

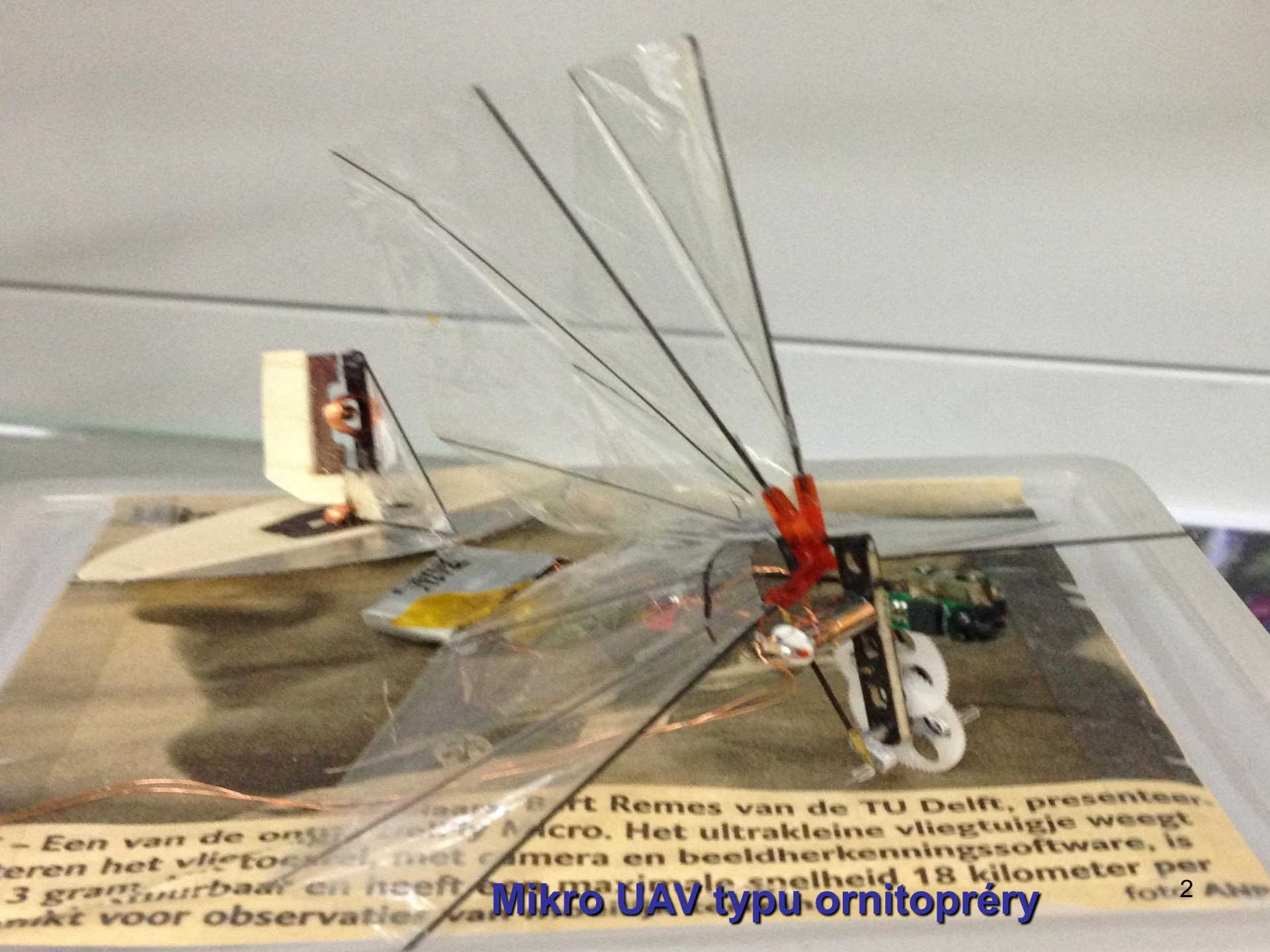
# Pohon letadel a letadlové motory



**Doc. Ing. Daniel Hanus, CSc., EUR ING, AFAIAA**

**Přednáška v rámci kursu UAV**

**FEL ČVUT v Praze – 9. 3. 2015**



... Remes van de TU Delft, presenteert  
- Een van de onlangs ontwikkelde robots van de TU Delft, presenteert de onlangs ontwikkelde robot Velocity Micro. Het ultrakleine vliegtuigje weegt  
slechts 3 gram, is draagbaar en heeft een maximale snelheid van 18 kilometer per uur. Het is geschikt voor observaties van kleine insecten.

