému -

na užitečný výkon tahu propulsního systému

Pro případ vrtule je propulsní účinnost vyjádřena jako poměr užitečného tahového výkonu (součinu tahu vrtule a rychlosti letu) k toku kinetické energie vzduchu vrtulí.

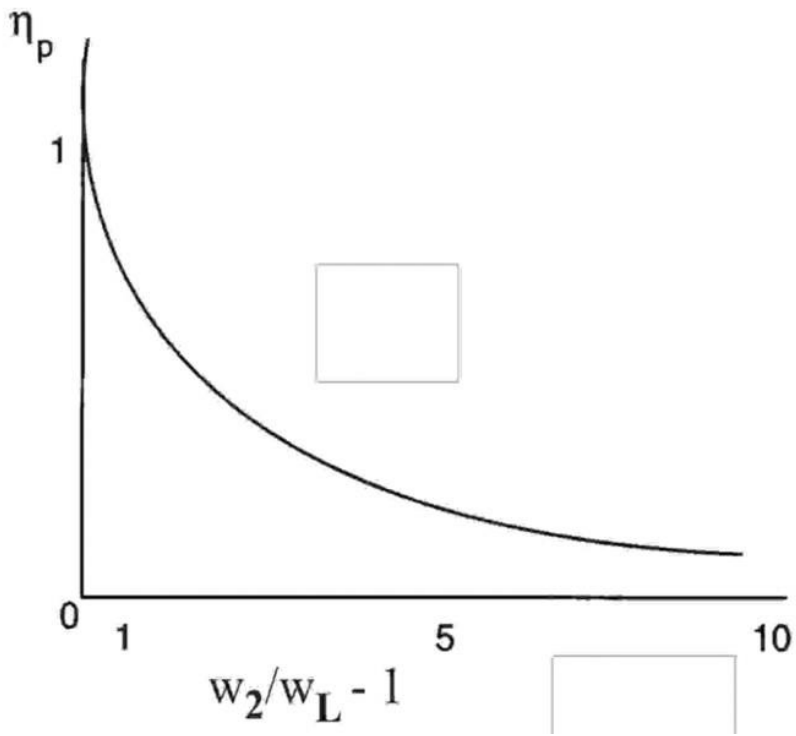
$$\eta_p = \frac{F_T \cdot w_L}{\Delta \dot{E}_{kin}} = \frac{F_T \cdot w_L}{\dot{m}_v \cdot (\frac{1}{2} \cdot w_2^2 - \frac{1}{2} \cdot w_L^2)} = \frac{2}{1 + \frac{w_2}{w_L}}$$

Propulsní účinnost vyjadřuje kvalitu energetické transformace toku kinetické energie propulsní látky propulsní soustavou (v případě vrtule vzduchu) na užitečný tahový výkon, který je jen funkcí rychlosti letu. Protože jde o energetickou transformaci probíhající vně propulsní soustavy, nazývá se propulsní účinnost také jako vnější účinnost propulsní soustavy.

Propulsní účinnost vrtule jako funkce poměru rychlostí vzduchu za vrtulí a před vrtulí

Propulsní účinnost velmi rychle klesá s rostoucím poměrem výstupní rychlosti vzduchu za vrtulí w_2 k rychlosti letu w_L . Proto je pro dosažení vysoké propulsní účinnosti třeba, aby výstupní rychlost za vrtulí byla jen o málo větší než rychlost letu.

S klesajícím poměrem w_2/w_L se však zmenšuje i jejich rozdíl a proto pro zajištění potřebného tahu je nutno zvyšovat hmotnostní průtok vzduchu a zvětšovat průměr vrtule.



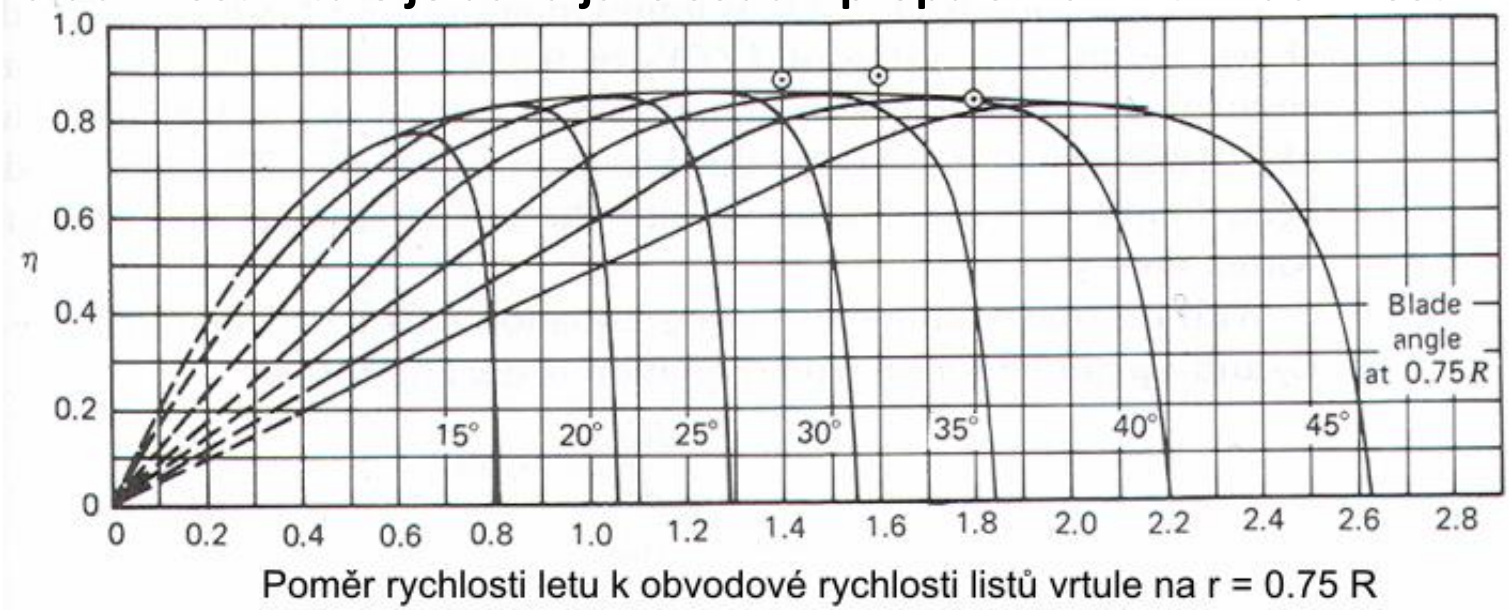
V případě, že poměr výstupní a vstupní rychlosti vzduchu protékajícího vrtulí je roven jedné, je propulsní účinnost vrtule rovna jedné, ale současně je tah vrtule roven nule.

Pro dosažení vysokých hodnot propulsní účinnosti a současně i zajištění potřebného tahu vyplývajícího z aerodynamických charakteristik letadla – aerodynamické poláry – je nutno volit propulsní systém pohonné jednotky letadla s ohledem na cestovní rychlost tak, aby poměr rychlostí nebyl příliš veliký. Čím větší je poměr rychlostí, tím nižší je propulsní účinnost a současně tím menší rozměry má výstupní průřez propulzoru. V důsledku vyšší rychlosti hnacích plynů je i vyšší výkon motoru a vyšší jeho spotřeba paliva.

Celková účinnost vrtule je definována jako poměr užitečného tahového výkonu propusní soustavy k výkonu motoru propulsní soustavu pohánějícímu

$$\eta = \frac{N_T}{N_M} = \frac{F_T \cdot w_L}{M_t \cdot \omega} = \frac{F_T \cdot w_L}{\Delta \dot{E}_{kin}} \cdot \frac{\Delta \dot{E}_{kin}}{M_t \cdot \omega} = \eta_{vněj} \cdot \eta_{vnitř} = \eta_p \cdot \eta_{vnitř}$$

Celková účinnost vrtule je dána jako součin propulsní a vnitřní účinnosti



Závislost celkové účinnost vrtule η se stavitelnými listy vrtule za letu na poměru rychlosti letu k obvodové rychlosti otáčení vrtule na poloměru 0.75 R. R je poloměr vrtule, křivky jsou pro konstantní úhly nastavení vrtulových listů od 15o do 45o.

3. Základy teorie tepelných motorů

Tepelný motor je stroj, který transformuje teplo na mechanickou práci.

Transformace tepla na mechanickou práci může probíhat jen ve stlačitelných tekutinách, tedy v plynech. Vlastností plynů je stlačitelnost, tedy schopnost měnit objem **v** působením tlaku **p**.

Další významnou vlastností plynů je schopnost měnit objem **v** v závislosti na jejich teplotě **T** a tedy obecně v závislosti na tlaku **p** a teplotě plynu **T.**

Vztah mezi objemem plynu **v** a jeho tlakem **p** a teplotou **T** vyjadřuje tak zvaná stavojevná rovnice, která pro tak zvaný ideální plyn, kterému se velmi blíží i vlastnosti vzduchu, má velmi jednoduchý tvar, kde významným parametrem je tak zvaná plynová konstanta **r**, která je funkcí chemického složení plynu či směsi plynů. Pro vzduch je hodnota plynové konstanty r=287,04 J.Kg-1.K-1.

$$p \cdot v = r \cdot T$$

3. Základy teorie tepelných motorů

Transformace tepla **q** na mechanickou práci v nejjednodušší podobě probíhá ve formě tak zvané vnitřní transformace v plynu, který je tepelně izolován od vnějšího prostředí tak, že zajistíme jeho expanzi vhodným technickým zařízením, například myšleným pístem pohybujícím se ve válci s uzavřeným stlačeným plynem. Při expanzi plynu plyn vykonává mechanickou práci **l**, nazývané jako absolutní práce a to na úkor vnitřní u, tepelné energie, obsažené v plynu na počátku jeho expanze. Tato tepelná energie plynu je vnitřní energie, přímo úměrná teplotě plynu **T** a je fyzikálně dána jako suma kinetických energií molekul plynu.

Teplo, které plyn obsahuje, je vyjádřeno jeho vnitřní energií a fyzikálně je ve formě kinetické energie molekul a projevuje se teplotou plynu.

Transformace tepelné energie na energii mechanickou tedy probíhá při expanzi plynu, tedy při zvětšování jeho objemu ze stavu výchozího, daného vysokou teplotou a vysokým tlakem na tlak nižší.

Pro zajištění potřebného množství tepla pro jeho transformaci na mechanickou práci je třeba zvýšit teplotu plynu na příslušnou teplotu a tedy zajistit patřičnou akumulaci tepla do plynu ve formě jeho vnitřní energie. Proces energetických transformací v plynu je řízen zákonem o zachování energie, který v případě transformace tepla na mechanickou práci se nazývá 1. zákonem termodynamiky.

3. Základy teorie tepelných motorů

Transformaci tepelné energie na mechanickou práci definuje **1. zákon termodynamiky**, který je vyjádřením Zákona o zachování energie.

Vyjadřuje energetickou bilanci plynu o vnitřní energii **u** v tepelně izolovaném pracovním prostoru, do kterého je zvenčí přivedeno či z něj odvedeno teplo **δ q**, a změnou objemu **dv** je případně dále realizována mechanická práce plynu, přičemž v případě zvětšování objemu je to práce expanzní **δ lexp**. a v případě zmenšování objemu pak práce kompresní **δ lkomp**.

Zákon o zachování energie pak vyjadřuje, že přivedené či odvedené teplo v infinitezimálním množství **δ q** je obecně možné transformovat do plynu, která je dána jako kinetická energie pohybu všech jeho molekul a je vyjádřena jeho vnitřní energií u závisí pouze na teplotě plynu **T** a tím vyvolat příslušnou její změnu **du**, a dále pak do absolutní mechanické práce plynu **δ la** dané jako součin tlaku plynu p a změny jeho objemu **dv.**

$$\delta q = du + \delta la = cv.dT + p.dv$$

3. Základy teorie tepelných motorů

Další důležité zákony termodynamiky využívané v tepelných motorech:

Druhý zákon termodynamiky vyjadřuje skutečnost, že **teplo nemůže samovolně přecházet z chladnějšího na těleso teplejší.** Dle Thomsonovy a Planckovy formulace: **Nelze sestrojit periodicky pracující tepelný stroj, který by trvale konal práci pouze tím, že by ochlazoval jedno těleso, a k žádné další změně v okolí by nedocházelo.**

Důsledkem toho je, že nemůžeme realizovat tepelný motor tak, že transformujeme přivedené teplo na mechanickou práce se 100 % tepelnou účinností, tedy bez nutnosti odvádět teplo při teplotě okolí. Dokonalou transformaci přivedeného tepla na mechanickou práci bychom mohli realizovat pouze v případě nulové absolutní teploty okolního prostředí. Dalším důsledkem je, že ve skutečnosti jsou všechny změny neživé přírody nevratné, v oblasti termodynamiky to znamená, že při každé reálné změně stavu je generováno teplo, zvyšující tak zvanou entropii látky, nebo celého systému.

3. Základy teorie tepelných motorů

Třetí zákon termodynamiky se týká chování látek v blízkosti absolutní termodynamické nuly. V tomto stavu **ustává jakýkoli pohyb atomů látky.**

Dle Planckovy formulace třetího zákon termodynamiky je **při absolutní nulové teplotě entropie čiské látky pevného nebo kapalného skupenství rovna nule.**

Při teplotě absolutní nuly klesá k nule i tepelná kapacita látek, přičemž závislost tepelné kapacity na teplotě není lineární.

3. Základy teorie tepelných motorů

Aby mohl tepelný motor trvale pracovat, tedy podávat v čase trvalý výkon transformací tepla přivedeného do pracovního plynu na užitečnou mechanickou práci, je třeba technicky zajistit proces zvaný **tepelný oběh** sestávající z uzavřené posloupnosti změn tepelného stavu pracovního plynu, která obsahuje především **stlačení plynu, přívod tepla do stlačeného plynu a jeho následnou expanzi,** při které se plyn koná užitečnou mechanickou práci tím, že působí na pracovní prvky stroje, kterým mechanickou práci při jejich pohybu předává.

Pro uzavření tepelného oběhu je třeba zajistit převedení tepelného stavu pracovního plynu, který je dán jeho teplotou a tlakem, opět do počátečního bodu oběhu.

Po expanzi plynu na úroveň tlaku rovném tlaku plynu v počátečním bodě oběhu, je teplota plynu po jeho expanzi vždy vyšší než teplota plynu v počátečním bodě oběhu, která pro tepelné motory s vnitřním spalováním vždy rovna teplotě atmosférického vzduchu. Z toho vyplývá nutnost odvodu tepla z plynu po jeho expanzi a jeho ochlazení na počáteční teplotu.

3. Základy teorie tepelných motorů

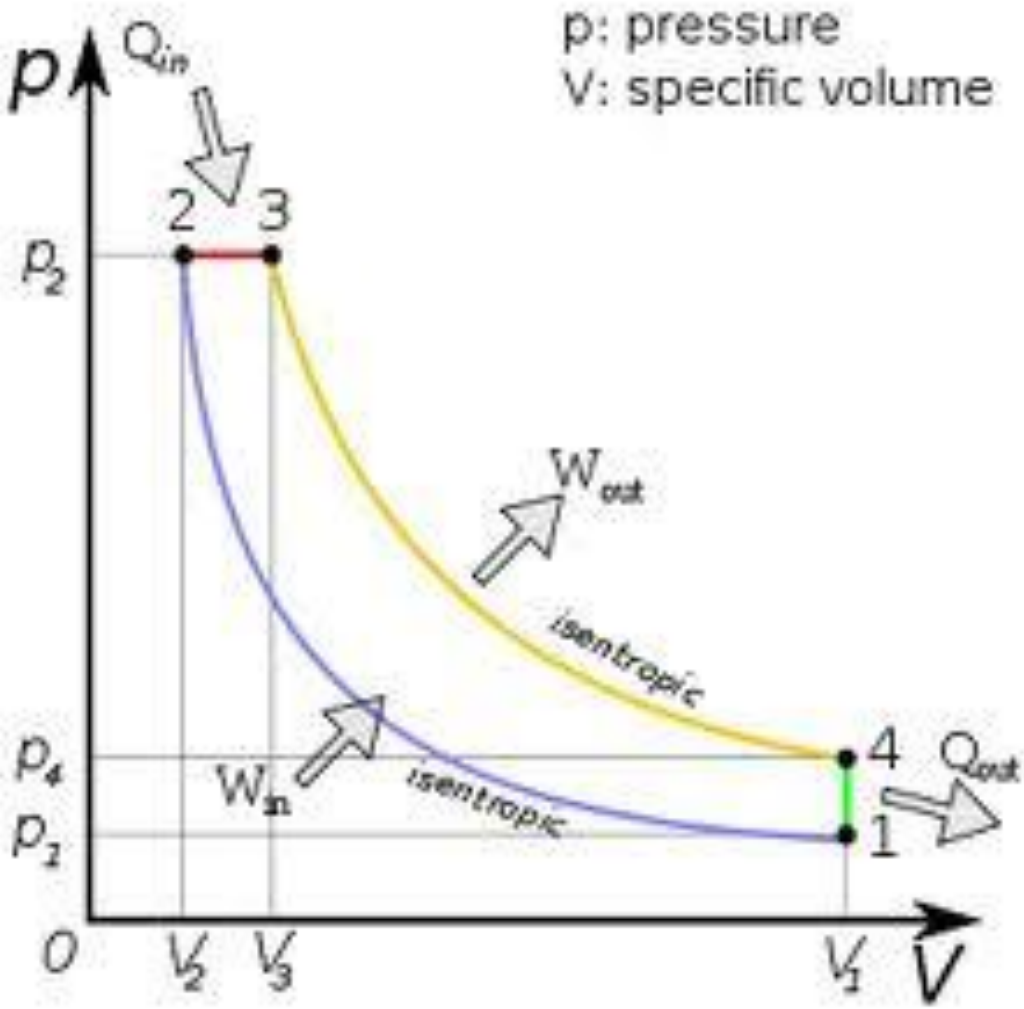
Matematicky je vyjádřen tepelný oběh, tedy uzavřená posloupnost termodynamických změn stavu plynu, integrací diferenciální rovnice vyjadřující 1. zákon termodynamiky po uzavřené křivce.

Křivkový integrál sdíleného tepla v průběhu tepelného oběhu **δq** pak dává ve výsledku teplo, které bylo oběhem využito na jeho přeměnu na užitečnou mechanickou práci a vyjadřuje se jako rozdíl tepla do plynu přivedeného $\mathbf{q_{přiv}}$**.** a tepla z plynu odvedeného $\mathbf{q_{odv}}$..

Křivkový integrál vnitřní energie du dává nulovou výslednou hodnotu, neboť vnitřní energie je funkcí teploty **T** a ta je na počátku i konci integrace stejná.

Křivkový integrál absolutní práce plynu **δla** je tímto roven množství tepla, přeměněného na mechanickou práci a ve skutečnosti vyjadřuje rozdíl expanzní práce plynu **Laexp.** a práce kompresní **Lakomp.**.

3. Základy teorie tepelných motorů



- ˇ

$$\oint \delta q = \oint c_v \cdot dT + \oint p.dv$$

$$q_{priv.} - q_{odv.} = l_{a\exp.} - l_{akomp.} = l_{uz}$$

Účinnost transformace přivedeného tepla na užitečnou mechanickou práci tepelného oběhu je vyjádřena tepelnou účinností **ηt.**

$$\eta_t = \frac{l_{uz}}{q_{priv.}} = \frac{q_{priv.} - q_{odv.}}{q_{priv.}}$$

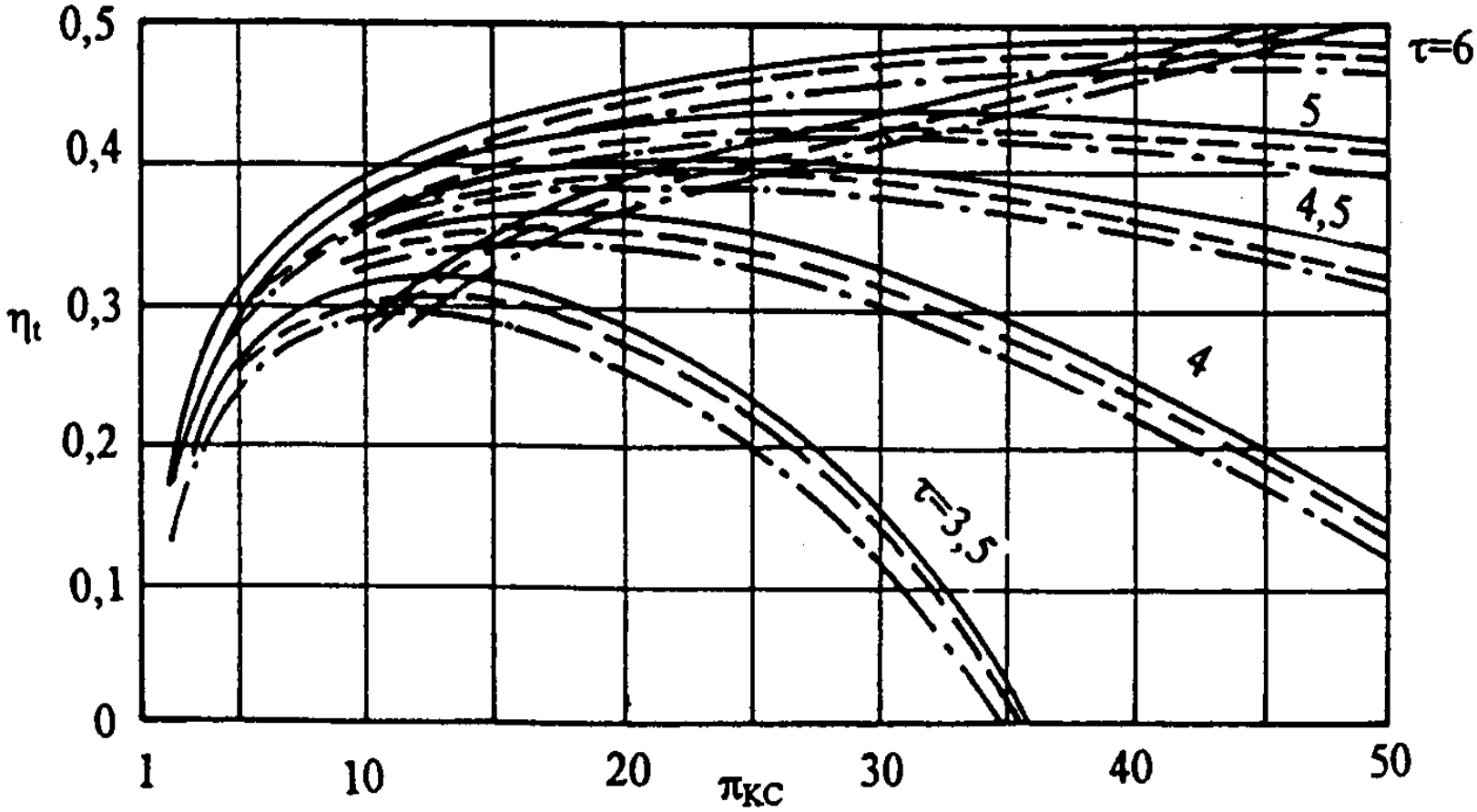
3. Základy teorie tepelných motorů

Tepelná účinnost ηt je jedním ze základních provozních parametrů tepelných motorů.