**Mikro UAV typu ornitopréry**

# 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.

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 aerodynamickým 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

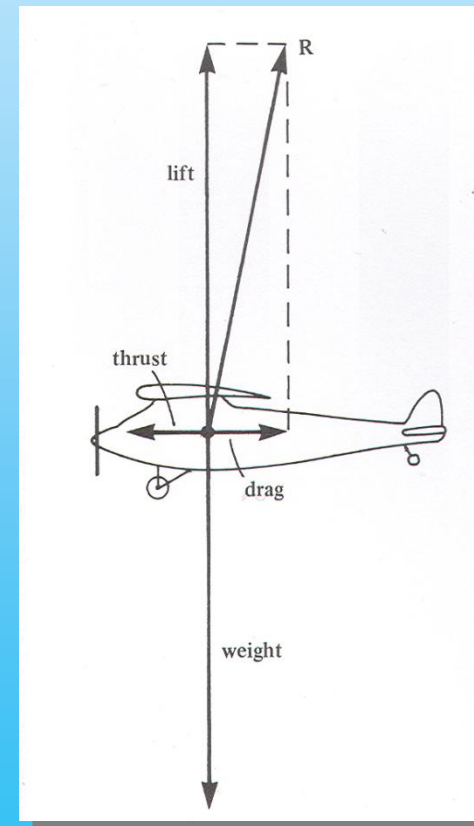
# PODMÍNKOU LETU JE, ABY SOUČET VŠECH SIL PŮSOBÍCÍCH NA LETADLO BYL NULOVÝ. TUTO PODMÍNKU ZAJIŠŤUJE TAH POHONNÉ JEDNOTKY

**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.

Schéma sil působících na letadlo při vodorovném letu konstantní rychlostí.

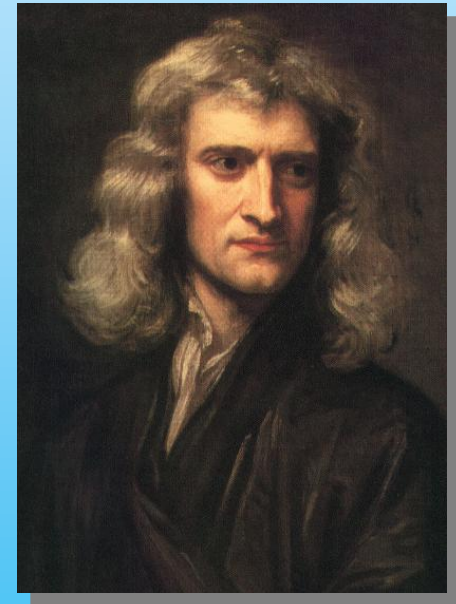


# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

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

- 1. zákon říká, že těleso je v klidu nebo koná rovnoměrný přímočarý pohyb, není-li působením vnějších sil přinuceno tento stav změnit.**
- 2. 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.**

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.



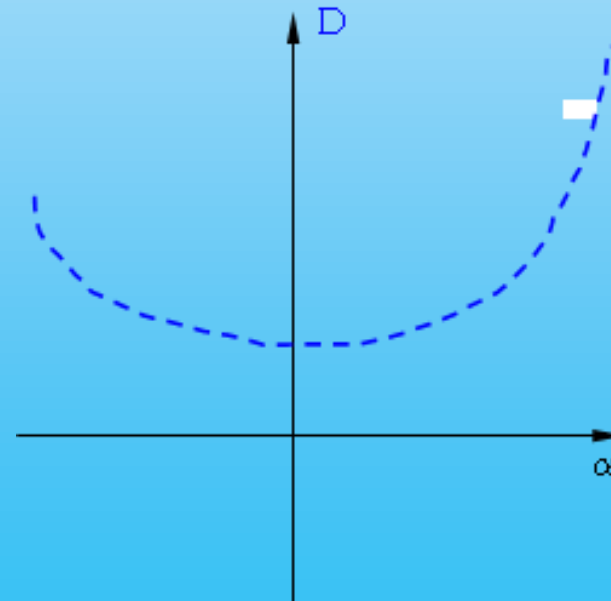
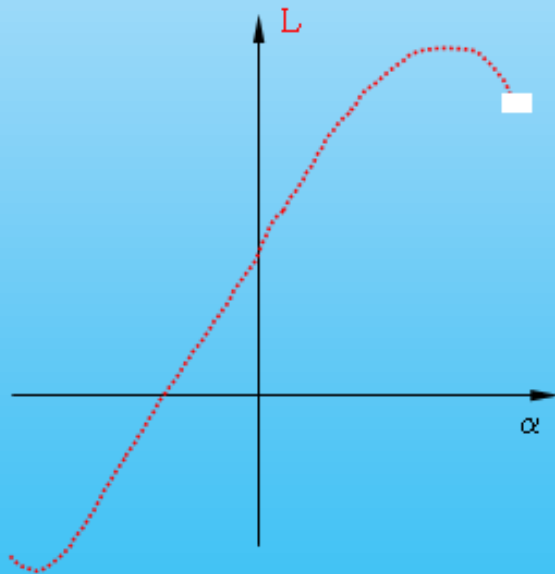
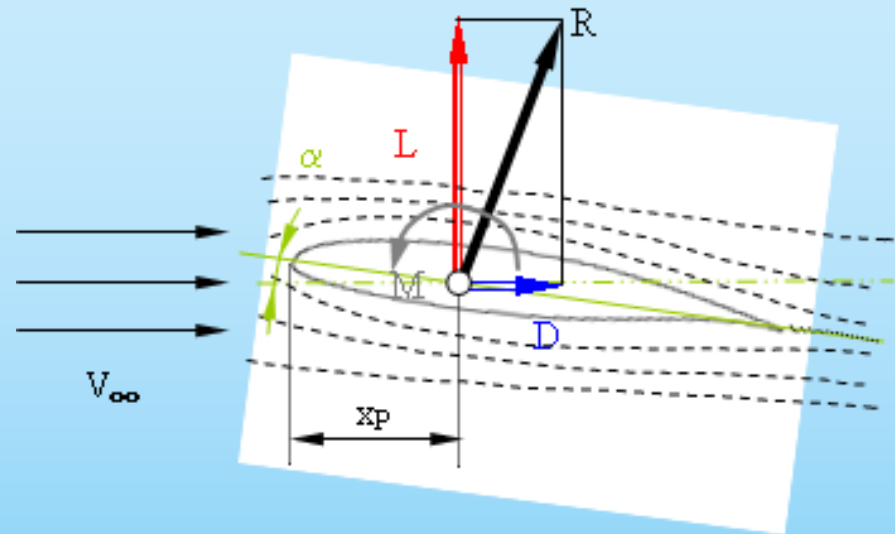
**Sir Isaac Newton** – na portrétu z roku 1689

Narozen: 4 ledna 1643 v Woolsthorpe, Lincolnshire, Anglie,  
zemřel: 31 března 1727 v Londýně, Anglie

# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

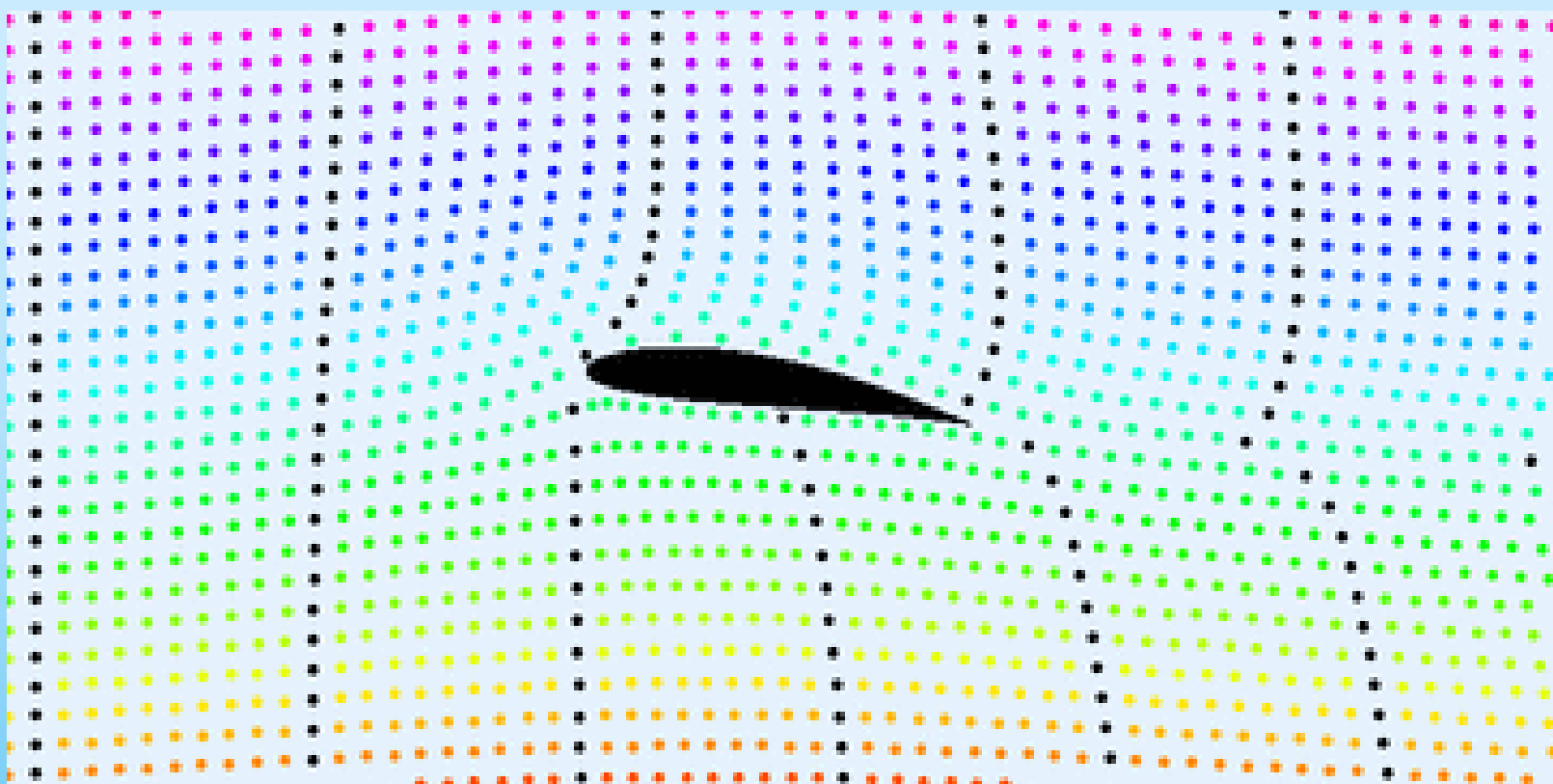
## Síly působící na letadlo za letu pro vodorovný přímý let konstantní rychlostí

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



Opor  $D$  závisí na úhlu nastavení  $\alpha$  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



# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

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

Vztlak  $L$  závisí vedle úhlu nastavení  $\alpha$  (jehož vliv je vyjádřen koeficientem  $c_L$ ), dále na rychlosti letu  $V$ , hustotě vzduchu  $\rho$  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  $\alpha$  (jehož vliv je vyjádřen koeficientem  $c_D$ ), dále na rychlosti letu  $V$ , hustotě vzduchu  $\rho$  a na ploše křídla letadla  $S$  a je dán vztahem