Tepelná účinnost tepelného oběhu motoru zásadně ovlivňuje provozní ekonomiku motoru, která je u spalovacích motorů vyjádřena spotřebou paliva vztaženou na užitečný výkon motoru.

Tepelná účinnost tepelného oběhu je především funkcí dvou návrhových parametrů:

1. **Tlakový poměr π** daný jako poměr maximálního tlaku plynu v oběhu k tlaku plynu na počátku, pro spalovací motory poměr maximálního tlaku vzduchu po jeho stlačení k atmosférickému tlaku.
2. **Teplotní poměr τ** daný jako poměr nejvyšší teploty plynu v oběhu k nejnižší teplotě, pro spalovací motory poměr maximální teploty plynů před jejich expanzí k atmosférické teplotě vzduchu vstupujícího do motoru.



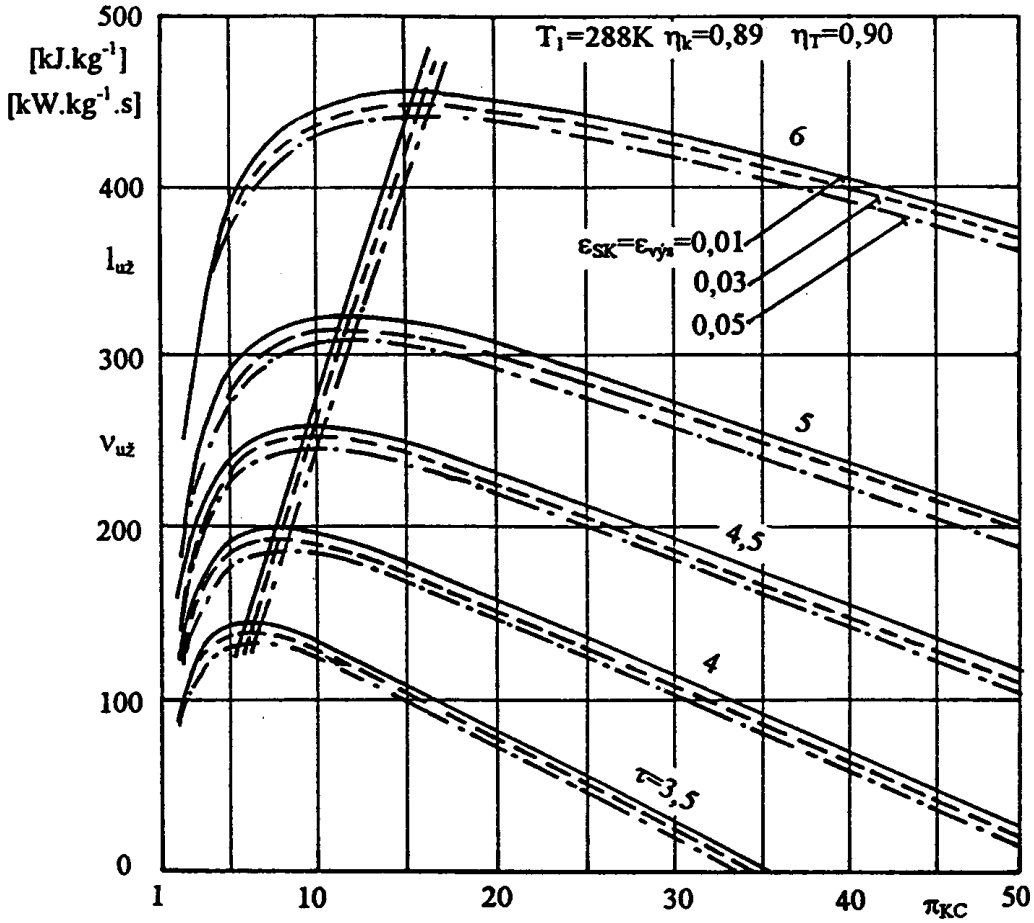
Příklad závislosti tepelné účinnosti ηt tepelného oběhu turbínového motoru na celkovém tlakovém poměru πKc a celkovém teplotním poměru τ

3. Základy teorie tepelných motorů

Druhým významným provozním parametrem tepelných motorů je užitečná práce **Luž**, respektive její měrná hodnota **luž**, kterou zajišťuje tepelný oběh transformací tepla v jednom kilogramu pracovního plynu.

(Prakticky je ale z hlediska provozního využíván užitečný výkon **Nuž,** který je motorem produkován, respektive jeho měrná hodnota **υuž** vztažená na průtok jednoho kilogramu za sekundu pracovního plynu –vzduchu, protékajícího motorem. Tepelná účinnost tepelného oběhu motoru zásadně ovlivňuje provozní ekonomiku motoru, která je u spalovacích motorů vyjádřena spotřebou paliva vztaženou na užitečný výkon motoru. Číselně je hodnota měrné užitečné výkonnosti **υuž** stejně velká jako měrná užitečná práce luž).

Užitečná měrná výkonnost **υuž** tepelného oběhu je podobně jako tepelná účinnost především funkcí tlakového poměru **π** a teplotního poměru **τ** .



Příklad závislosti měrné užitečné práce luž a měrného užitečného výkonu νuž turbínového motoru na celkovém tlakovém poměru πKc a celkovém teplotním poměru τ

3. Základy teorie tepelných motorů

Užitečná mechanická práce plynu může být realizována dvěma různými způsoby:

1. **Expanzí plynu** uzavřeného v pracovním prostoru stroje, **působícího statickým tlakem na relativně malými rychlostmi se pohybující píst,** který dále přenáší expanzní práci plynu vhodným mechanismem na hnací ústrojí motoru. V tomto případě probíhá tepelný oběh v plynu uzavřeném v pracovním prostoru motoru, přičemž plyn a všechny jeho molekuly procházejí v průběhu tepelného oběhu tepelnými stavy od počátečního bodu opět k počátku obědu. Tepelný oběh je tedy obíhán celou náplní pracovního plynu periodicky. Jde o **periodický tepelný oběh** a pracovní prostor motoru a obsah náplně pracovního plynu jsou v daném místě podrobovány v čase proměnnými termodynamickými i z nich plynoucími silově dynamickými stavy. Tepelný motor je nazýván jako objemový, neboli pístový.

   Podle způsobu, kterým je realizován tepelný oběh pístového motoru rozdělujeme pístové **motory s vnějším a vnitřním spalováním**, tak zvané spalovací motory.

   Spalovací motory dále dělíme podle způsobu, kterým je realizován tepelný oběh na **čtyřdobé a dvoudobé.**

3. Základy teorie tepelných motorů

2. **Aerodynamickým působením pracovního plynu a jeho expanzí při průtoku kanály expanzních turbín vysokými rychlostmi,** na jejichž účinné části působí aerodynamickými silami generovanými plynem při změnách jeho průtokové hybnosti a tlakovými silami vyvolanými změnami statického tlaku plynu při průtoku kanály proměnného průřezu a křivosti. V tomto případě pracovní plyn – vzduch protéká motorem kontinuálně, vysokými rychlostmi, termodynamické stavy plynu se v čase nemění, jejich změna probíhá pouze podél dráhy plynu při jeho průtoku motorem od vstupu k výstupu. V tomto případě je realizován **kontinuální tepelný oběh,** příslušný tepelný motor je nazýván jako proudový.

   Podle konstrukčního uspořádání a způsobu realizace tepelného oběhu a formy, v jaké je produkován užitečný výkon motoru se proudové motory dělí na dvě hlavní skupiny a to na **proudové motory bezlopatkové a lopatkové.**

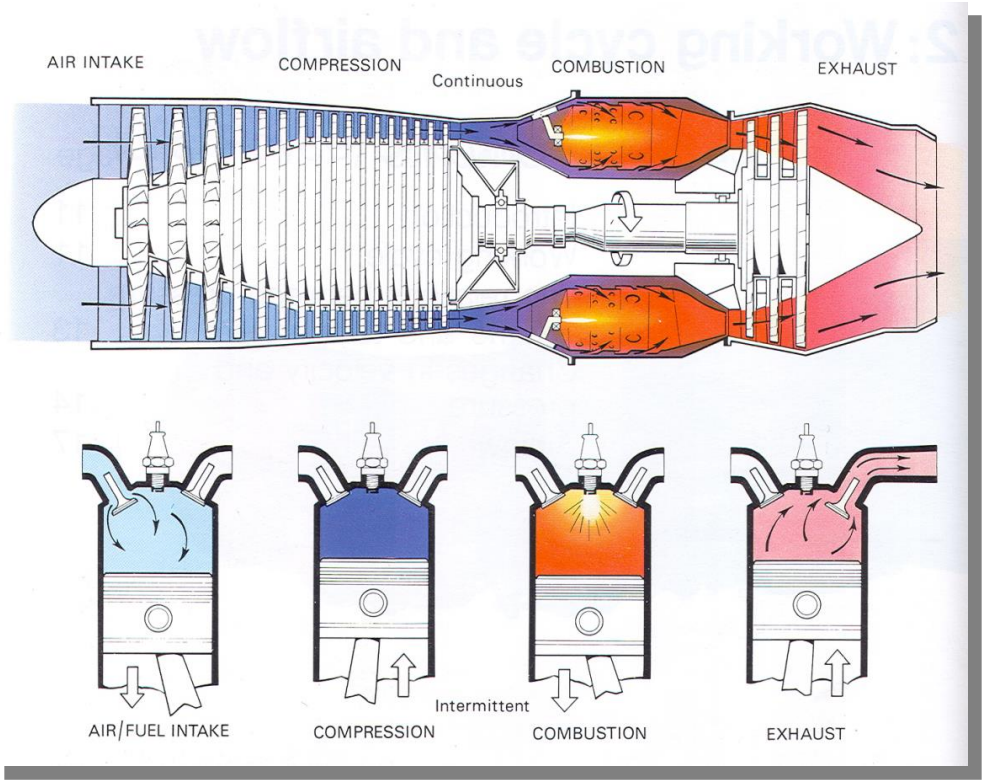
   Představitelem bezlopatkových motorů je **náporový motor.**

   Představiteli lopatkových motorů jsou **turbínové motory proudové, dvouproudové, turbovrtulové a tirbohřídelové.**

3. Základy teorie tepelných motorů

Tepelný oběh kontinuální - turbínový motor

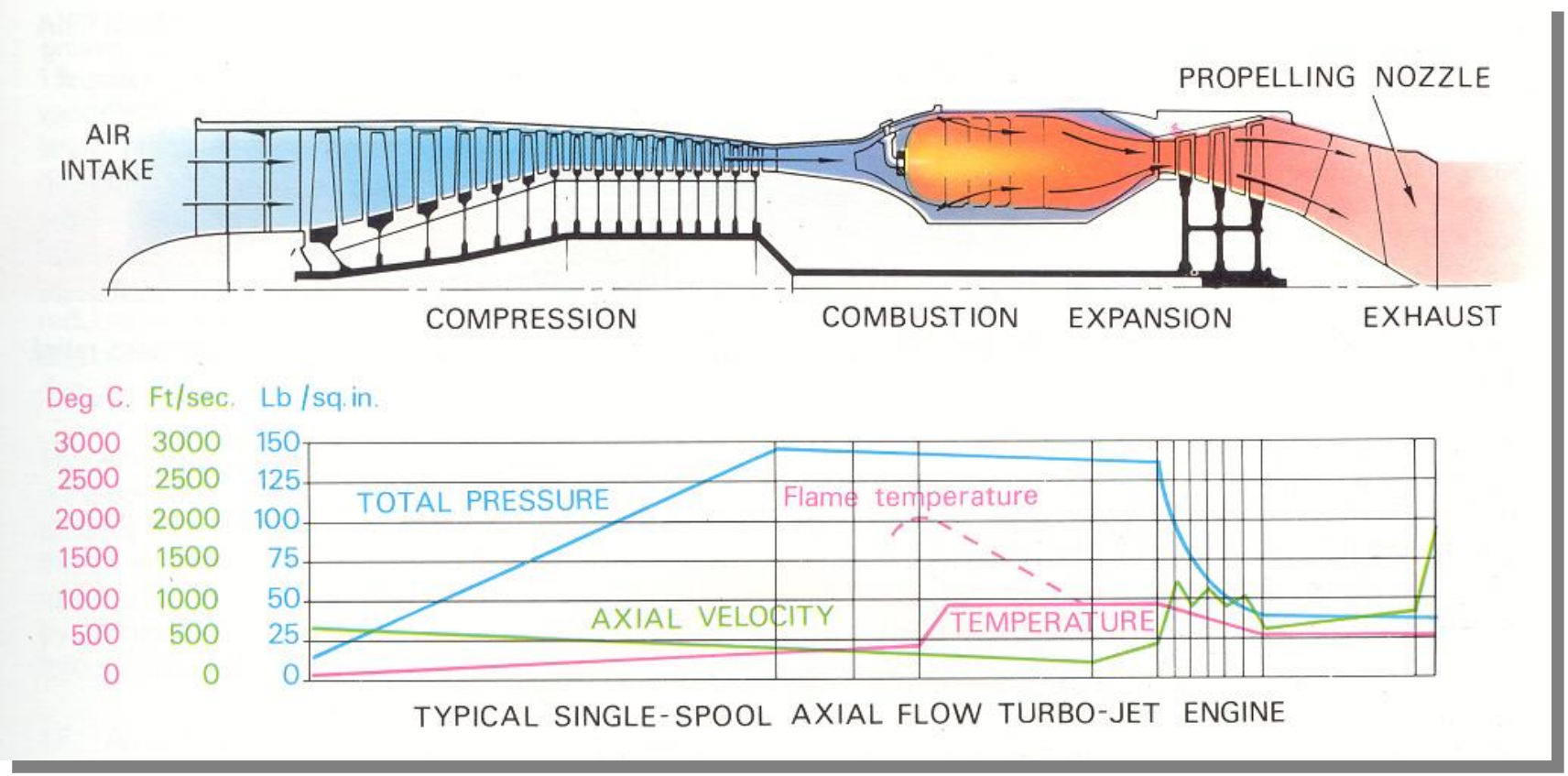
Průtok vzduchu a paliva motorem je ustálený, tlaky a teploty vzduchu a spalin se s časem nemění, pracující motor nepůsobí navenek dynamickými silovými účinky až na případné vibrace od drobných nevyvážených hmot na rotorech. Dynamické buzení je velmi nízké, působící síly se mění s časem pomalu jen při změnách pracovních režimů chodu motoru.



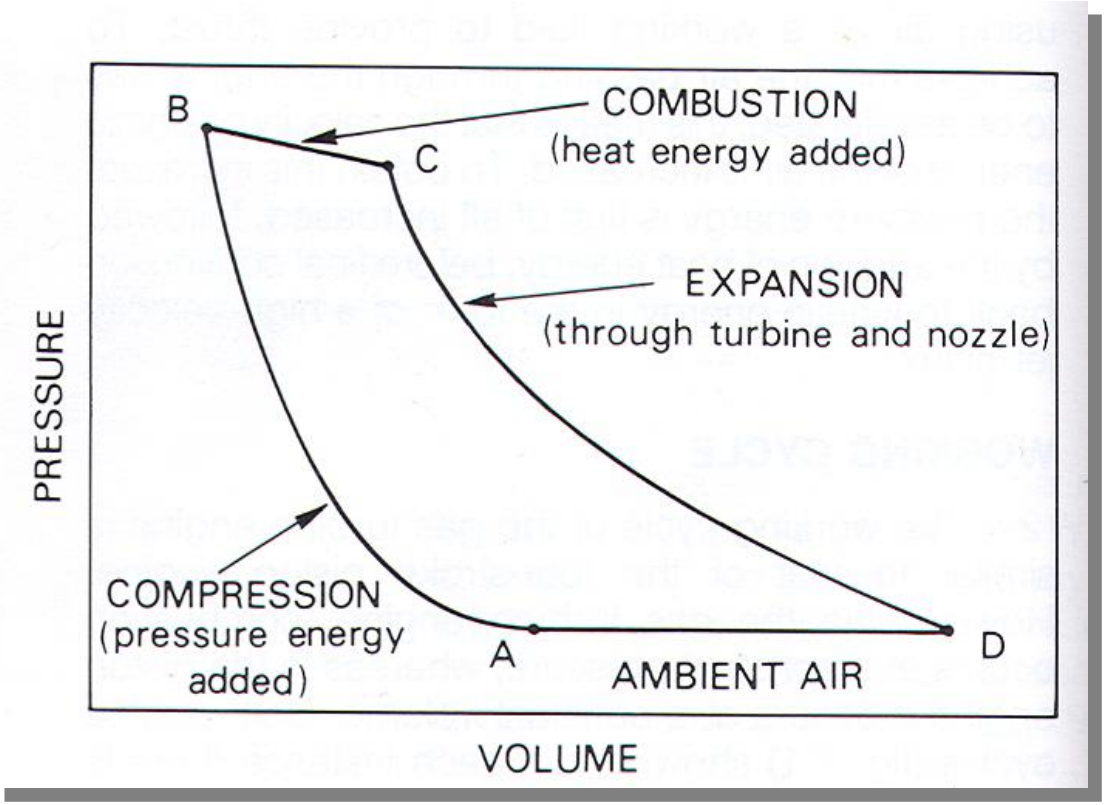
Tepelný oběh periodický - pístový motor

Průtok vzduchu a paliva je přetržitý, po dobu komprese ve válci a expanze je pracovní náplň uzavřena ve válci a probíhá tuto část tepelného oběhu celé uzavřené množství pracovní náplně. Chod motoru je nestacionární, mění se s časem tlak i teplota plynu ve válci, motor působí dynamickými silovými účinky navenek a je zdrojem dynamického buzení pohonné jednotky a jejího uložení v konstrukci letadla.

Průběhy tlaku, teploty a průtokové rychlosti plynů při jejich průtoku turbínovým proudovým motorem



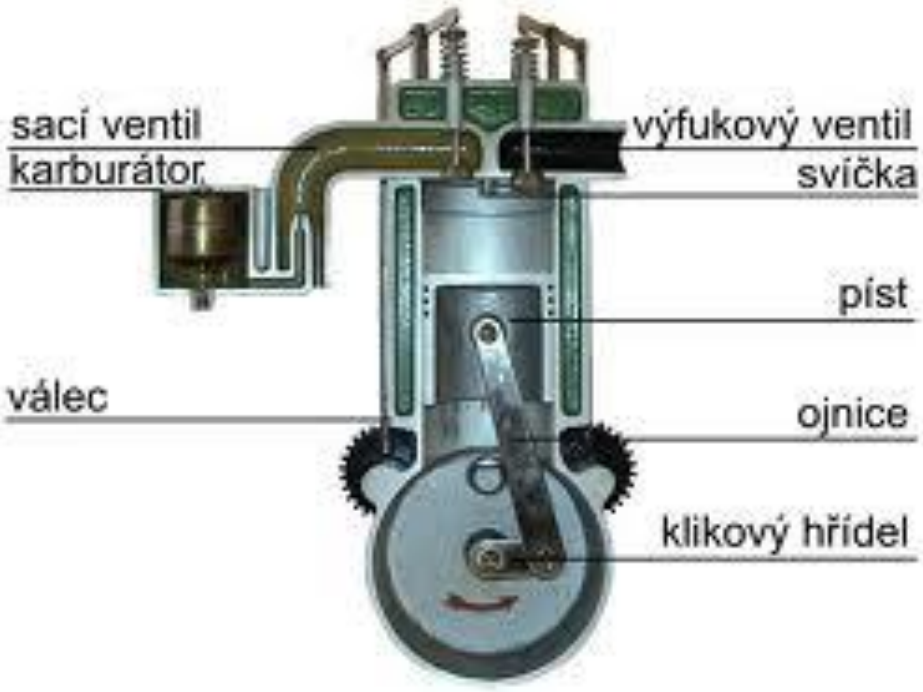
3. Základy teorie tepelných motorů

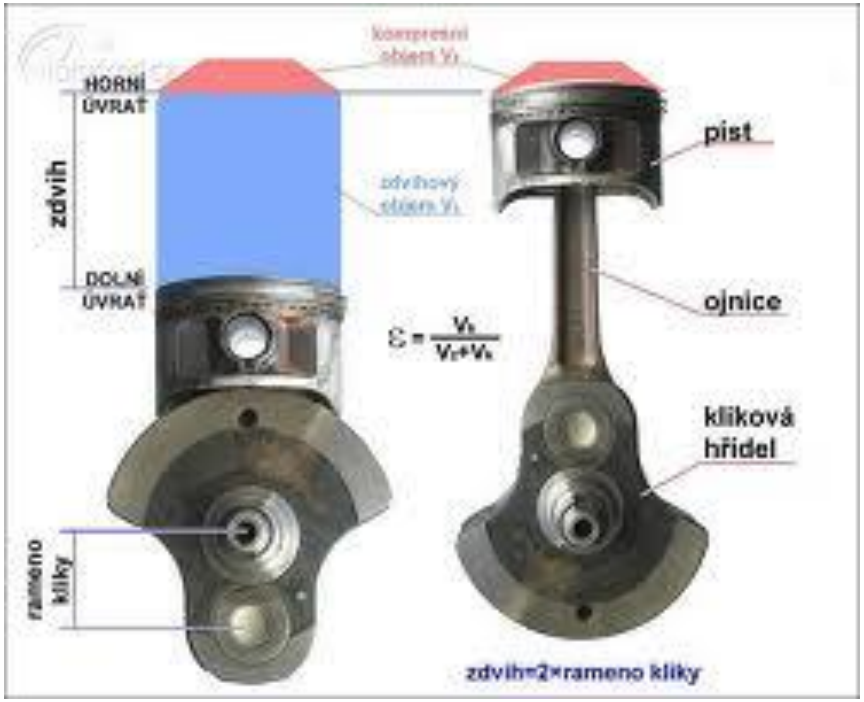


- **Tepelný oběh turbínového motoru v P – v diagramu**
- Plocha uzavřená uvnitř oběhu je úměrná užitečné práci oběhu
- Užitečná práce je tím větší čím větší je poměr tlaků a poměr teplot oběhu
- Tepelná účinnost oběhu je tím větší čím větší je poměr tlaků a poměr teplot oběhu

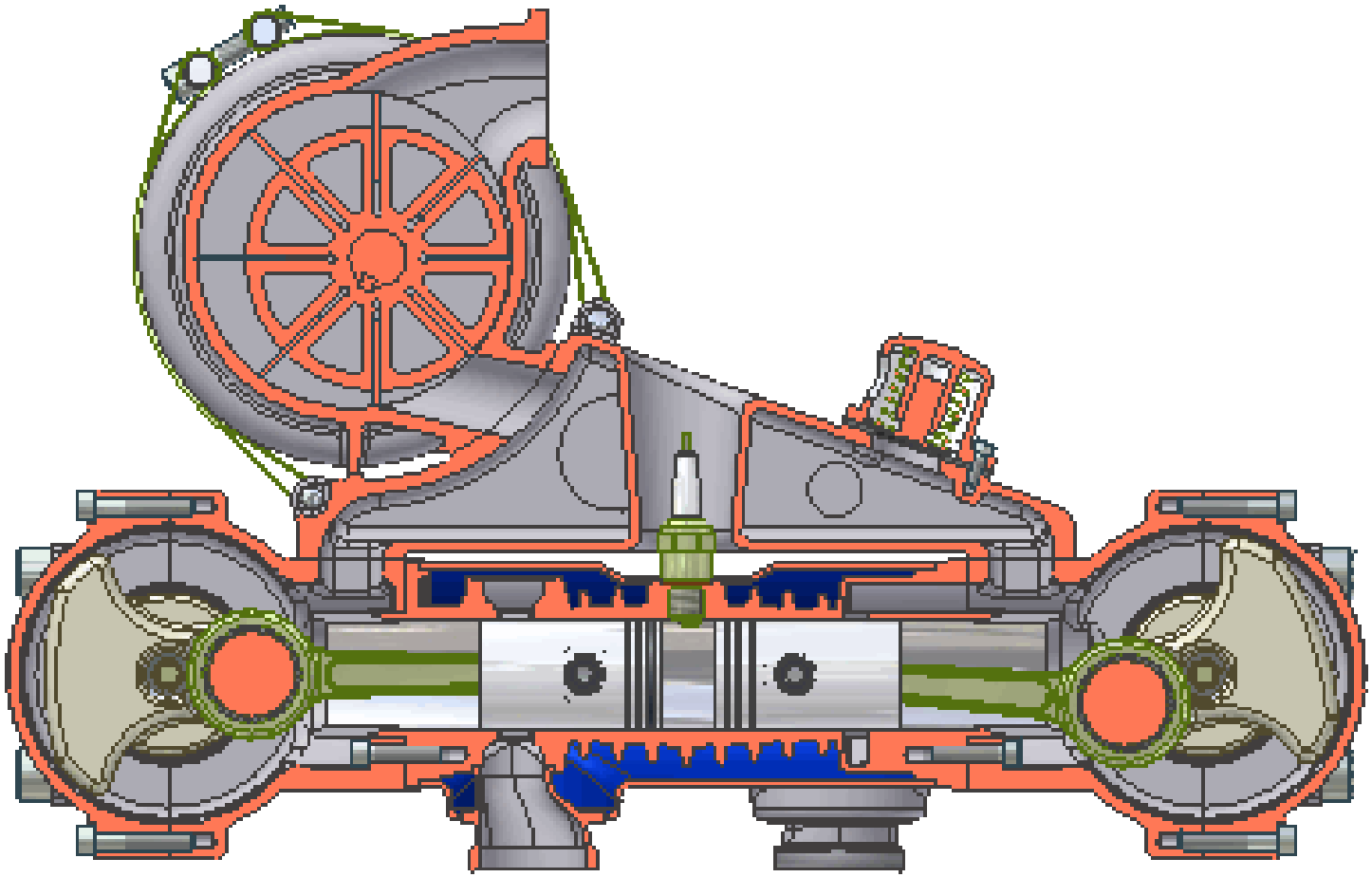
4 dobý zážehový pístový motor

- s ventilovým rozvodem



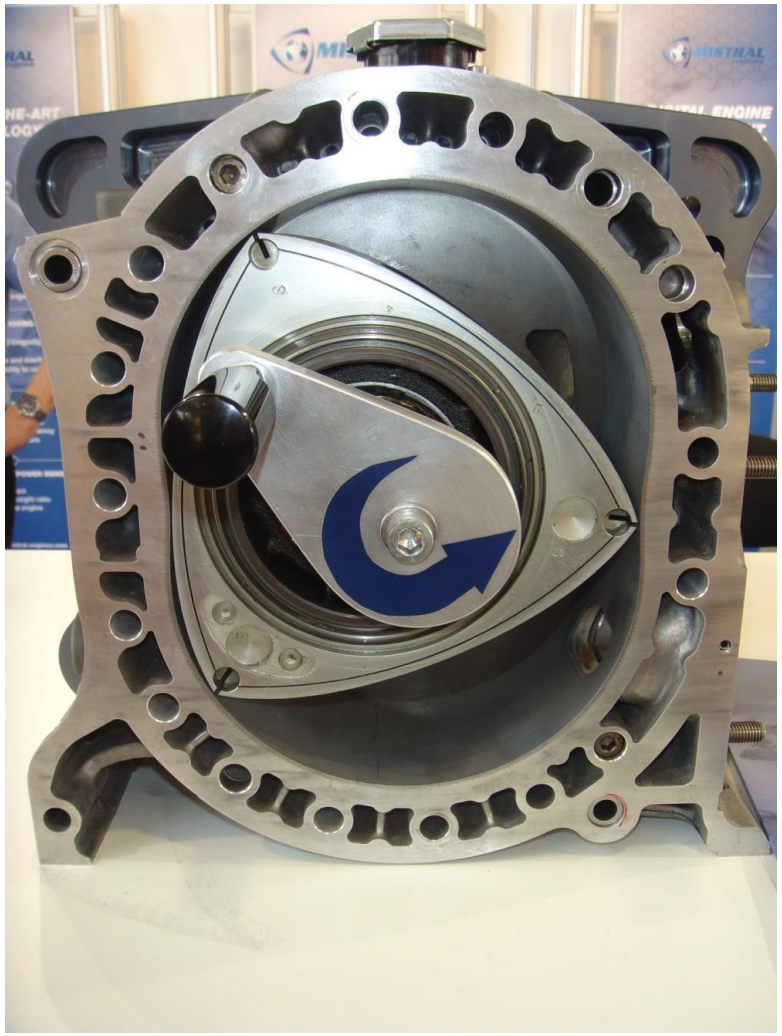


4. Pístové motory



2 dobý zážehový pístový motor s protilehlými písty s kanálovým rozvodem

4. Pístové motory

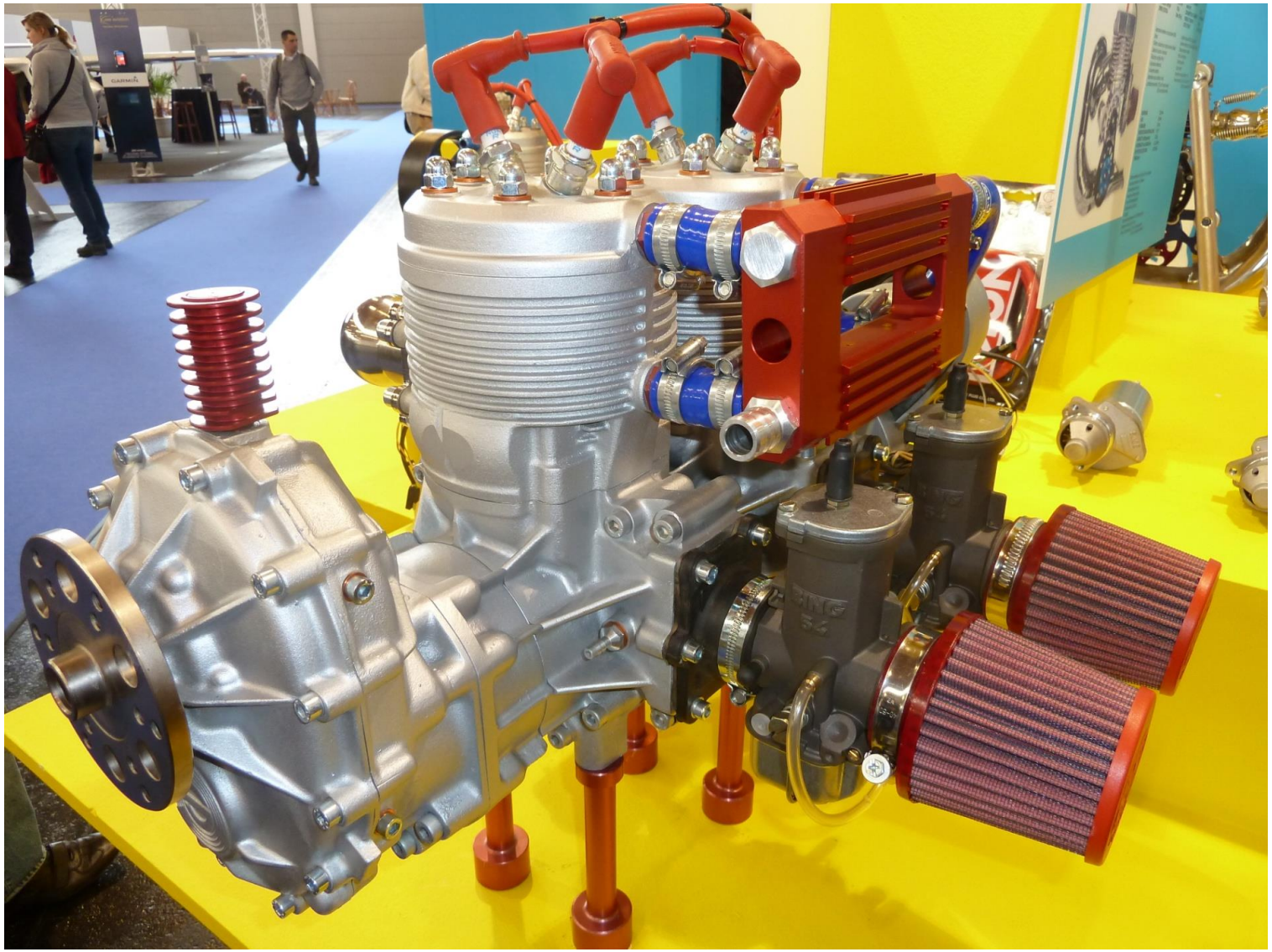


Spalovací motor s krouživým pístem Wankel

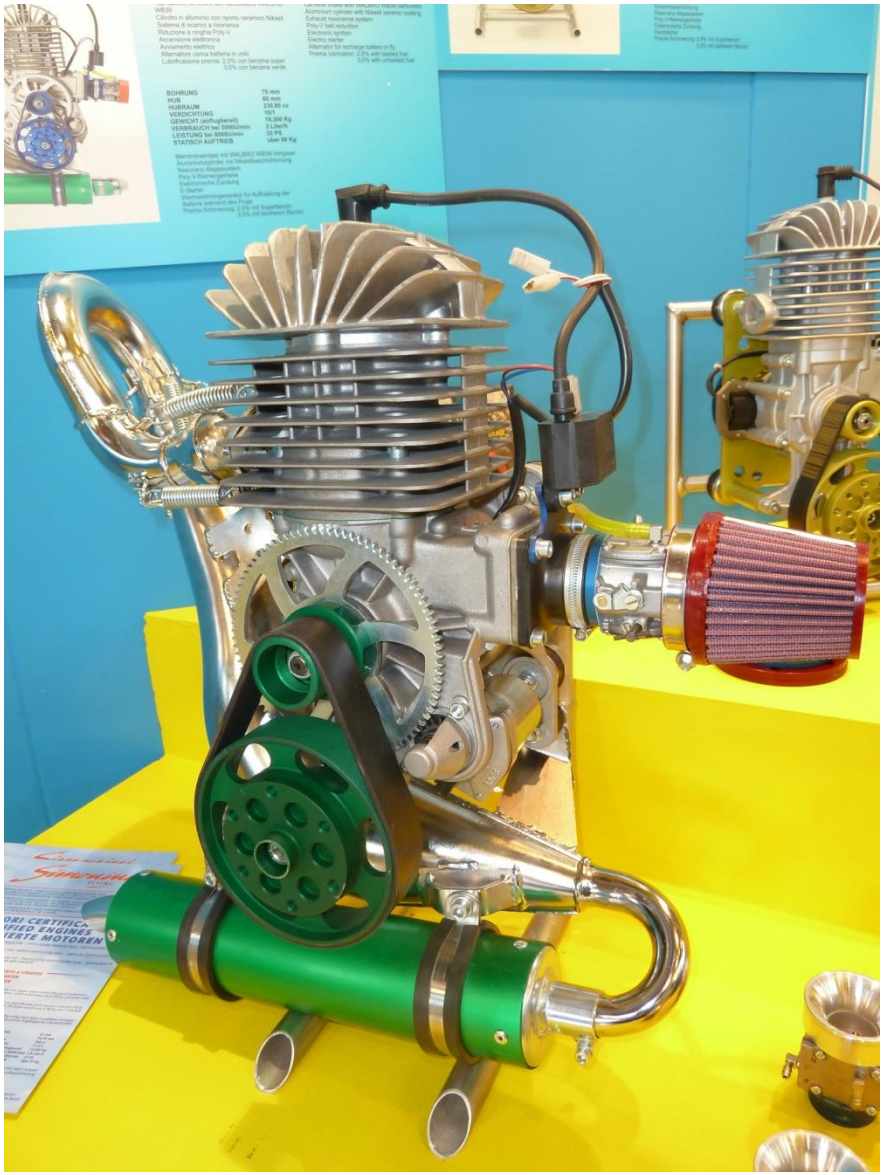
4. Pístové motory

Spalovací motor s krouživým pístem Wankel

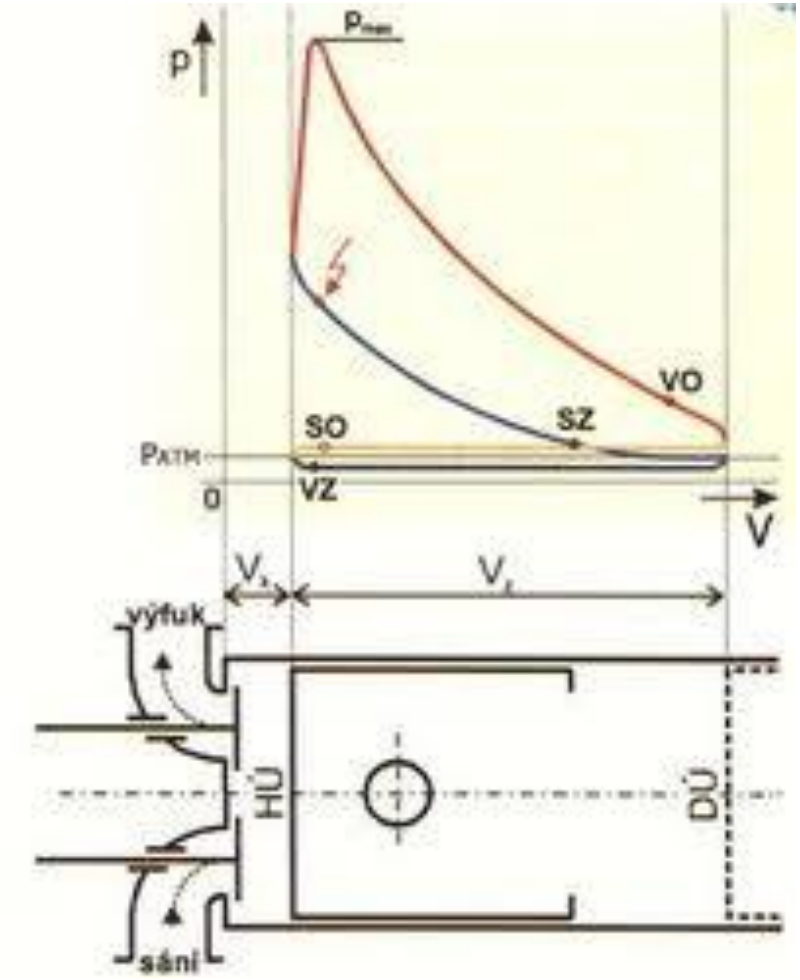
4. Pístové motory



4. Pístové motory



4. Pístové motory



4. Pístové motory

Indikovaný výkon **Nind** tepelného oběhu je dán integrací práce indikátorového diagramu oběhu a násobení této práce frekvencí, s jakou se oběh obíhá, která je přímo úměrná otáčkám motoru **n** násobených dvěma a dělena počtem pracovních dob i (půlotáček klikového hřídele) tvořících tepelný oběh.

$$N_{ind} = \frac{2.n}{i.60}.\oint p.dV = \frac{2n}{i.60}.V_z.\frac{\oint p.dV}{V_z}$$

V_z je zdvihový objem motoru daný jako součin plochy pístu a zdvihu pístu z, který je roven dvojnásobku ramene klikového hřídele

$$V_Z = \frac{\pi \cdot D_P^{\ 2}}{4} \cdot z \qquad\qquad p_i = \frac{\oint p.dV}{Vz}$$

p_i je tak zvaný indikovaný tlak plynů ve válci motoru, představovaný střední hodnotou tlaku plynů, který je vztažen na celý zdvih pístu z.

4. Pístové motory

Indikovaný výkon $\mathbf{N_i}$ tepelného oběhu je možno dále vyjádřit jako součin střední rychlosti pístu motoru $\mathbf{w_{sp}}$, středního indikovaného tlaku $\mathbf{p_i}$ a plochy pístu $\mathbf{A_p}$.

$$N_{ind} = \frac{2.n}{i.60}.p_i \frac{\pi \cdot D_p^2}{4}.z = \frac{1}{i} \cdot \frac{2 \cdot z.n}{60}.p_i \cdot \frac{\pi \cdot D_p^2}{4} = \frac{1}{i} \cdot w_{sp}.p_i.A_p$$

$$w_{sp} = \frac{2 \cdot z \cdot n}{60}$$

Přenos indikovaného výkonu z pracovního válce motoru pístem přes klikový mechanismus na klikový hřídel a výstupní přírubu motoru je provázen třecími i ventilačními ztrátami v ložiskách a mechanickým odběrem části užitečného výkonu na pohon rozvodového mechanismu, chlazení, mazání, palivového a zapalovacího systému motoru. Tato mechanická ztráta je vyjádřena mechanickou účinností $\boldsymbol{\eta_{mech}}$ a snížený výkon, který je jako užitečný výkon produkován motorem pak je vyjádřen ve vztahu pro **užitečný výkon motoru $\mathbf{N_{uz}}$** prostřednictvím efektivního tlaku plynů na píst $\mathbf{p_e}$.

$$N_{uz} = \eta_{mech} \cdot \frac{1}{i}.w_{sp}.p_i.A_p = \frac{1}{i}.w_{sp}.p_e.A_p$$

5. Proudové motory

Proudový motor je tepelný motor s kontinuálním tepelným oběhem, který je realizován proudovými stroji. Stlačení vzduchu zajišťuje lopatkový kompresor poháněný turbínou.

Teplo je do oběhu přiváděno ve spalovací komoře kontinuálním spalováním paliva vstřikovaného do komory palivovými tryskami.

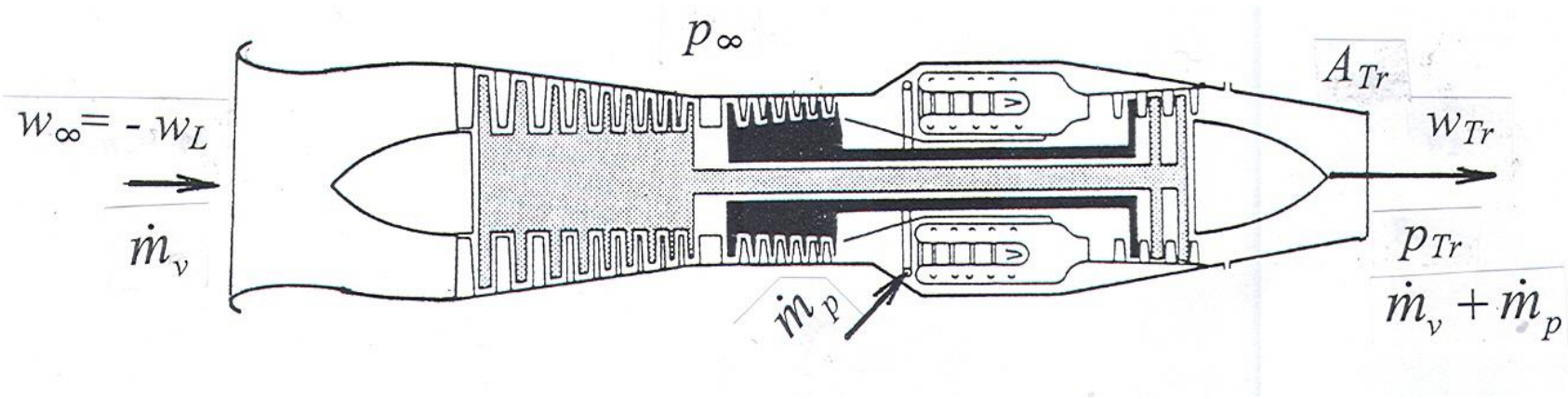
Po expanzi hnacích plynů v turbíně, kde hnací plyny předají část své tepelné a tlakové energie nutné pro pohon kompresoru, pak plyny vstupují do hnací trysky motoru, ve které expanzí do okolní atmosféry dochází k významnému urychlení plynů na vysokou výstupní rychlost. Je to dáno tím, že po předání tlakové a tepelné energie turbíně mají hnací plyny za turbínou ještě značný přetlak vzhledem k atmosférickému tlaku a také 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.

Proudové motory špičkových parametrů mohou urychlovat hnací plyny v trysce až na výstupní rychlosti v řádu mnoha set až 1000 metrů za sekundu, tedy i do vysokých nadzvukových rychlostí. To umožňuje pohon letadel s vysokými i nadzvukovými rychlostmi letu.

5. Proudové motory

Pro pochopení transformace tepelné energie na užitečnou práci je dále uveden příklad pro stanovené užitečného výkonu a tepelné účinnosti proudového motoru.