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

# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

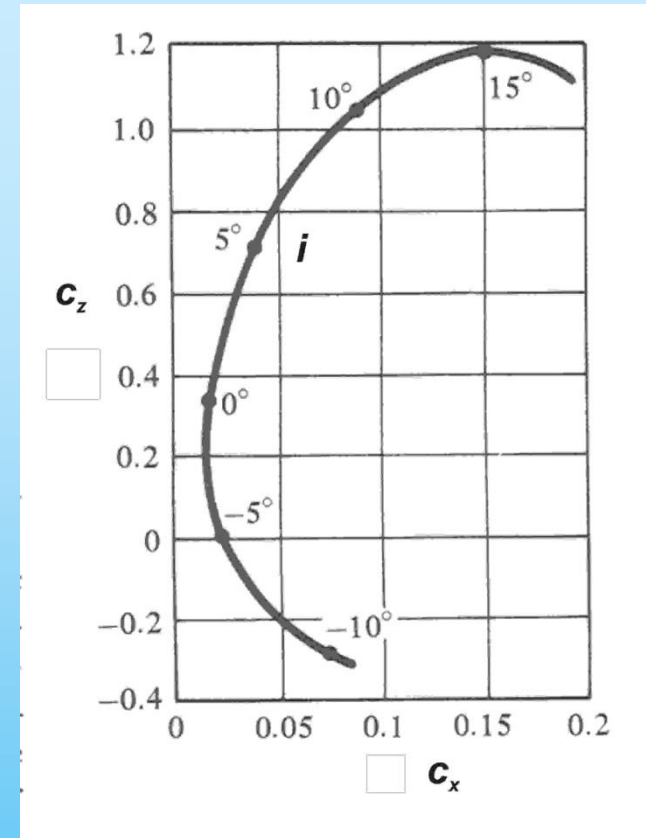
## Aerodynamická polára

Aerodynamická polára letadla je závislost vztlaku  $L$  na odporu  $D$ . Parametrem je pak úhel nastavení letadla  $\alpha$ .

Protože je vztlak i odpor ještě funkcí rychlosti letu  $V$ , hustoty vzduchu  $\rho$  a plošného obsahu křídla  $S$ , normuje se vztlak i odpor bezrozměrnými součiniteli vztlaku  $C_L$  a odporu  $C_D$  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  $i$



Součinitel vztlaku

$$C_L, C_y, C_z = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

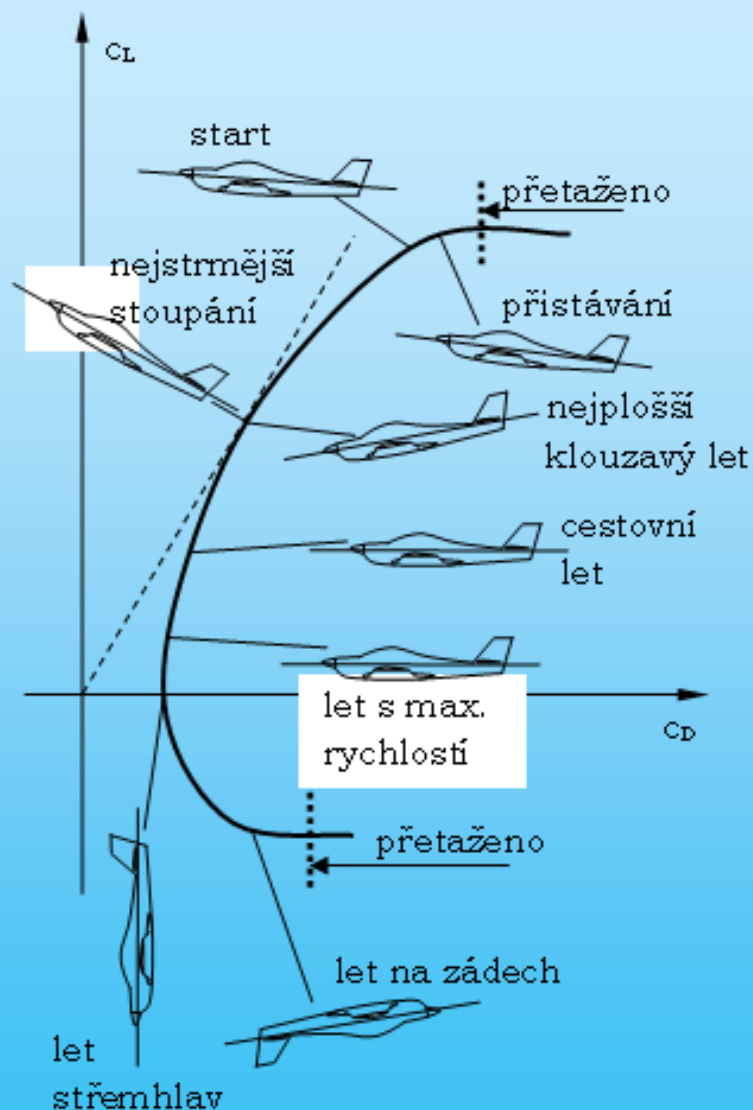
Součinitel odporu

$$C_D, C_X = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

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.