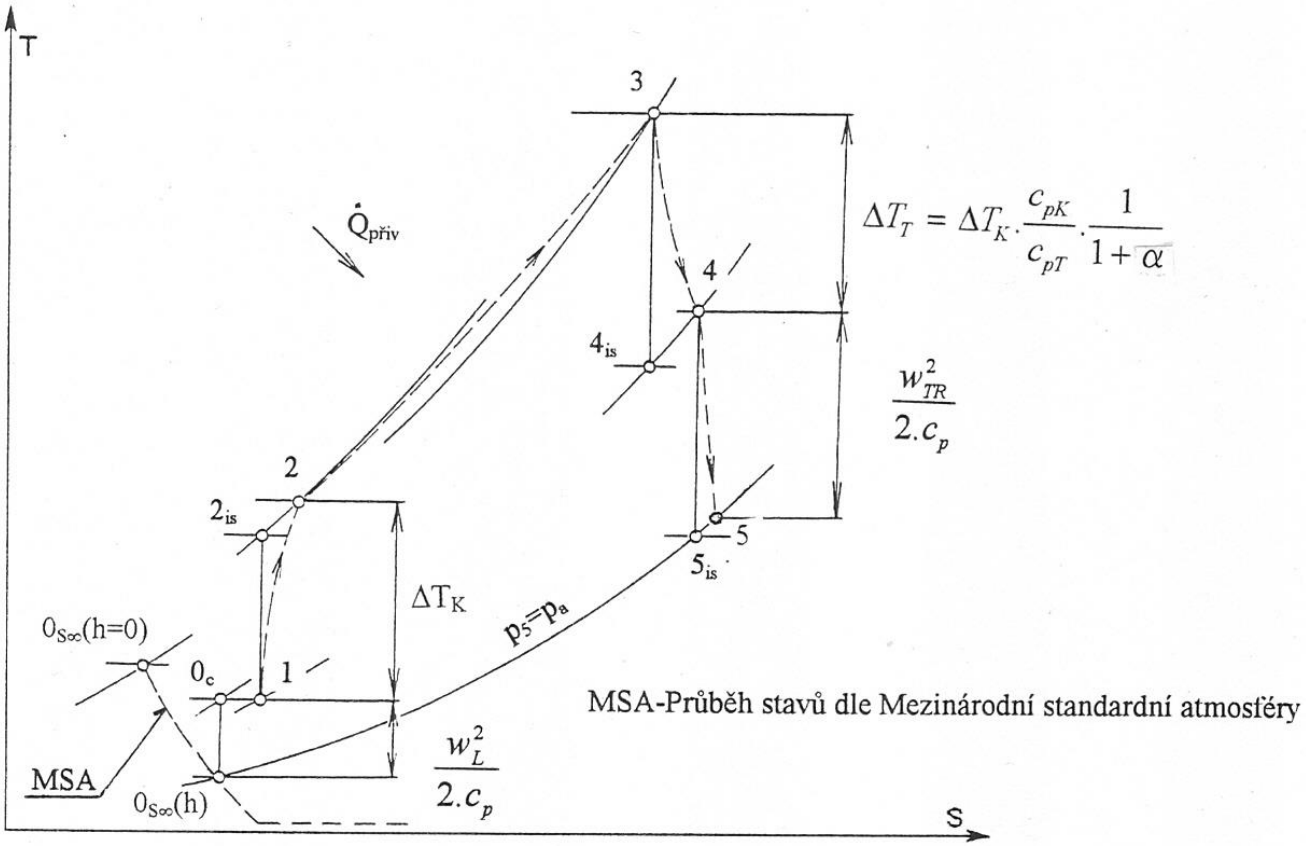


Stavy vzduchu při průtoku motorem

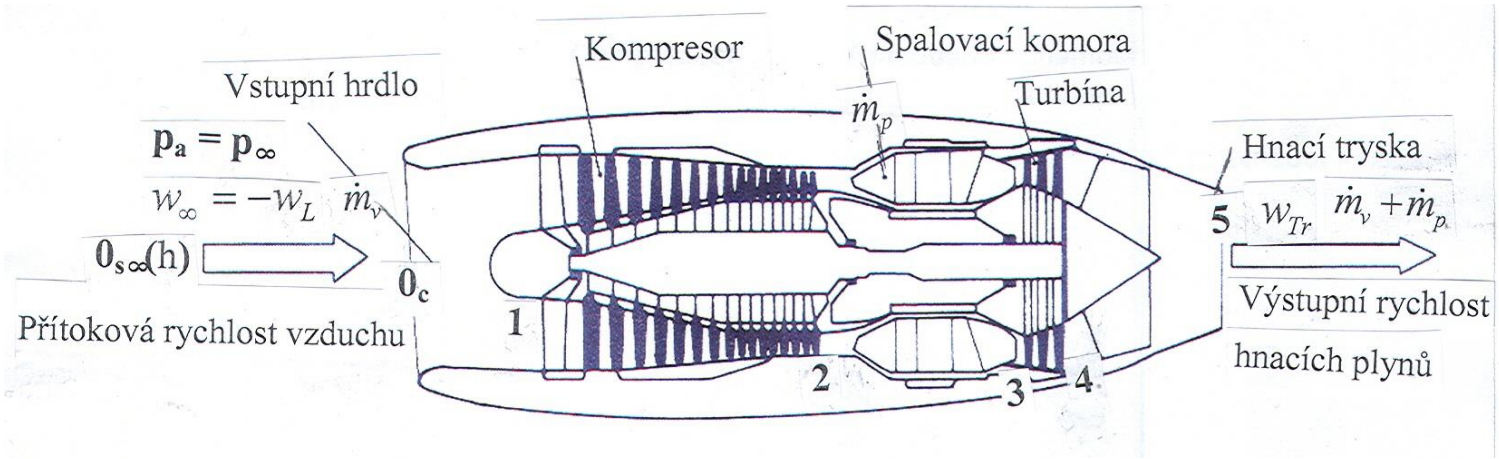
Stav před motorem	Stav na vstupu do kompresoru	Stav na výstupu z kompresoru	Stav na vstupu do turbíny	Stav na výstupu z turbíny	Stav na výstupu z hnací trysky
∞	1	2	3	4	5

5. Proudové motory

- Pro pochopení transformace tepelné energie na užitečnou práci je dále uveden příklad tepelného oběhu jednoproudového motoru letadla letícího rychlostí letu w_L ve výšce h dle Mezinárodní standardní atmosféry MSA. Tepelný oběh je uveden v souřadném systému Teplota T – Entropie s..



5. Proudové motory



Vzduch přitékající k motoru rychlostí letu je ještě před motorem vzhledem k pohybujícímu se motoru stlačen náporovým účinkem. Při průtoku kompresorem je dále stlačován působením kompresoru. Celkový tlakový poměr tepelného oběhu je dán součinem náporového tlakového poměru a tlakového poměru kompresoru. Ideálně probíhá komprese adiabaticky.

5. Proudové motory

Ve spalovací komoře dojde v důsledku spalování paliva k uvolnění tepla, které je přivedeno do vzduchu. Proces probíhá ideálně za stálého tlaku. V příkladu se zanedbává množství paliva a uvažuje se pouze vzduch. Tato fáze oběhu je velmi zásadní, neboť se jedná o přivedené teplo $Q_{přiv}$.

V turbíně expanduje horký vzduch a předává část své energie v míře, která je nutná pro pohon kompresoru. Práce, či výkon turbíny se rovná práci, či výkonu kompresoru. Protože má vzduch na výstupu z turbíny ještě vysokou energii tepelnou a tlakovou, tlak na výstupu z turbíny je větší, než tlak okolní atmosféry, expanduje vzduch dále v hnací trysce a to na tlak okolní atmosféry.

Užitečný výkon motoru je dán rozdílem expanzní a kompresní práce oběhu násobeném hmotnostním tokem vzduchu motorem.

5. Proudové motory

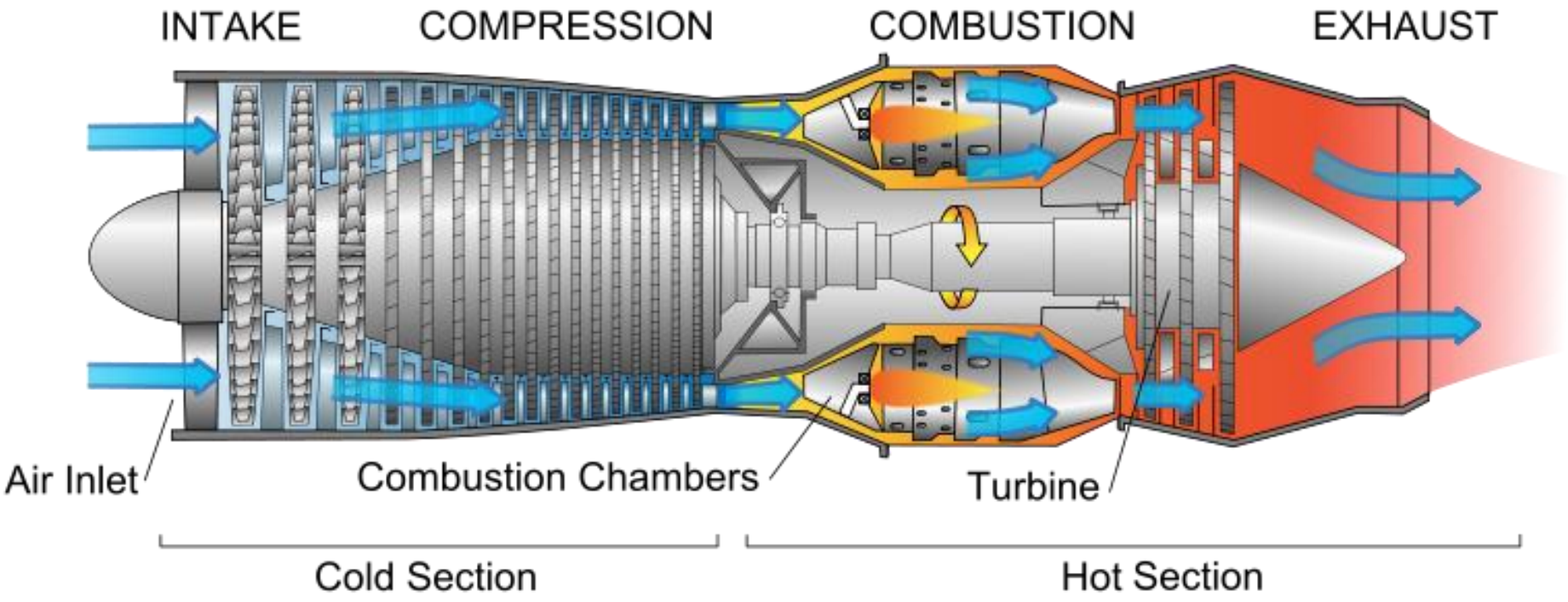


Schéma jednoproudového motoru

5. Proudové motory

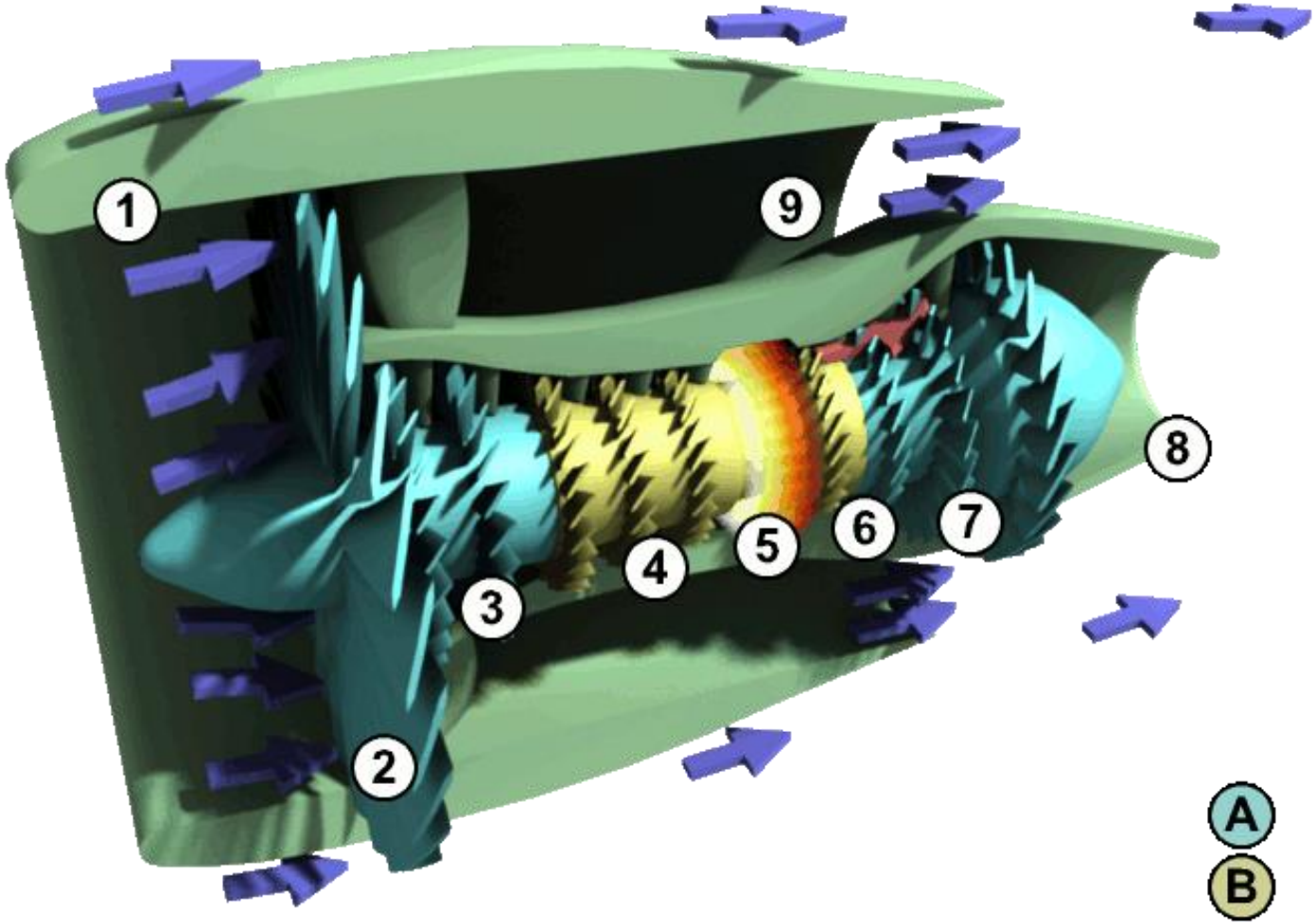
Tah proudového motoru v případě, že ve výstupním průřezu hnací trysky je tlak hnacích plynů roven okolnímu atmosférickému tlaku je pak dána výrazem:

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

kde w_{Tr} je rychlost hnacích plynů ve výstupním průřezu hnací trysky, w_L je rychlost letu, mV je průtok vzduchu motorem v kilogramech za sekundu a m_P je množství paliva vstřikovaného a spalovaného ve spalovací komoře motoru v kilogramech za sekundu.

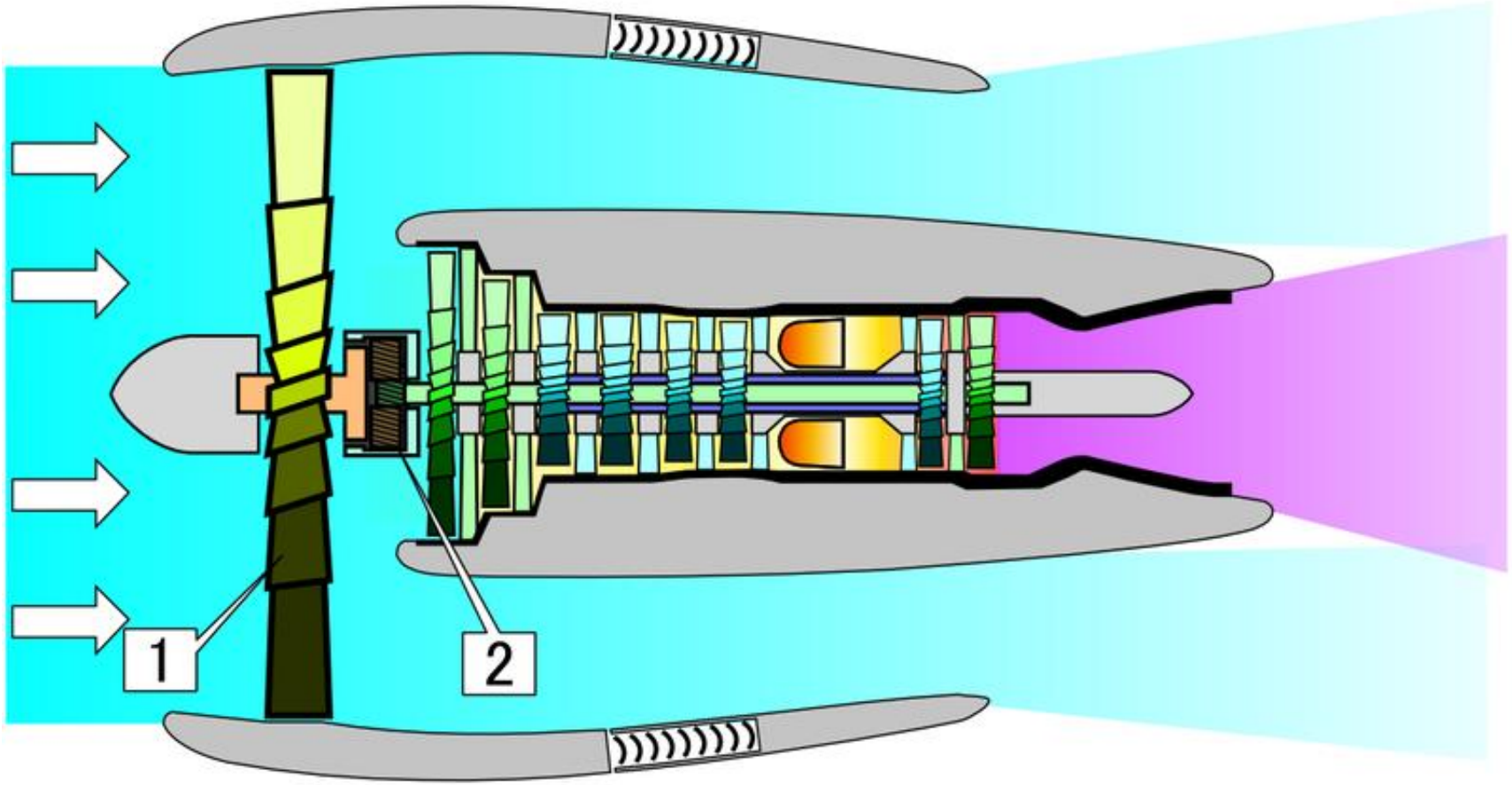
5. Proudové motory

- **Dvouproudový motor** – také ventilátorový motor nebo obtokový motor – dosahuje vyšší propulzní účinnosti než motor jednoproudový



Dvouproudový motor

- také ventilátorový motor nebo obtokový motor



5. Proudové motory

Dvouproudový motor je turbínový motor o vysokém měrném výkonu, u něhož **hnací tryska je nahrazena volnou výkonovou turbínou.**

Výkonová turbína zpracovává vysokou energii hnacích plynů za turbínou pohánějící kompresor, a převádí ji ve formě mechanické energie hnacím hřídelem **pohánějícím ventilátor.**

Ventilátor je jednostupňový osový kompresor umístěný na vstupu do motoru, velkého průměru, kterým protéká veliké množství vzduchu.

Za ventilátorem se stlačený vzduch dělí do dvou mezikruhových kanálů o různém průřezu. Menším vnitřním průřezem je menší množství vzduchu přiváděno do středotlakého a vysokotlakého kompresoru. Větším vnějším kanálem postupuje větší množství vzduchu za ventilátorem obtokovým kanálem kolem motoru a vystupuje do atmosféry vzduchovou obtokovou hnací tryskou.

Ventilátor zajišťuje tlakový poměr takové hodnoty, že expanzí ve vzduchové trysce do atmosféry dosahuje vzduch výstupní rychlosti přiměřeně vyšší než je rychlost letu a zajišťuje tak vysokou propulzní účinnost.

Protože obtokovou tryskou protéká mnohonásobně větší množství vzduchu než vlastním motorem, je tah motoru produkován v převážné míře ventilátorem a jen ve velmi malé míře spalinovou tryskou motoru.

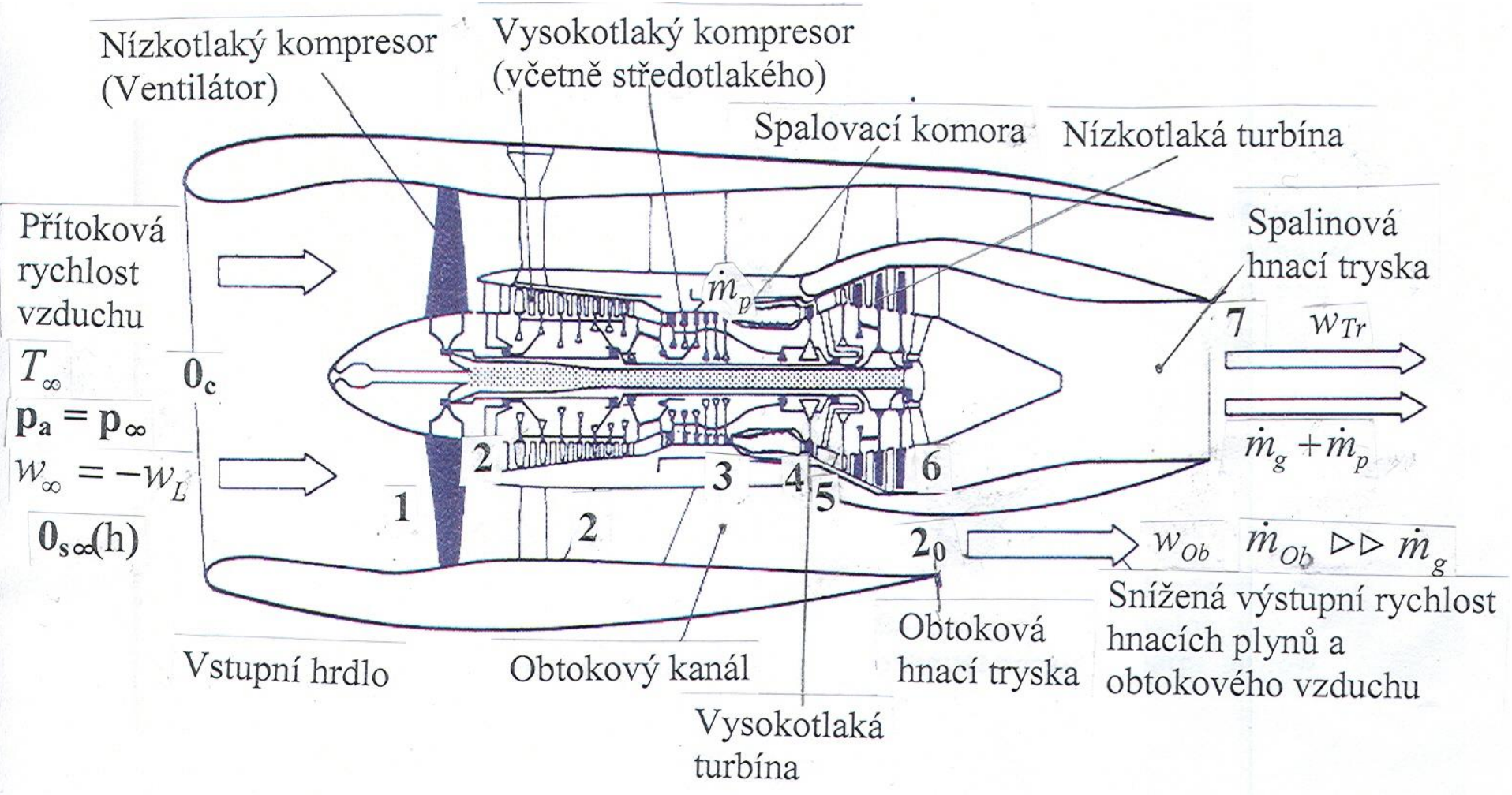
5. Proudové motory

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 střední dlouhé tratě mají hodnoty **obtokového poměru v rozmezí 6 až 9 a ve vývoji jsou i motory s obtokovým poměrem vyšším až 12.**

5. Proudové motory



5. Proudové motory

- **Tah dvouproudového motoru je dán urychlením vzduchu obtékajícího motor a urychlením vzduchu a spalin protékajících motorem**

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

$$= \dot{m}_g \cdot \left[\mu \cdot w_{Ob} + (1 + \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_g}) \cdot w_{Tr} - (1 + \mu) \cdot w_L \right]$$

Obtokový poměr dvouproudového motoru

$$\mu = \frac{\dot{m}_{Ob}}{\dot{m}_g} = \frac{\dot{m}_v - \dot{m}_g}{\dot{m}_g} = \frac{\dot{m}_v}{\dot{m}_g} - 1$$

$\dot{m}_{Ob}$ … množství vzduchu obtékající motor

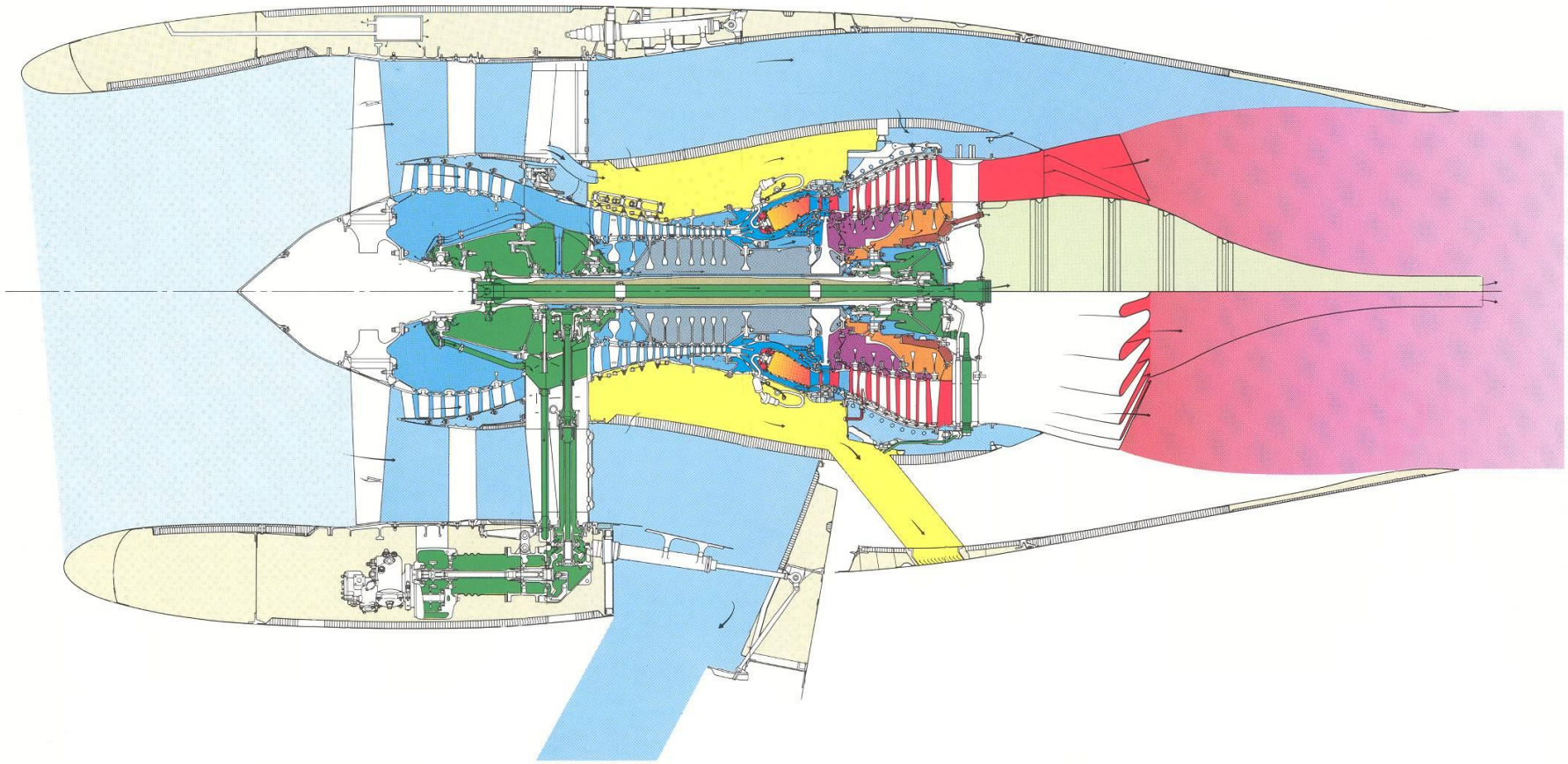
$\dot{m}_g$ … množství vzduchu protékající motorem

$\dot{m}_v$ … celkové množství vzduchu

- u dvouproudových motorů pro pohon dopravních letadel:
  - **μ = 6 až 12**

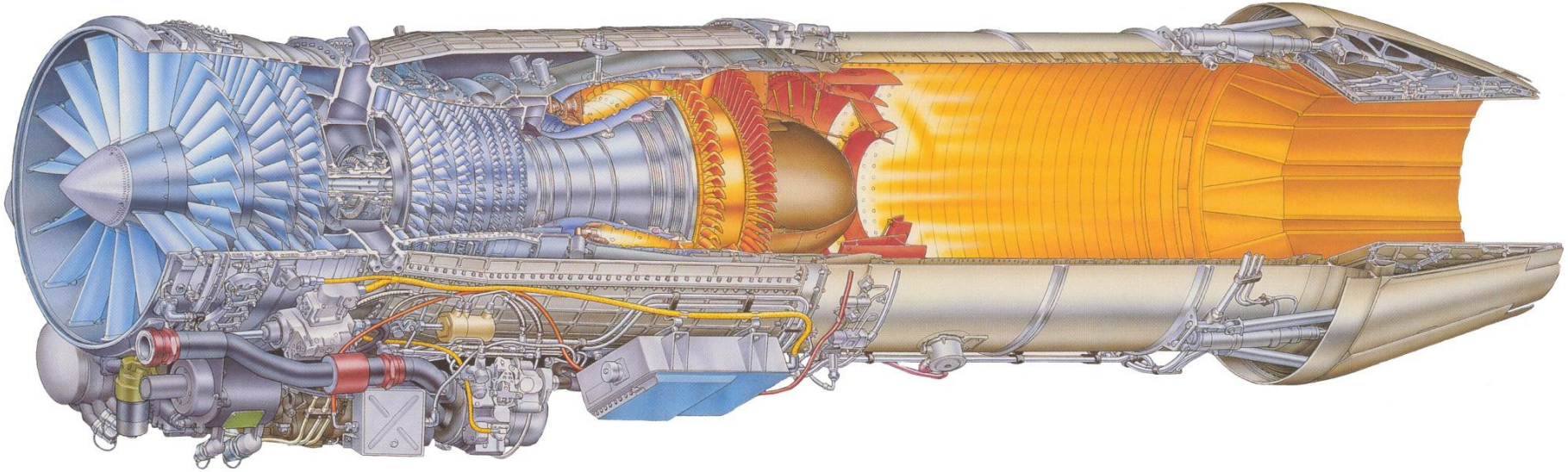
Převážnou část tahu dvouproudového motoru vykonává ventilátor!

6. Ukázky konstrukcí



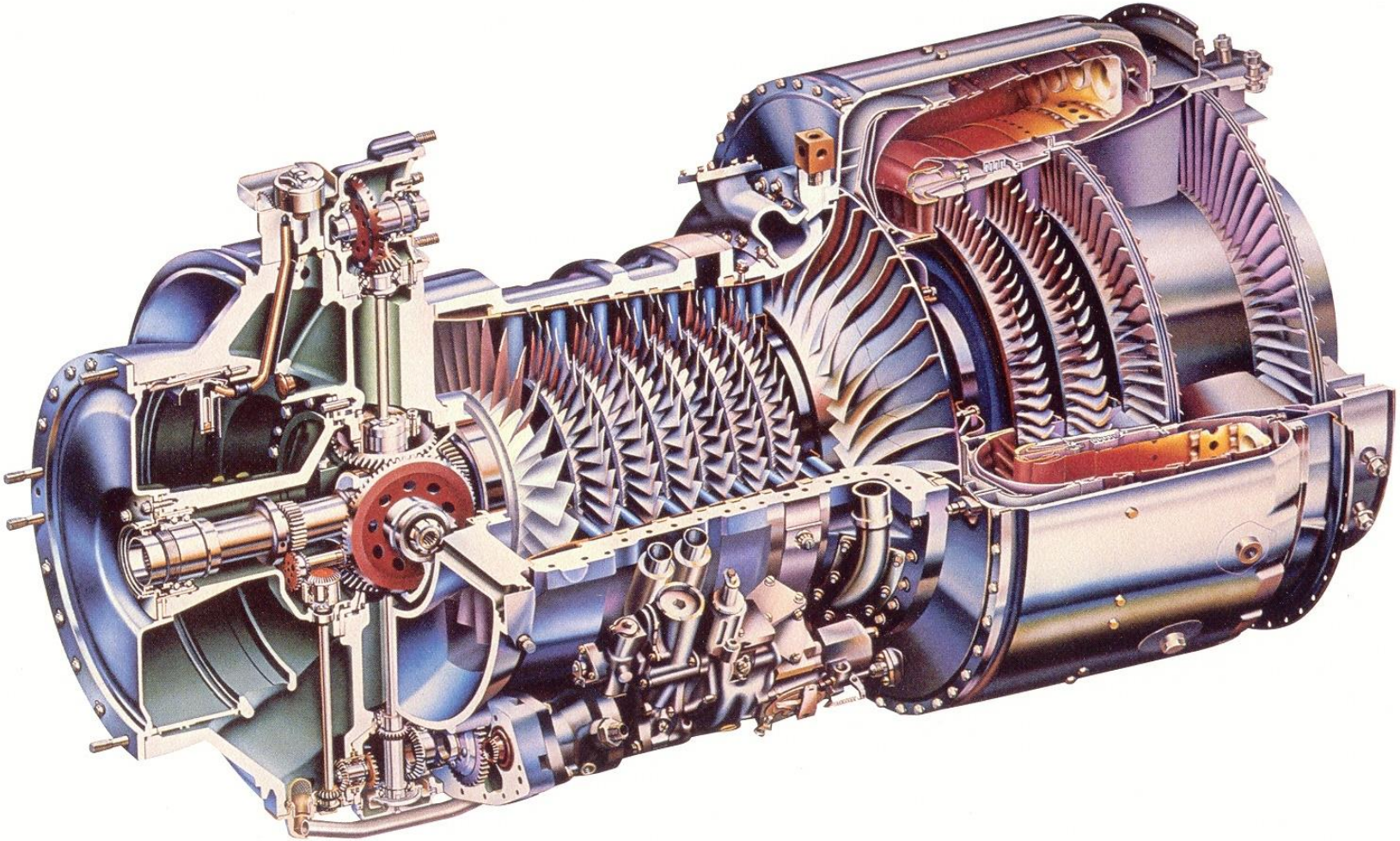
Proudová cesta dvouproudovým motorem CFM56-5C4 pro pohon letadla Airbus A 340 o maximálním tahu FT= 150 kN s ukázkou zapnutého obraceče tahu v dolní části řezu

6. Ukázky konstrukcí



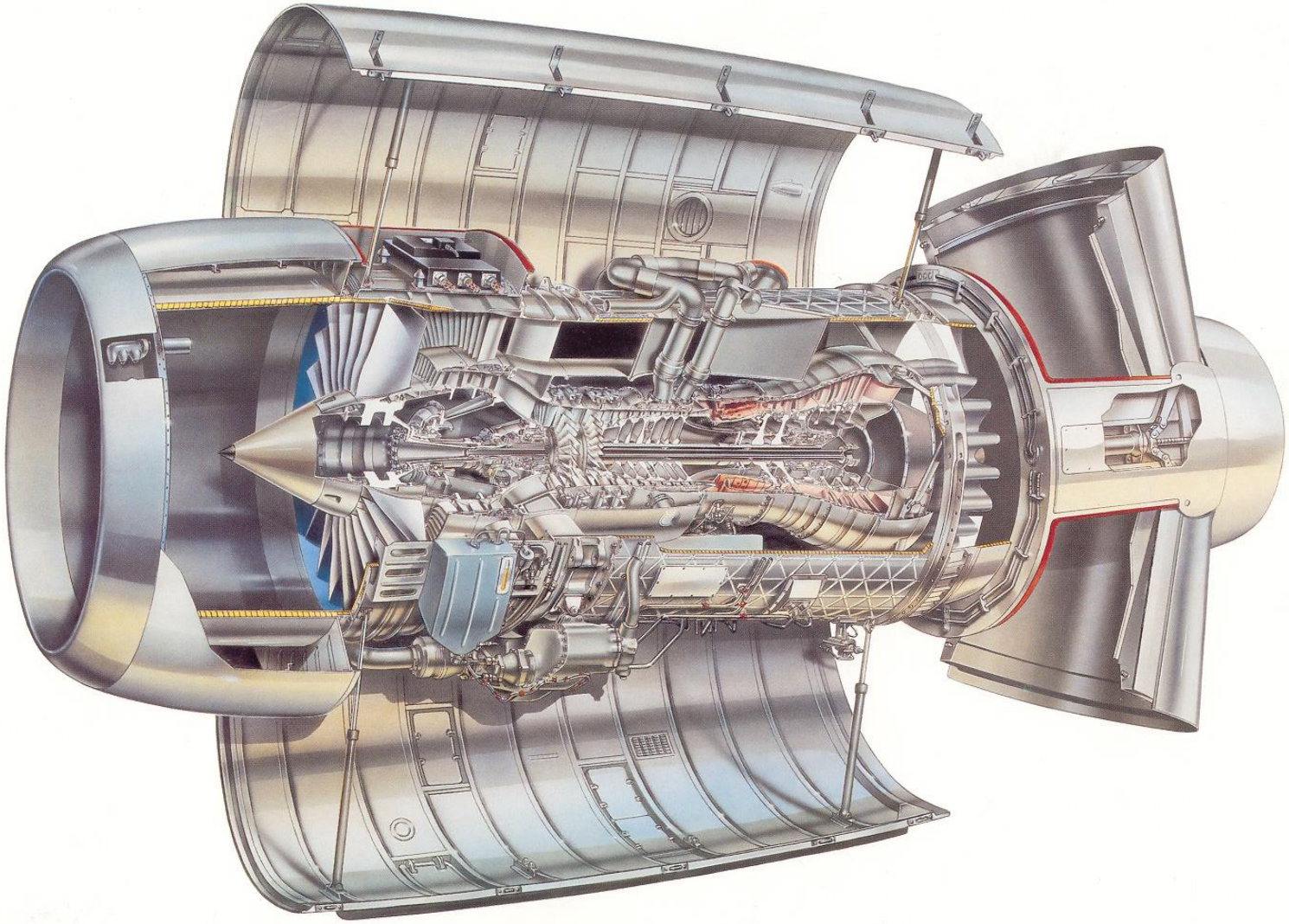
Dvouproudový motor o obtokovém poměru µob = 0.31 s přídavným spalováním Volvo RM 12 o maximálním tahu s přídavným spalováním FT=80.5 kN určený pro pohon bitevního letounu SAAB JAS Grippen

6. Ukázky konstrukcí



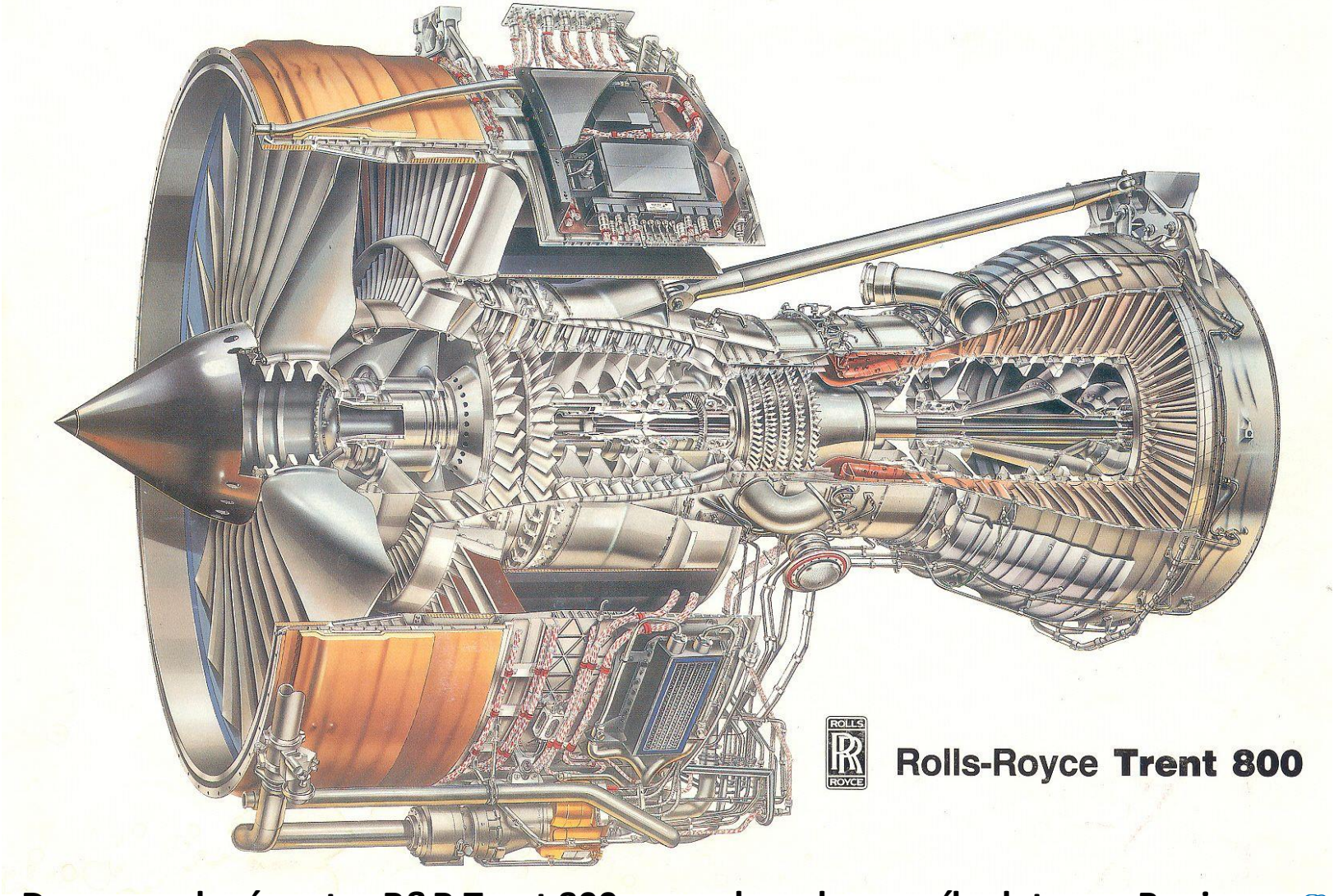
Vrtulníkový turbo-hřídelový motor Allied Signal T55-L-712 o výkonu 2800 kW na hřídeli pro pohon vrtulníku Chinook CH 47-A

6. Ukázky konstrukcí



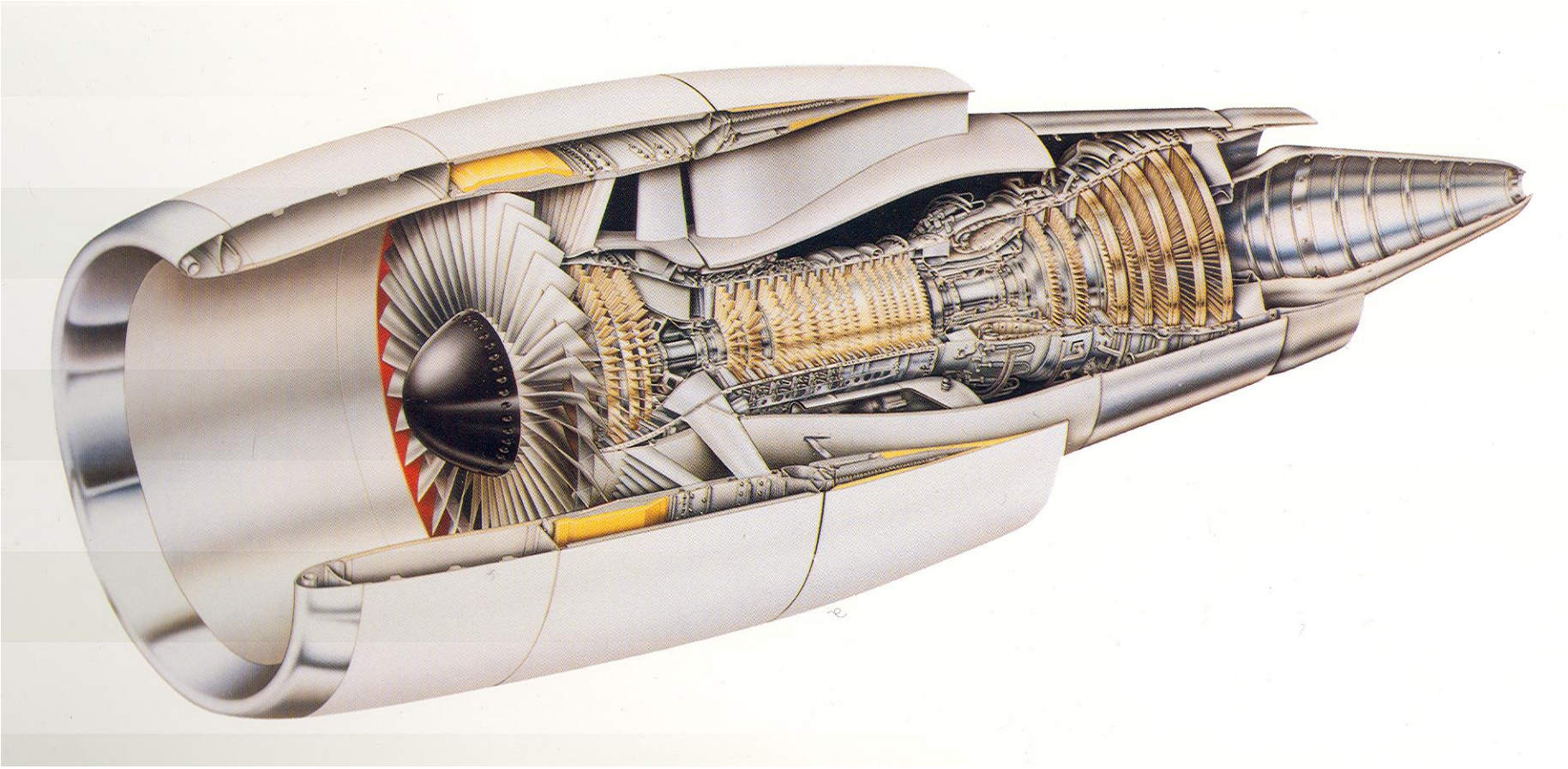
Dvouproudový motor Rolls-Royce BR700 pro dopravní letadlo Boeing B 717 o průměru ventilátoru 1,47 m a maximálním tahu FT= 98 kN

6. Ukázky konstrukcí



Dvouproudový motor R&R Trent 800 pro pohon dopravního letounu Boeing B 777 o průměru ventilátoru 2.79 m a užitečném tahu FT= 415 kN

6. Ukázky konstrukcí



Dvouproudový motor s vysokým obtokovým poměrem μob=9 a maximálním tlakovém poměru kompresoru πkmax=45 General Electric GE90-115B o průměru ventilátoru 3.124 m pro pohon dopravního letounu Boeing B 777 o maximálním tahu FT = 569 kN