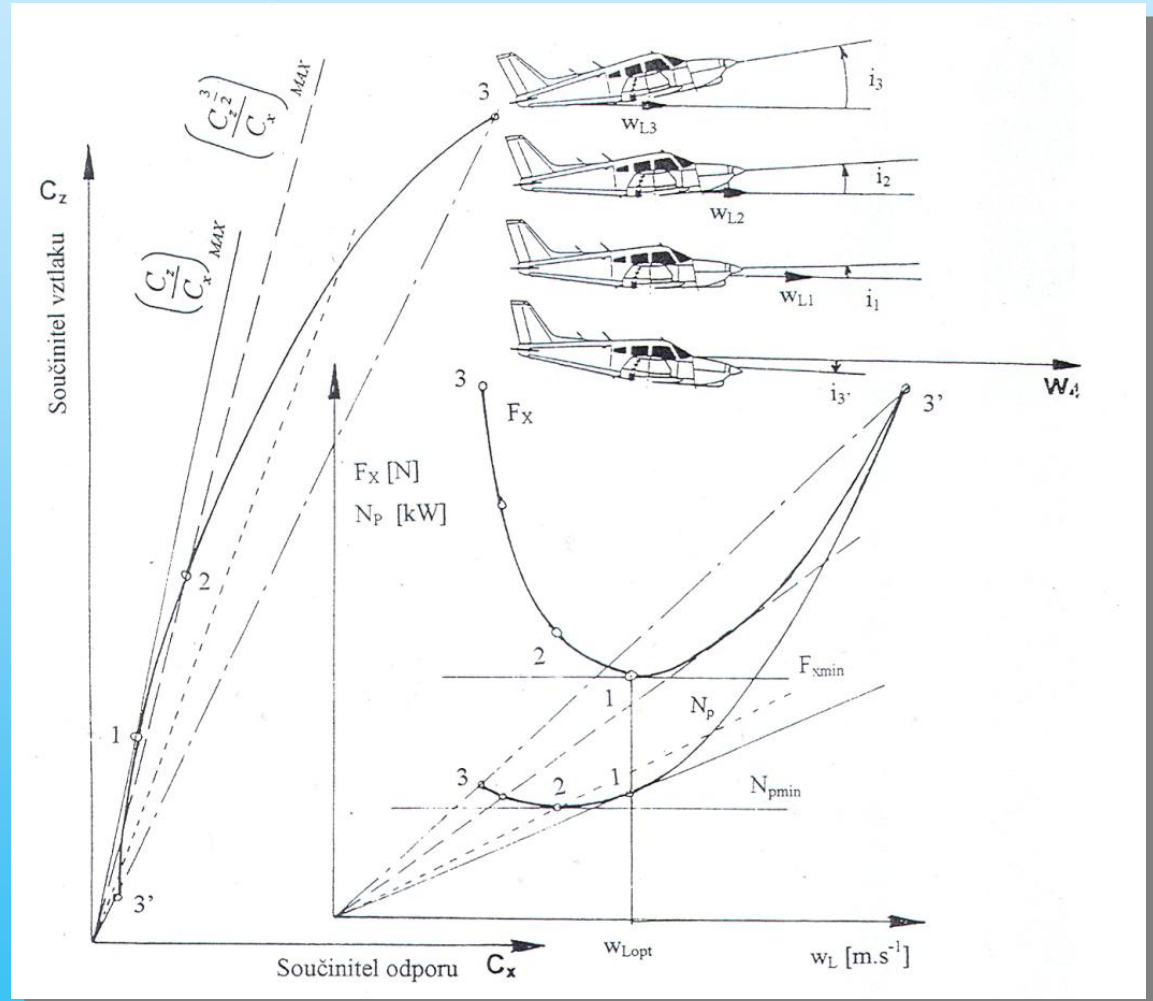
Významné jsou především:  
ekonomický režim (nejplošší klouzavý let), při němž letadlo uletí s danou zásobou paliva nejdále, pak je to režim přistání blízký maximálnímu vztlaku a minimální, tak zvané pádové rychlosti, dále režim vzletový s nižším vztlakem, než přistávací a také vyšší rychlostí..