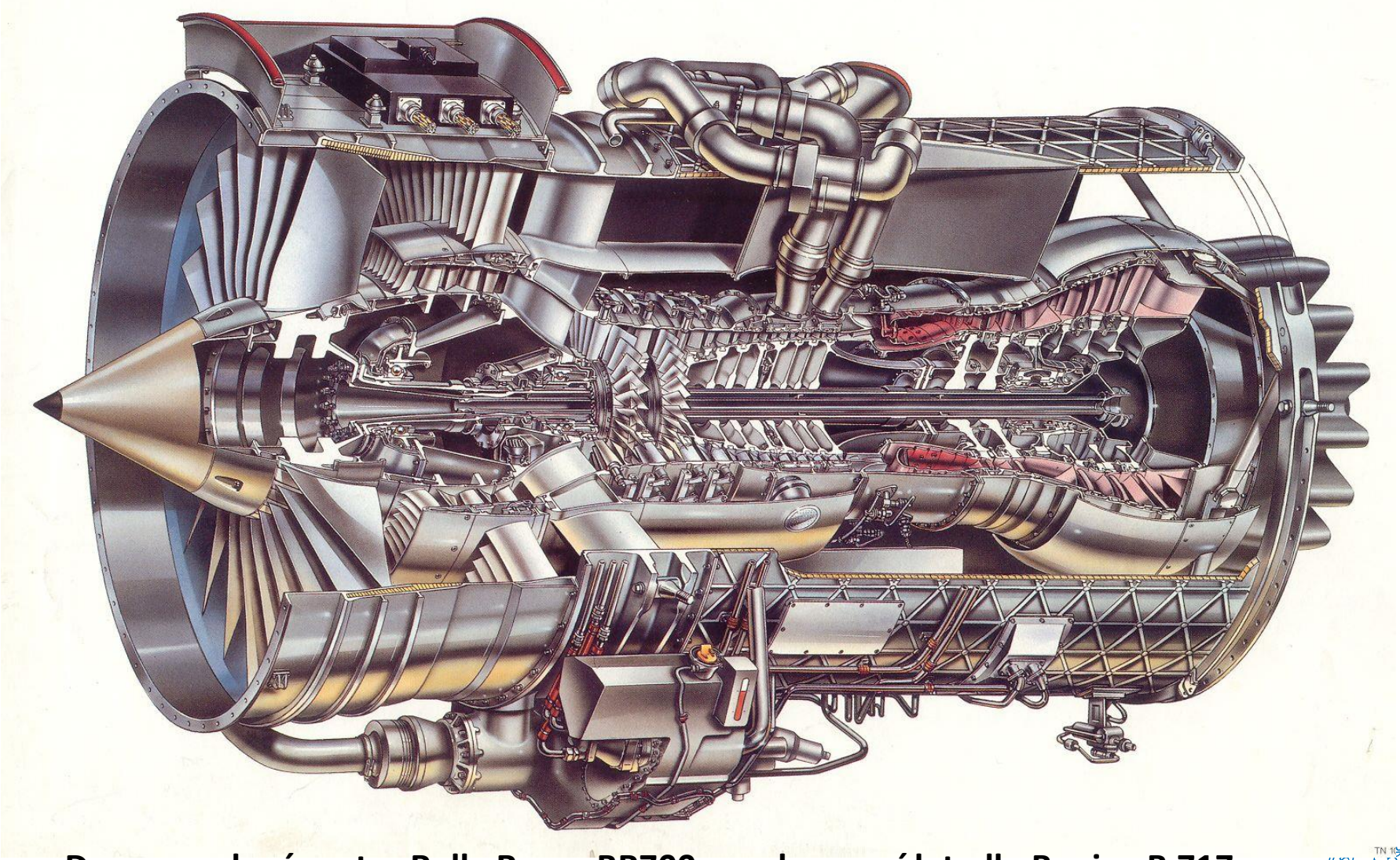
6. Ukázky konstrukcí

Dvouproudový motor s vysokým obtokovým poměrem µob=9 a maximálním tlakovém poměru kompresoru πkmax=45 General Electric GE90-115B o průměru ventilátoru 3.124 m pro pohon dopravního letounu Boeing B 777 o maximálním tahu FT = 569 kN

6. Ukázky konstrukcí

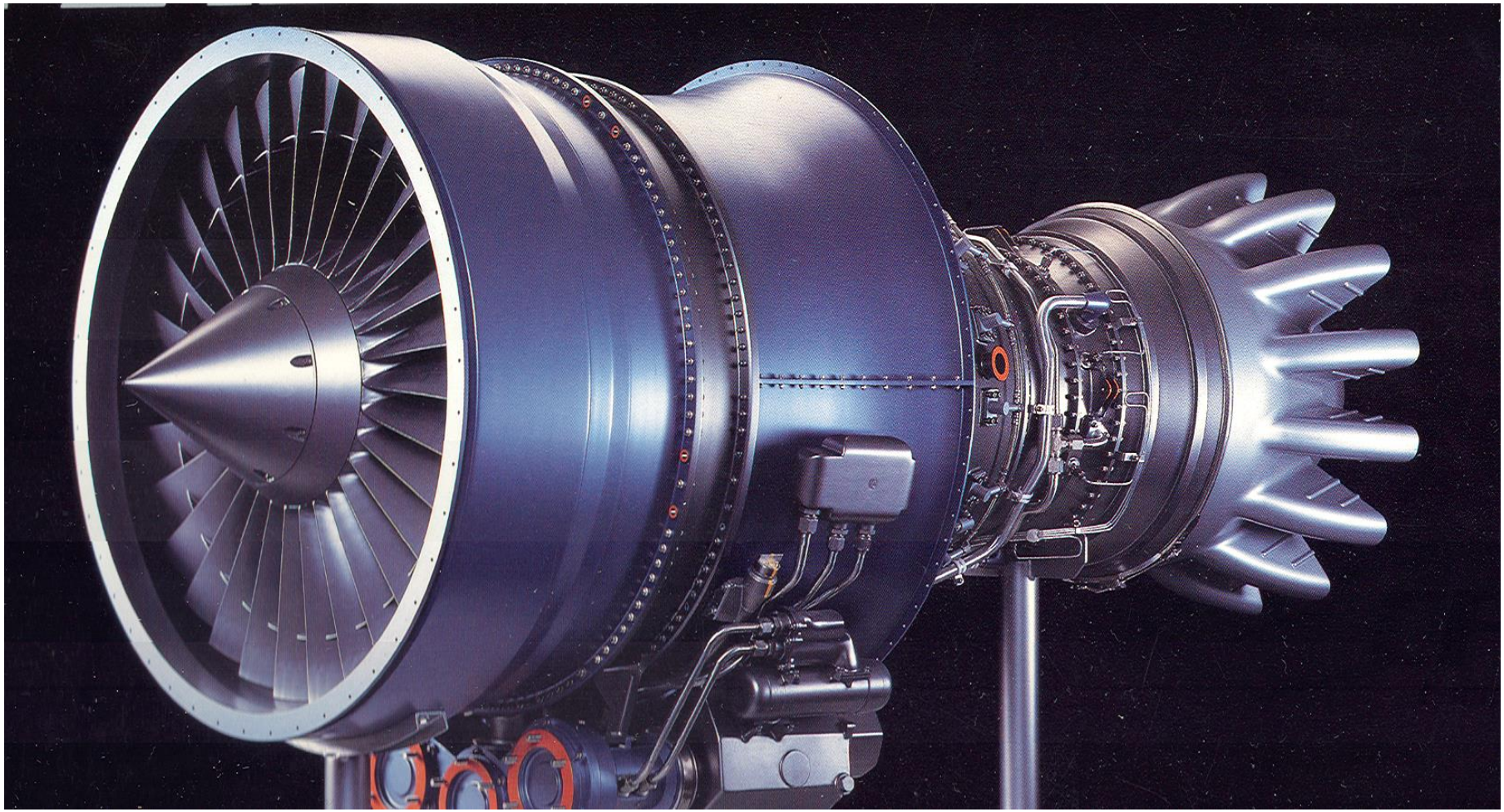
Nová zástavba dvouproudového motoru General Electric GE90-115B do dopravního letounu Boeing B 747

6. Ukázky konstrukcí



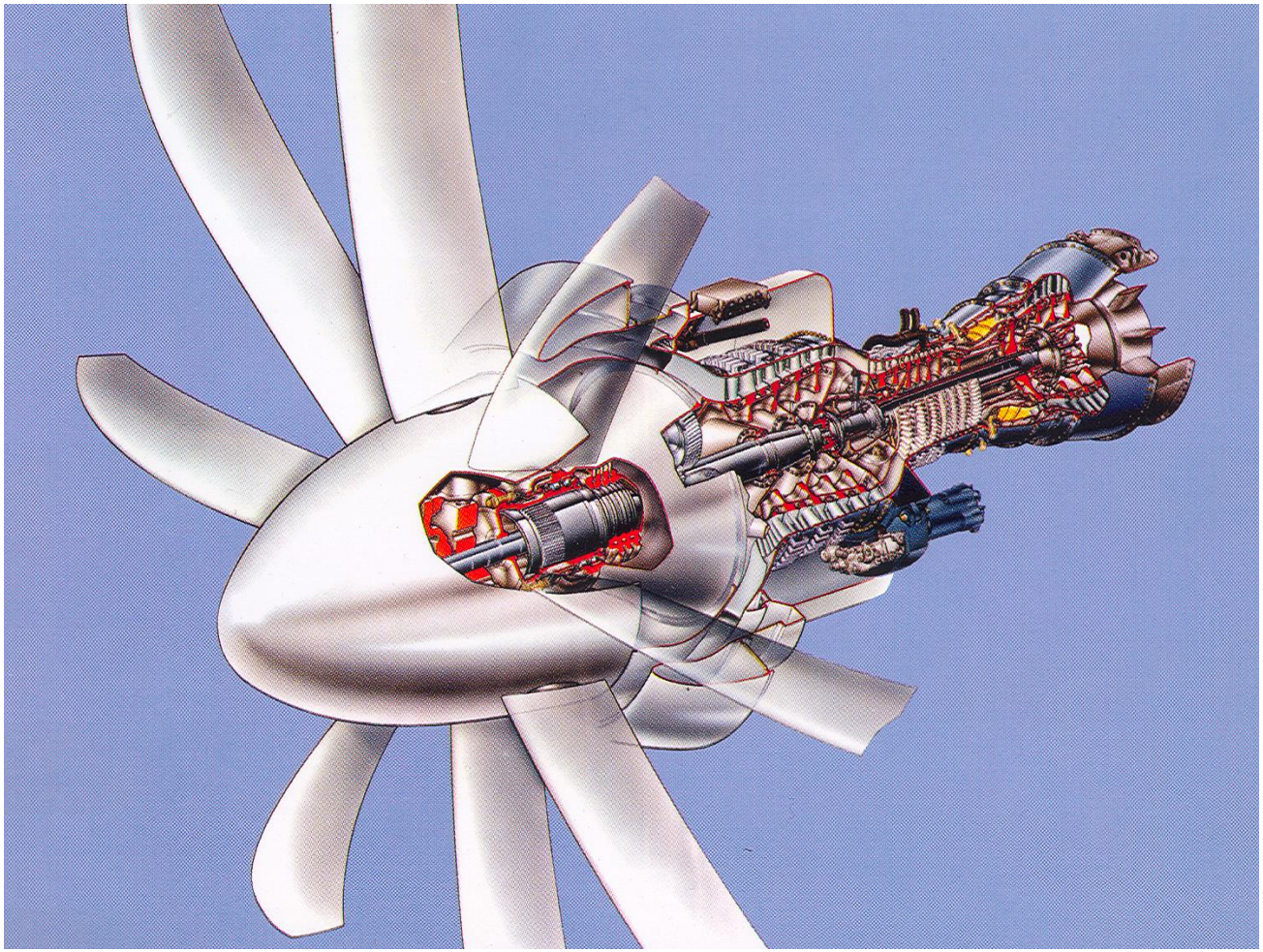
Dvouproudový motor Rolls-Royce BR700 pro dopravní letadlo Boeing B 717 o průměru ventilátoru 1,47 m a maximálním tahu FT= 98 kN

6. Ukázky konstrukcí



Dvouproudový motor Rolls-Royce BR700 pro dopravní letadlo Boeing B 717 o průměru ventilátoru 1,47 m a maximálním tahu FT= 98 kN

6. Ukázky konstrukcí

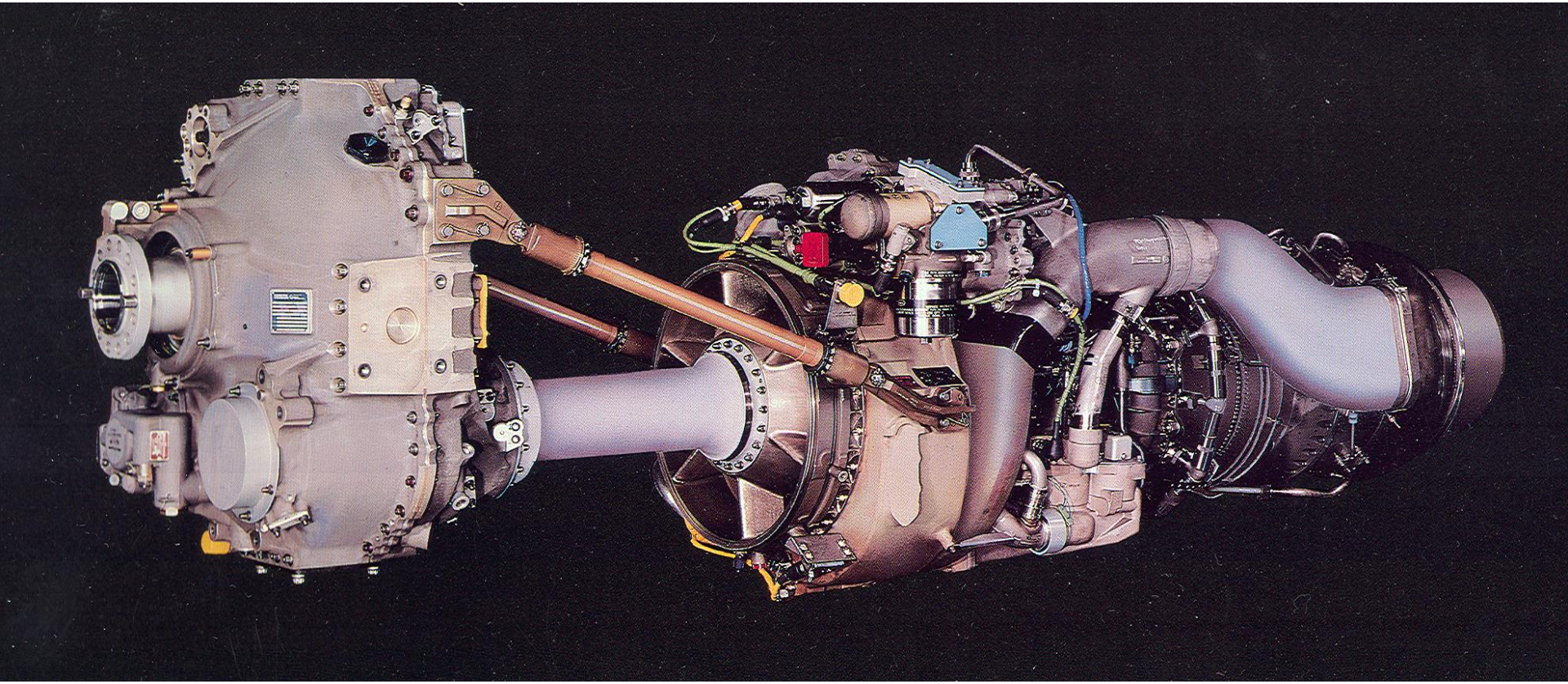


Turbovrtulový motor pro transportní letoun Airbus A 400 Military

6. Ukázky konstrukcí

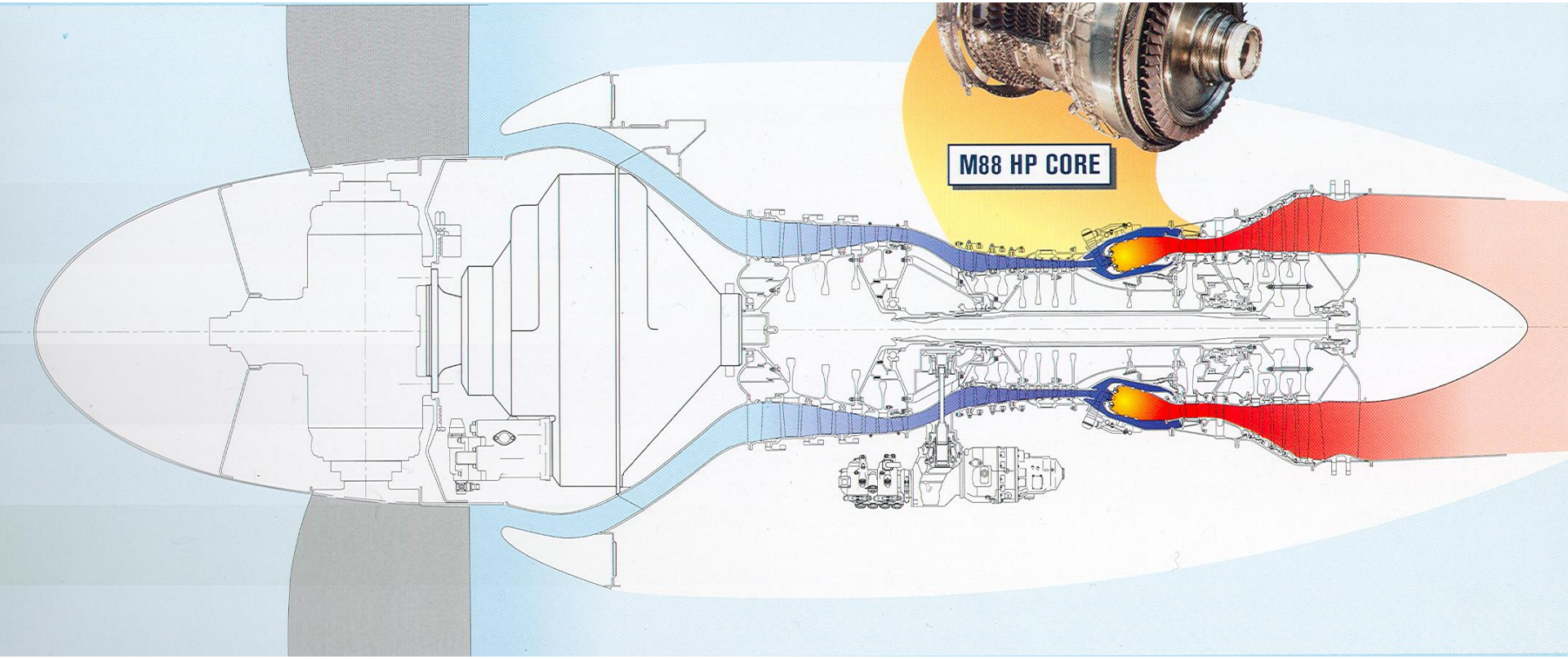
Transportní letoun Airbus A 400 Military

6. Ukázky konstrukcí



Turbovrtulový motor pro transportní letoun Airbus A 400 Military EPI (EuroProp International) TP400-D6 o výkonu 8 250 kW

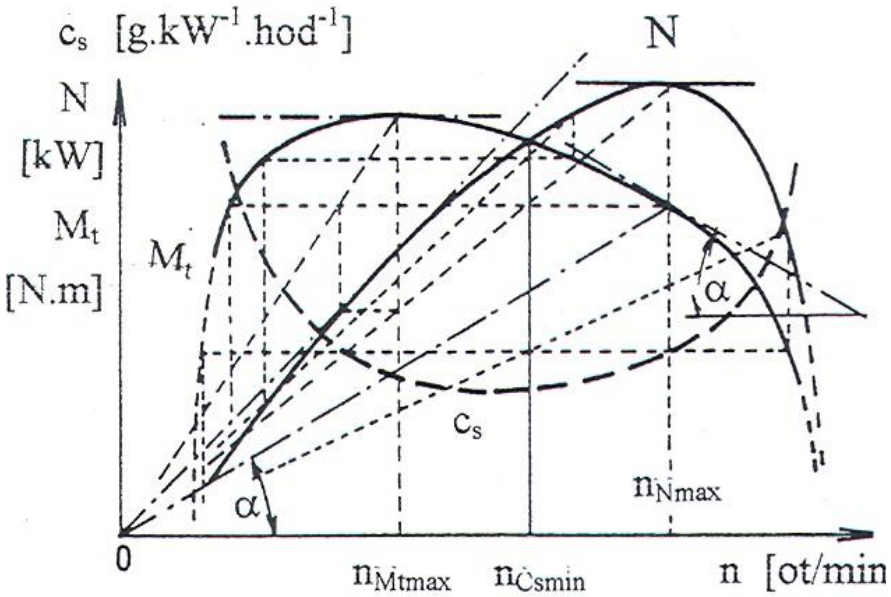
6. Ukázky konstrukcí

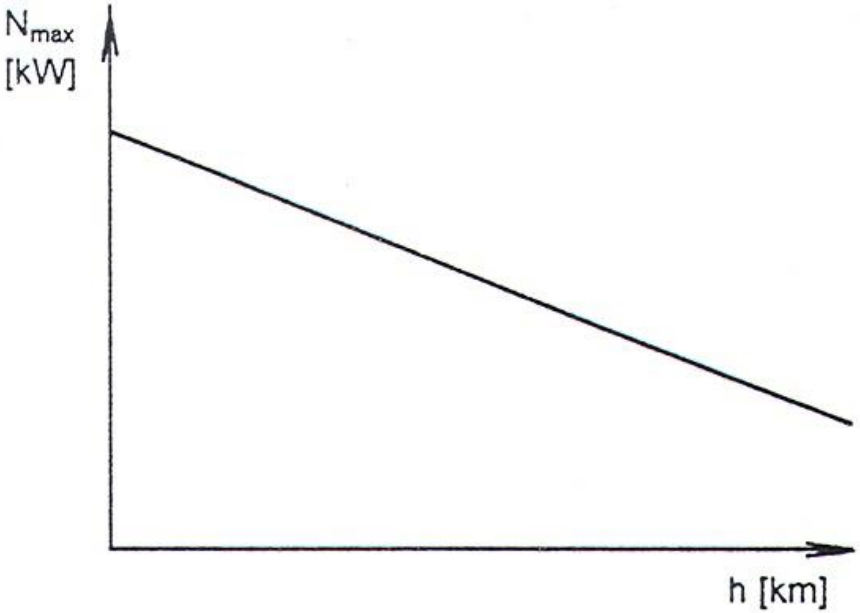


Průtoková cesta turbovrtulového motoru pro transportní letoun Airbus A 400 Military

8. Charakteristiky

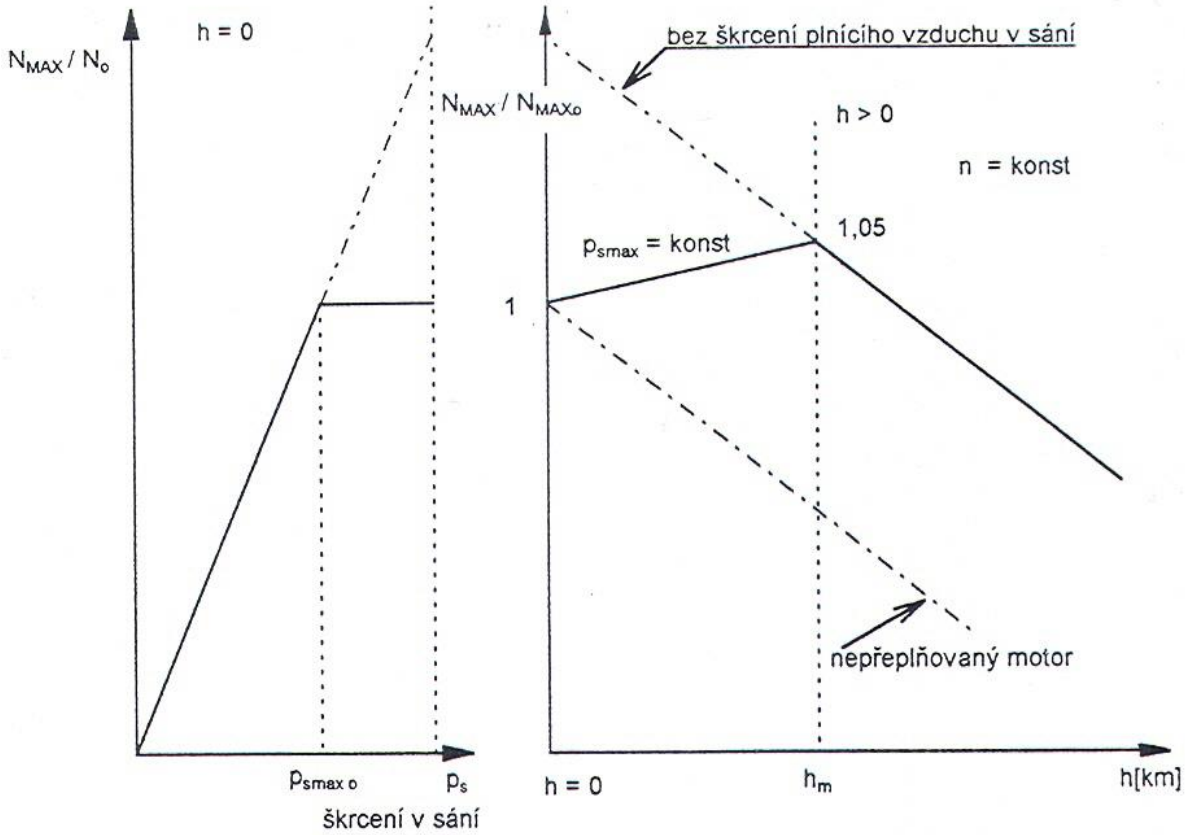
- Nepřeplňovaný pístový motor - závislosti výkonu N, točivého momentu M_t a měrné spotřeby paliva C_s na provozních parametrech





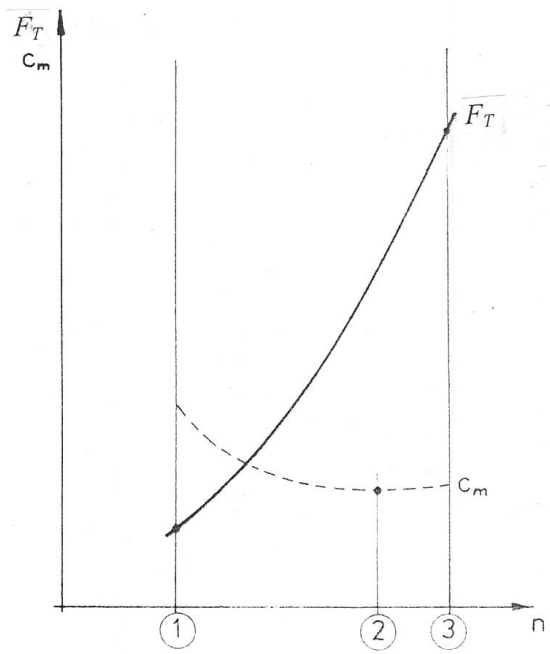
- S rostoucími otáčkami motoru n roste výkon teoreticky lineárně při zanedbání průtokových ztrát. Průtokové ztráty způsobí ohyb výkonové křivky směrem dolů. Měrná spotřeba paliva vyjádřená v gramech paliva spotřebovaného motorem za jednu hodinu, dělená výkonem motoru má minimum při středním výkonu. Výkon nepřeplňovaného motoru klesá s výškou letu, protože se snižuje s výškou hustota vzduchu a tak se nasává do válců méně vzduchu.

- **Pístový motor přeplňovaný s regulací tlaku v plnícím potrubí**
  - závislost výkonu na výšce letu

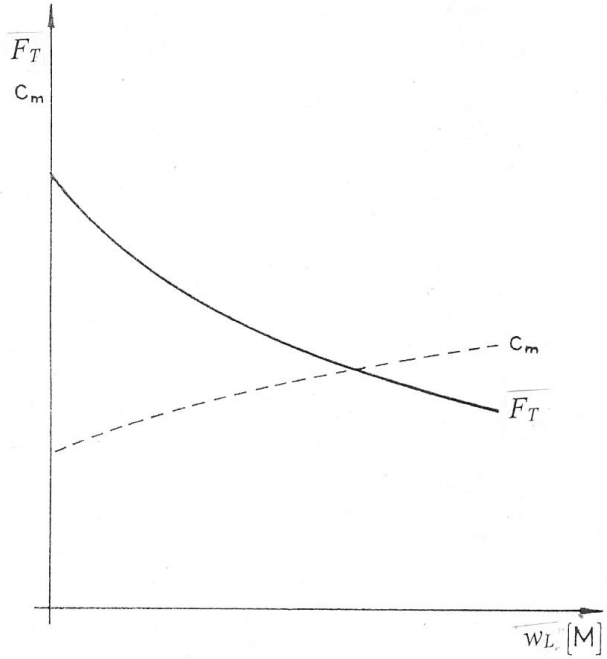


8. Charakteristiky

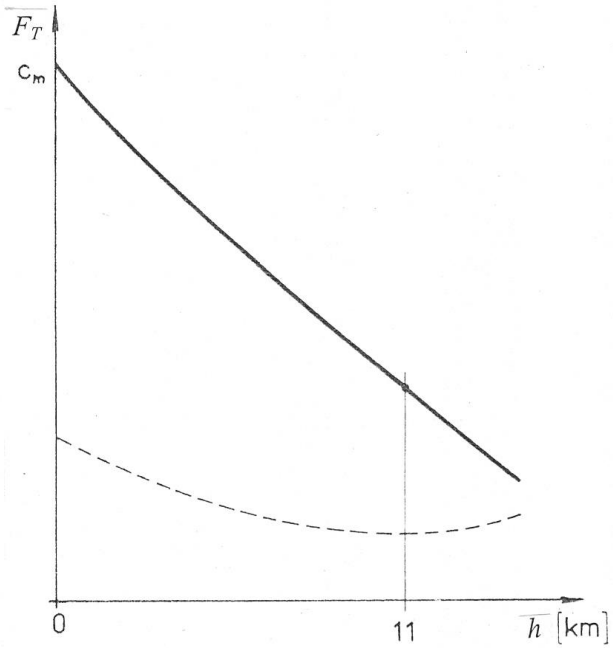
- **Proudový motor**
  - závislosti tahu FT a měrné spotřeby paliva Cm na provozních parametrech



Škrtící charakteristika



Rychlostní charakteristika



Výšková charakteristika

N – otáčky motoru,
wL – rychlost letu,
M – Machovo číslo letu,
h – nadmořská výška letu

9. Poznámky k historii

- **1799 - Anglie**
  - První formulace fyzikální podmínky letu letadla těžšího vzduchu a konstrukční koncept letadla s propulsním systémem

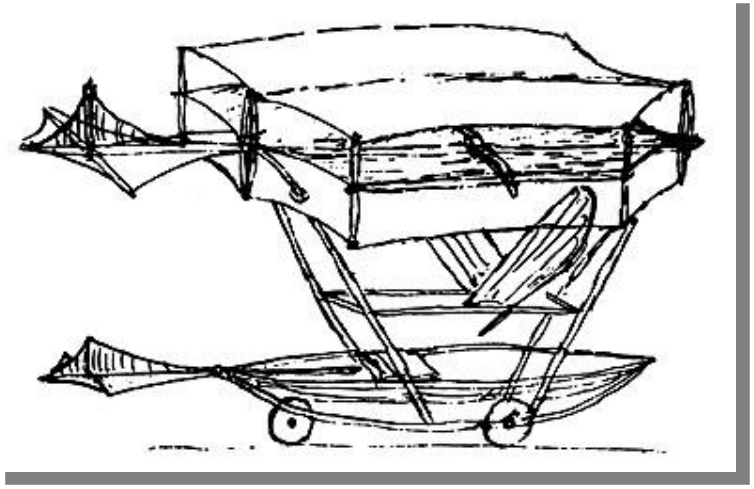
Otec letectví:

- **Sir George Cayley**,
  - narozen roku 1773 v Scarborough v Anglii
  - zemřel v roce 1857

9. Poznámky k historii

Medaile, na které sir George Cayley v roce 1799 formuloval princip letu letadla těžšího vzduchu.

Na pravé straně je znázorněno šikmou deskou křídlo, na které nabíhá proud vzduchu ve směru šipky. Ten vyvolává při obtékání křídla aerodynamickou sílu, jejíž rozklad do složky vztlakové kolmé na nabíhající proud a do složky odporové ve směru proudu je zakreslen. Podává tak poprvé na světě vysvětlení proč a jak letadlo těžší vzduchu může letět.

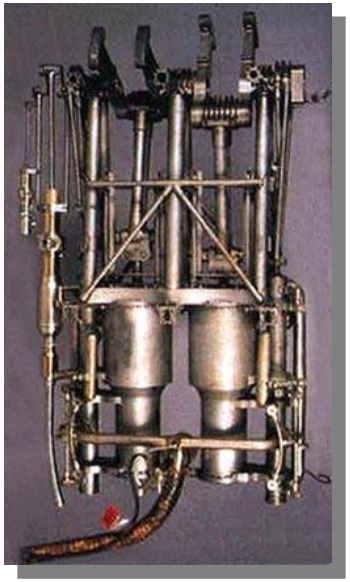


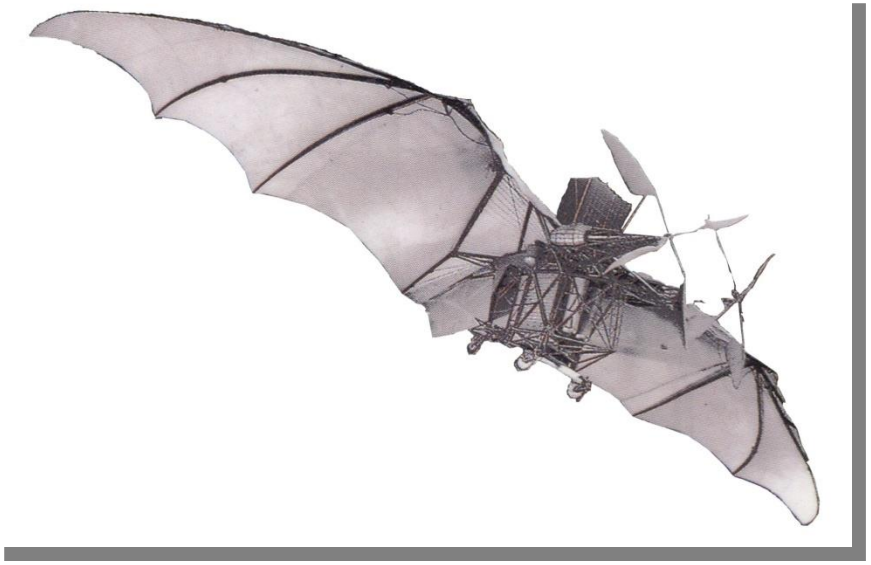
Schematický náčrtek konstrukce letadla obsahujícího všechny základní funkční části:

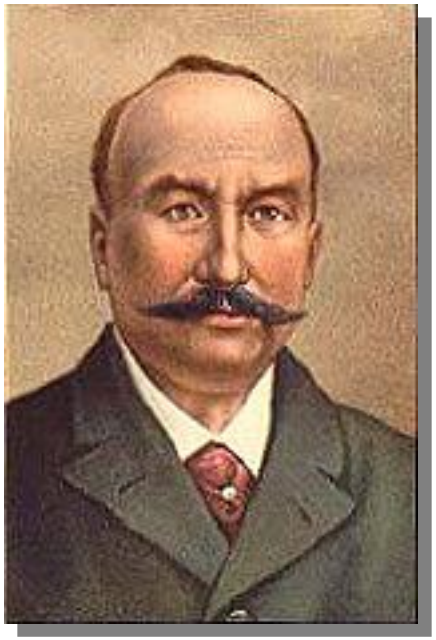
Křídlo, směrové a výškové řídící plochy, kabinu pro pilota, podvozek a propulsní systém představený jakýmisi vesly. V té době ještě nebyla známa vrtule.

9. Poznámky k historii

- **1890 - Francie**
  - Letoun Eole (bůh větru z řecké mytologie), poháněný vysokootáčkovým parním motorem vlastní konstrukce, dvouválce s dvojitou expanzí páry, s trubkovým kotlem a hořáky na alkohol o výkonu 15 kW a hmotnosti jen 60 kg, měrná hmotnost motoru 4 kg/kW.
  - Konstruktér letounu i motoru Eole Clement Ader, narozen 4. 2. 1841 v městě Muret, jižní Francie, zemřel 5. 3. 1925 v nedalekém městě Toulouse, uskutečnil u města Muret první dokumentovaný vzlet letounu. Letadlo se však vzneslo pouhých 30 cm nad zem a letělo 50 metrů. Tento pokus o vzlet není proto oficiálně uznán jako let, pro který je požadováno, aby letadlo vzlétlo a přistálo na stejné místo.

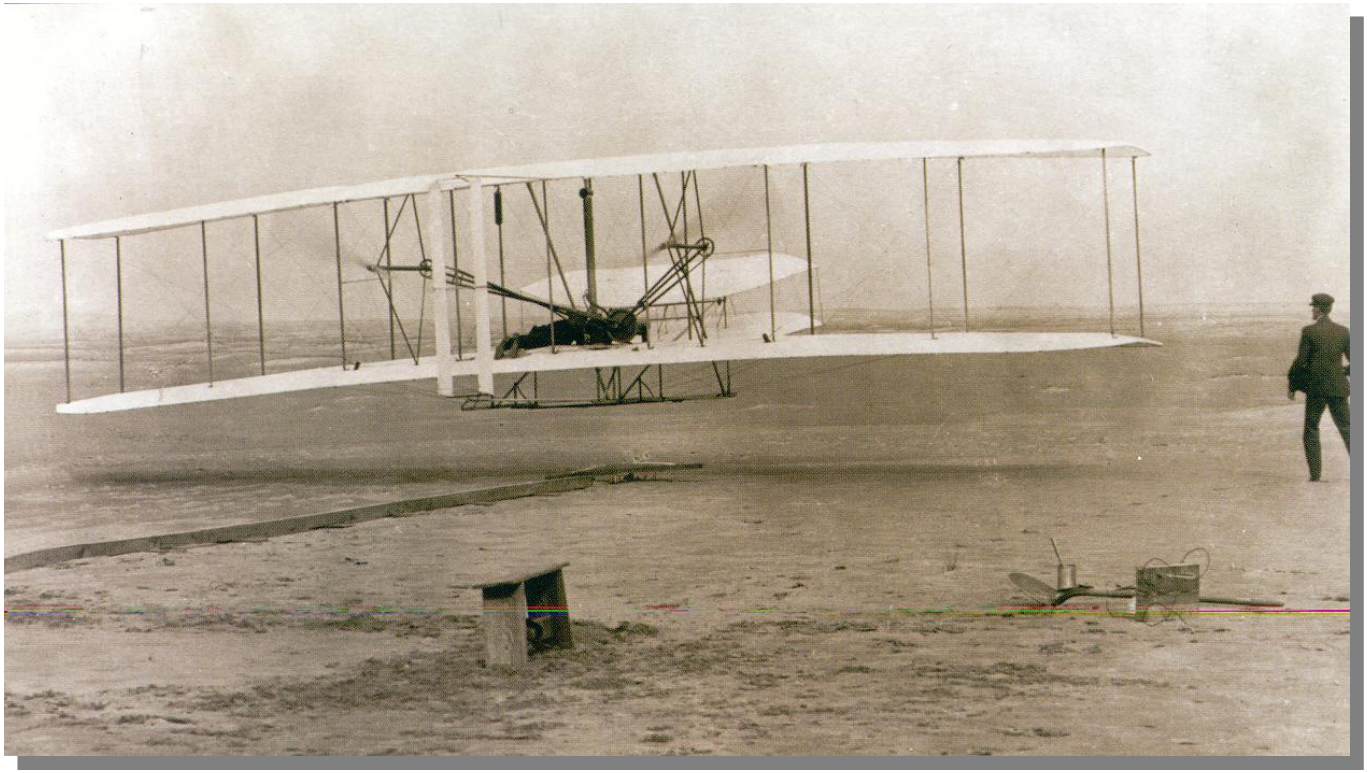






9. Poznámky k historii

- **17. prosince 1903, 10:35 hod - USA**
  - Letoun Flyer 1 poháněný pístovým spalovacím motorem, ležatým čtyřdobým zážehovým čtyřválcem o obsahu válců 3.295 l a maximálním výkonu 9 až 12 kW o celkové hmotnosti s příslušenstvím, palivem i chladivem 90.7 kg, měrná hmotnost motoru 7.7 kg/kW. Konstruktéři letounu i motoru včetně vrtule byli bratři Oliver a Wilbur Wrightovi z Daytonu, stát Ohio.



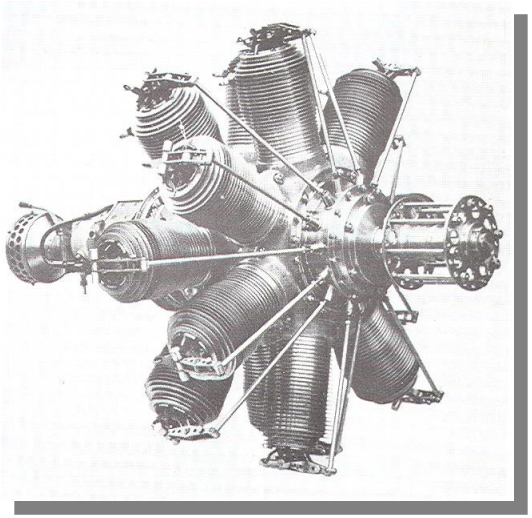
9. Poznámky k historii

První motorový let v historii uskutečnili bratři Wilbur a Orville Wrightovi na písečné kose v osadě Kitty Hawk v Severní Karolíně. První let pilotoval Orville. Let trval jen 12 vteřin, přičemž uletěná vzdálenost byla 37 metrů. Letadlo startovalo ze dřevěné kolejnice položené šikmo ze svahu písečné duny se sklonem 9 stupňů proti větru vanoucímu od severu v době letu rychlostí mezi 32 až 40 km.h-1.

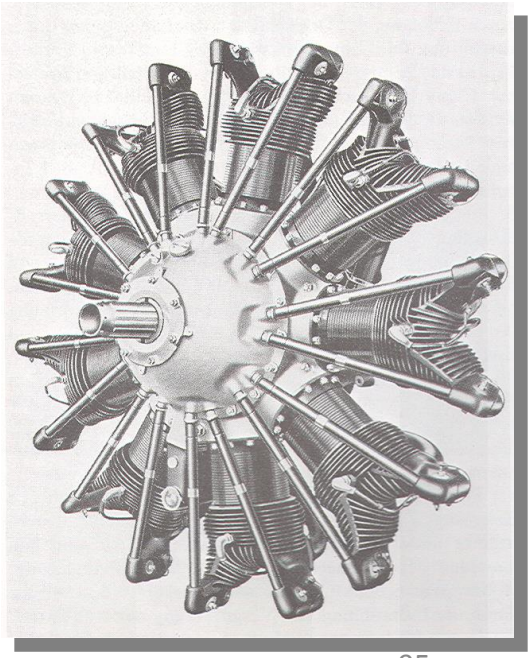
Wilbur - vlevo (1867 - 1912), **Orville** - vpravo (1871 - 1948)

9. Poznámky k historii

- **1914 – Francie**
  - Dvoj hvězdicový rotační 14 válec vzduchem chlazený firmy Gnome Rhone o obsahu válců 23.6 l a maximálním výkonu 115 kW při 1200 ot.min-1, měrná hmotnost 1.4 kg/kW.
  - Tato bizardní a náročná konstrukce charakterizovaná tím, že kliková hřídel motoru byla pevně spojena s motorovým ložem a otáčela se motorová skříň s válci byla vynucena potřebou uchladit válce při nedokonalém provedení chladících žeber a malé rychlosti letu.

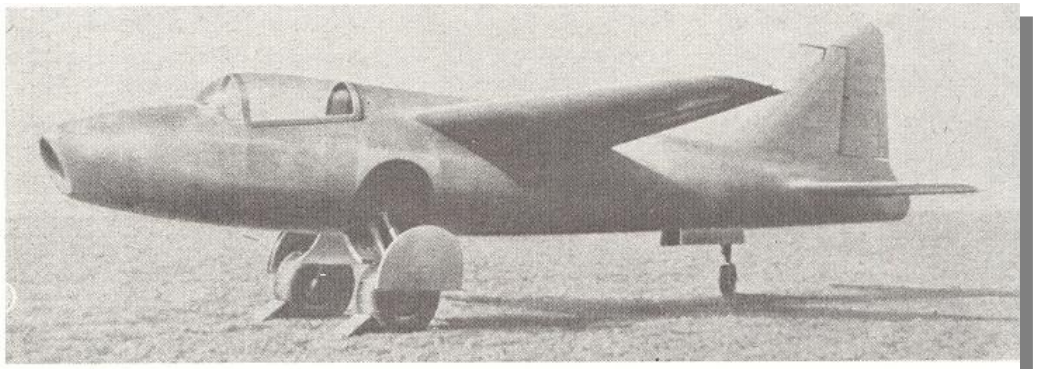


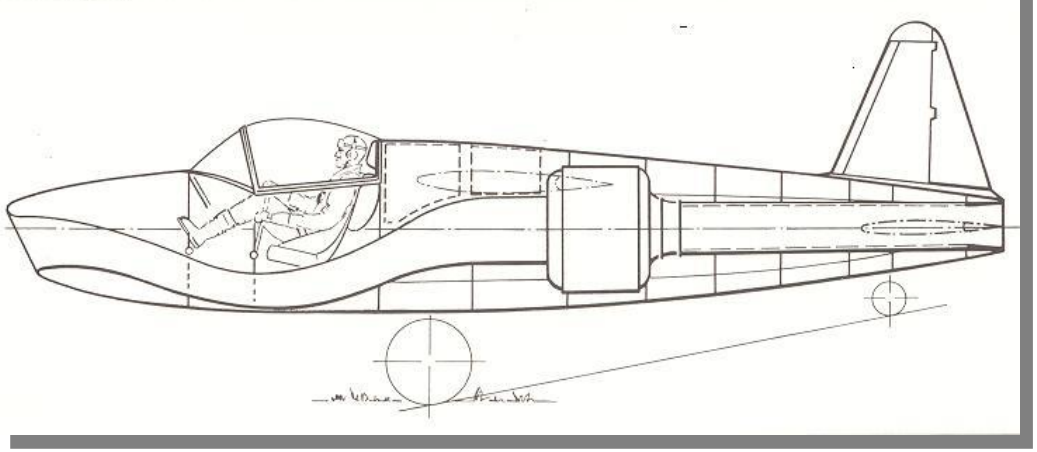
- **1929 - USA, Německo**
  - Hvězdicový vzduchem chlazený 9 válec BMW 132A / licence Pratt Whitney, objem válců 27.7 l, výkon 385 kW při 2800 ot.min-1, měrná hmotnost 0.92 kg/kW . Zde již skříň s válci stála a rotovala jen kliková hřídel. Chlazení již bylo provedeno mnohem dokonaleji a rychlost letu se výrazně zvýšila.

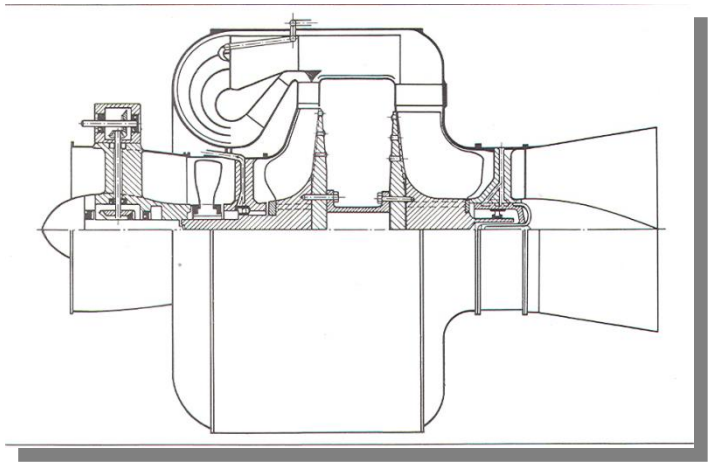


9. Poznámky k historii

- **27. srpna 1939 - Německo**
  - První proudový letoun na světě Heinkel He 178 s proudovým motorem Heinkel S2 o tahu 4.4 kN při průtoku 12 kg vzduchu za sekundu a hmotnosti 360 kg. Ekvivalentní výkon motoru na startu 807 kW, měrná hmotnost 0.45 kg/kW, konstruktérem motoru - Dr. Pabst von Ohain



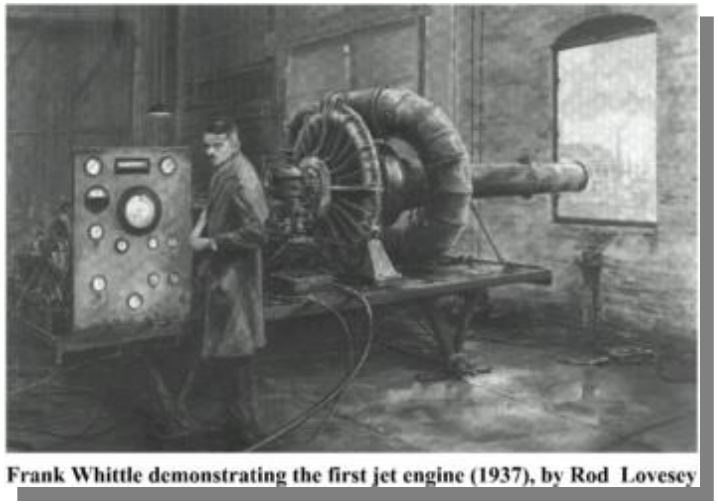




Proudový motor s odstředivým kompresorem a dostředivou turbínou

9. Poznámky k historii

- **15. 5. 1941 - Anglie**
  - **Zkušební letoun Gloster E 28/39** poháněný proudovým motorem podle návrhu anglického inženýra Sira Franka Whittla a realizovaného firmou Power Jets Ltd.



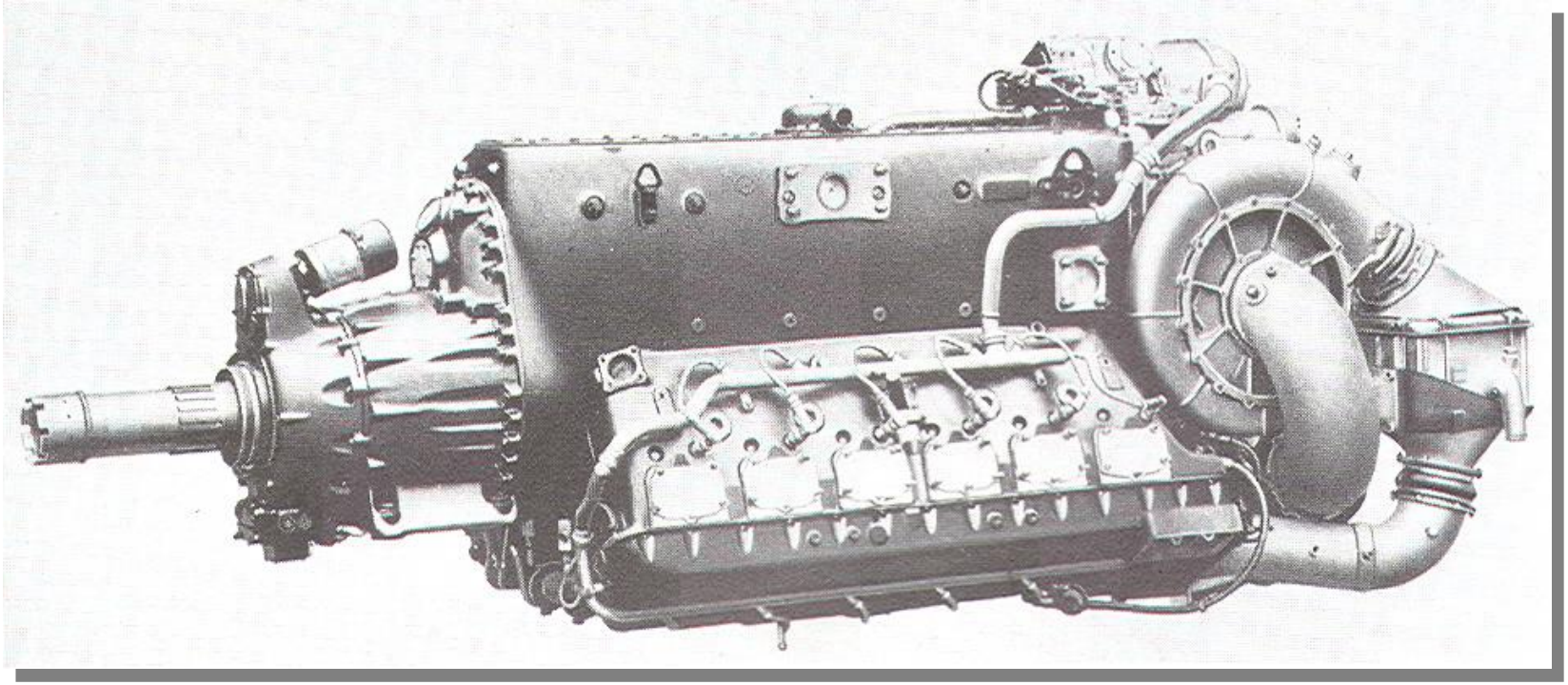
Frank Whittle demonstrating the first jet engine (1937), by Rod Lovesey

Proudový motor Whittle W1 – technická data
Statický tah: 3800 kN
Hmotnost motoru : 254 kg
Dvoustranný odstředivý kompresor, 10 trubkových spalovacích komor vzájemně propojených bočními kanály, jednostupňová osová turbína.

Na fotografii z roku 1937 sir Frank Whittle demonstruje na zkušebně chod prototypu svého proudového motoru. Motor W1 byl z tohoto prototypu vyvinut pro použití jako pohonné jednotky letadla až v roce 1941. Motor W1 byl založen podobně jako proudový motor německého konstruktéra Pabst von Ohaina na odstředivém kompresoru ale turbína byla již osová, pro leteckou aplikaci vhodnější.

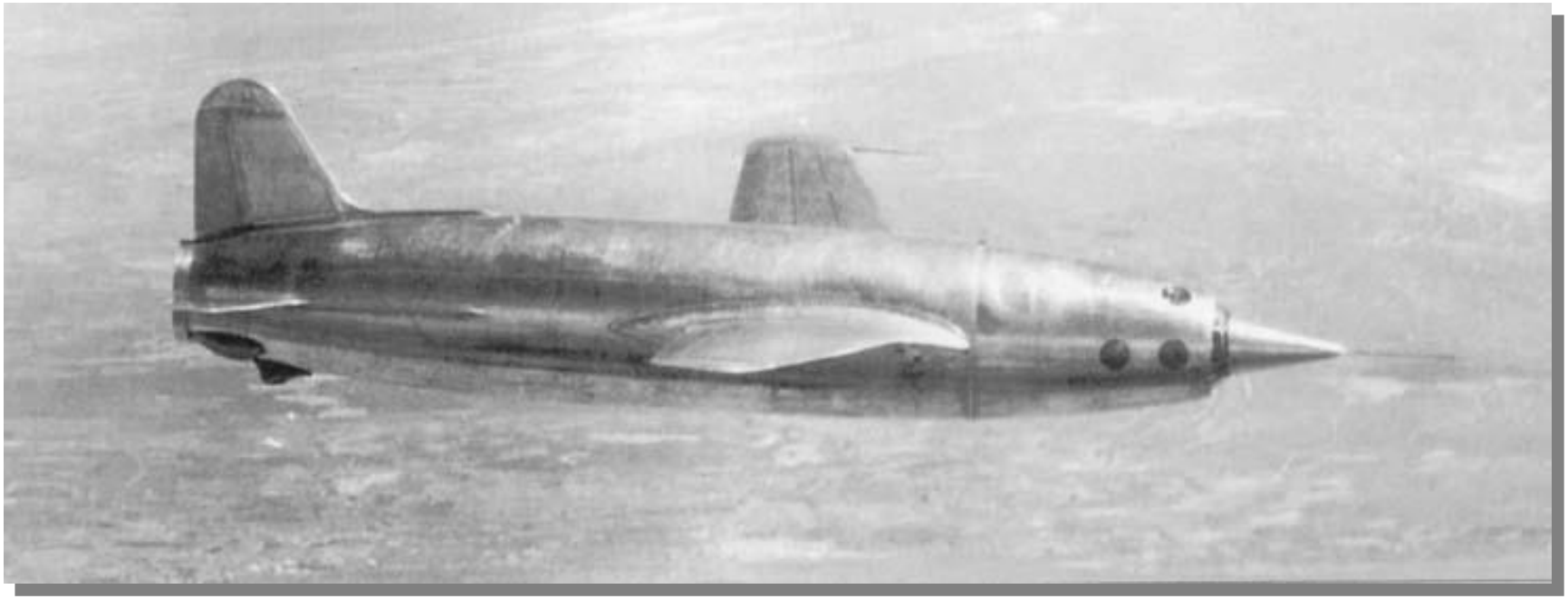
9. Poznámky k historii

- **1943- Německo**
  - 12 válcový V-motor vodou chlazený Saimler Benz DB628 s dvoustupňovým kompresorem mechanicky naháněným o výkonu 1175 kW při 1900 ot.min-1, měrná hmotnost 0.73 kg/kW



9. Poznámky k historii

- **19. 11. 1946 - Francie**
  - letoun Leduc 010 s náporovým motorem dosahoval maximální rychlosti letu wL = 900 km/hod



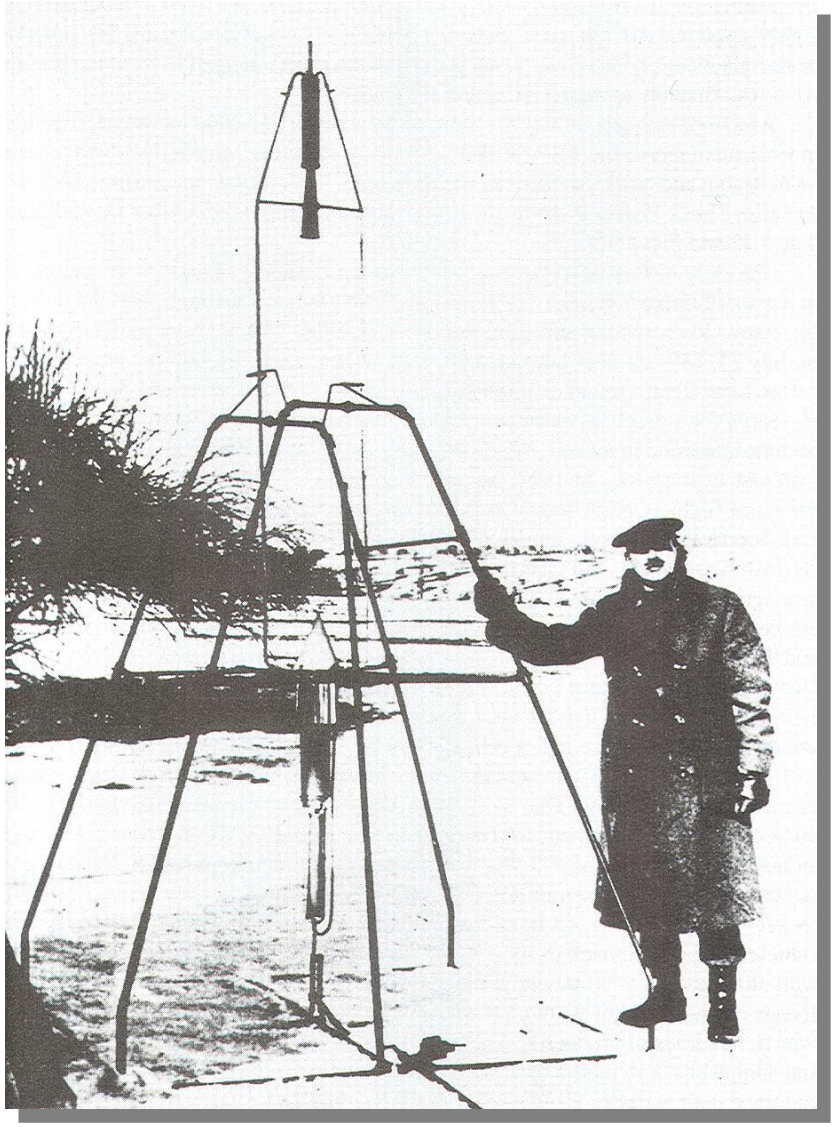
9. Poznámky k historii

Vývoj raketových motorů

- **1232 – Čína**
  - Dle historických záznamů byly při obraně jednoho čínského města proti nájezdu 30 tisíc Mongolů úspěšně použity obranné zápalné šípy poháněné raketami.
- **Počátek 20. století - Rusko/SSSR**
  - Konstantin Eduardovič Ciolkovskij (narozen 17. 9. 1857 v městě Iževsoje – zemřel 19. 9. 1935 v městě Kaluga) , jako první na světě rozpracoval vědeckou teorii raketového motoru a stavby raketových nosičů.

9. Poznámky k historii

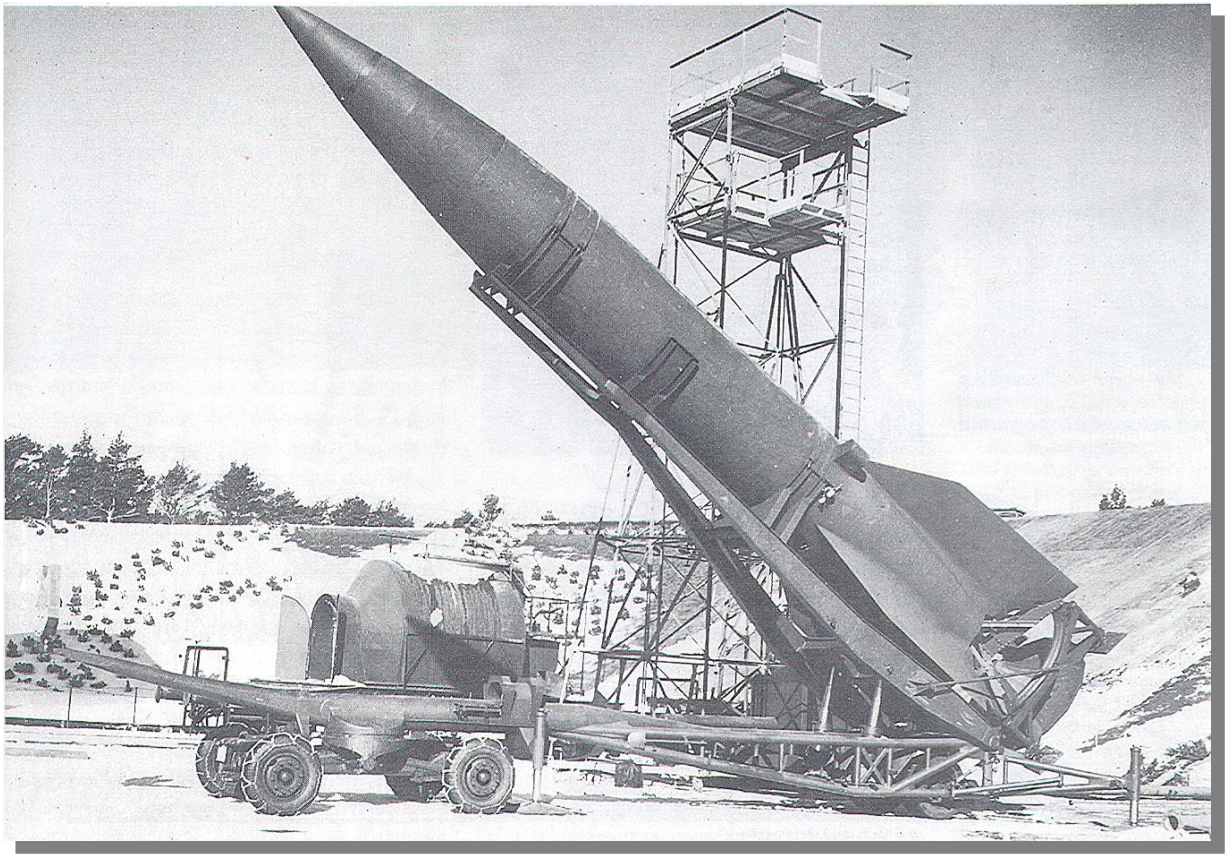
- **16. 3. 1926 –USA**
  - **Dr. Robert H. Goddard** (1882–1945), který realizoval první úspěšný let rakety.



9. Poznámky k historii

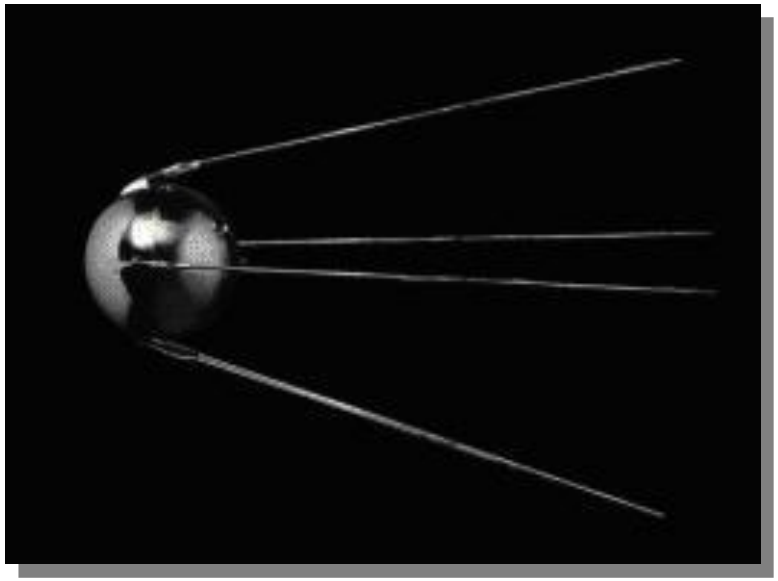
1944 - Německo

- **Raketa V–2** sestrojená podle návrhu fyzika Wernera von Brauna, poháněná tekutým kyslíkem a alkoholem měla při startovní hmotnosti 12300 kg dolet 370km.

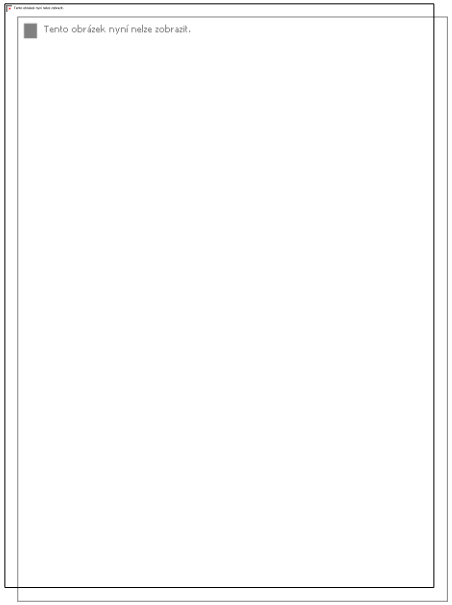


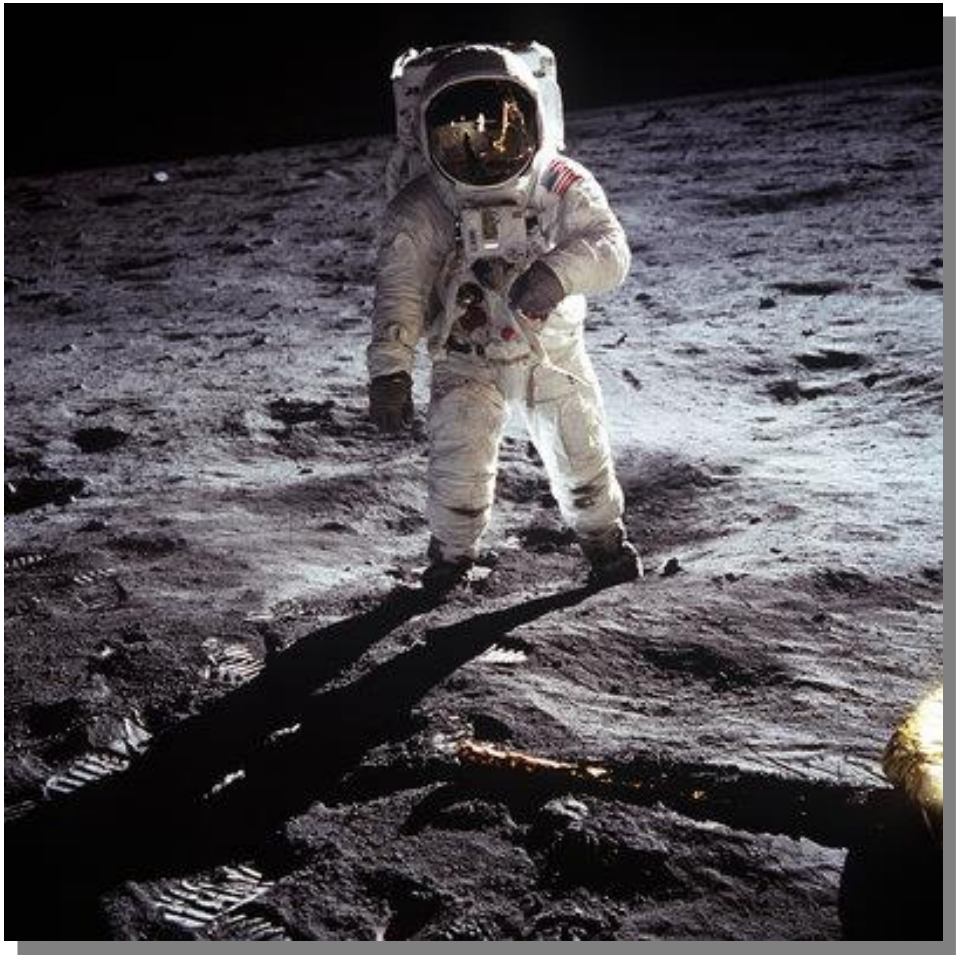
9. Poznámky k historii

- **4. 10. 1957 - SSSR**
  - První umělá družice Země – Sputnik I



- **12. 4. 1961 – SSSR**
  - První oblet družice s lidskou posádkou
  - majorem Juriem A. Gagarinem



9. Poznámky k historii

- **20. 6. 1969 - USA**
  - Astronaut Neil Armstrong se stává prvním pozemšťanem, který vkročil na Měsíc