## 2. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

### Závislost potřebného tahu na rychlosti letu

Při letu se v závislosti na rychlosti mění dynamický tlak. Aby byl vztlak  $L$  ( $F_y$ ) konstantní a roven tíze letadla při proměnné rychlosti letu  $V$  ( $w_L$ ), musí se příslušným způsobem měnit vztlakový součinitel  $C_L$  ( $c_z$ ) tak, že se mění úhel nastavení letadla  $\alpha$  ( $i$ ). Tím se ale dle poláry také mění odporový součinitel  $C_D$  ( $c_x$ ) a tím i odpor letadla  $D$  ( $F_x$ ), jak je znázorněno na obrázku.

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

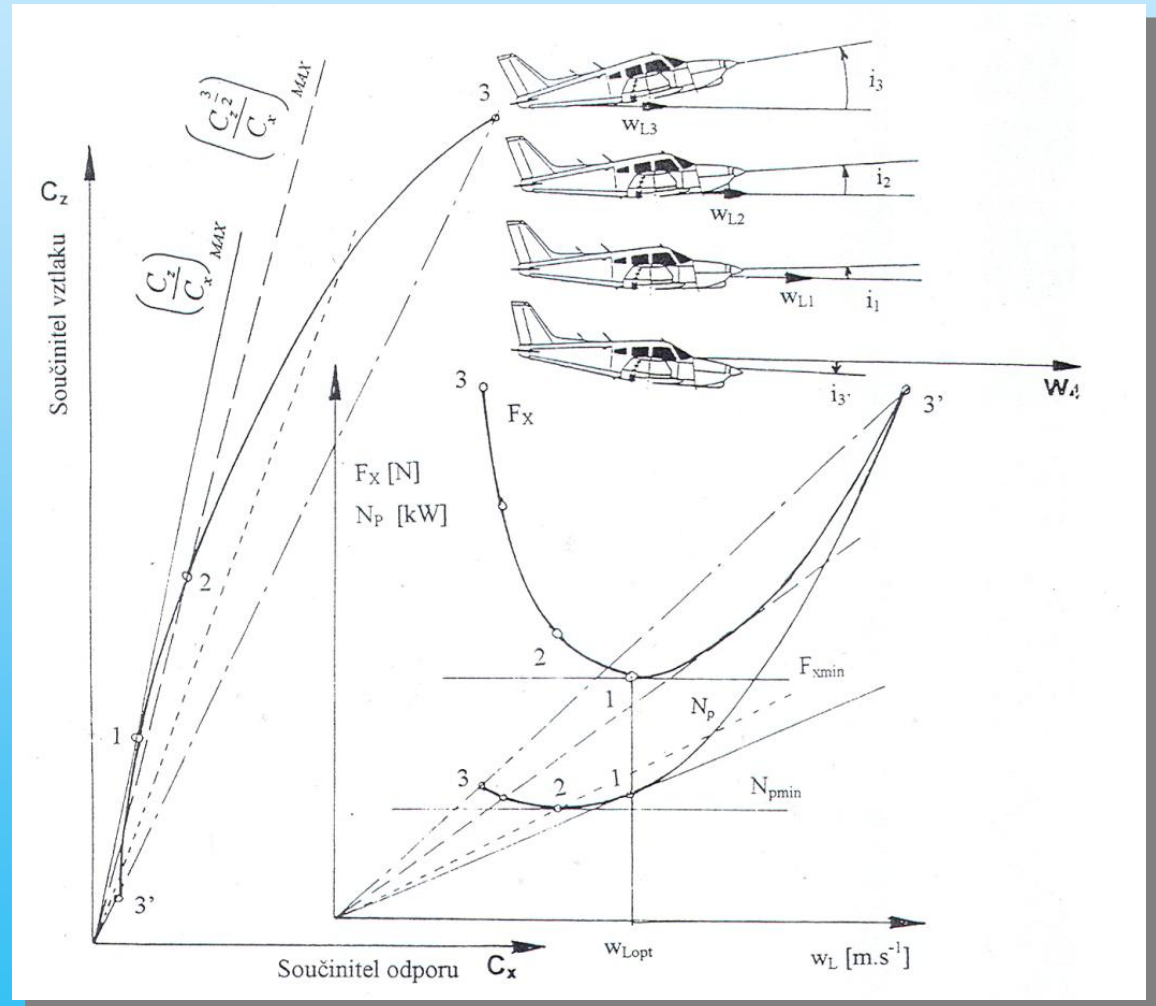


# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

## 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  $G = M \cdot g$

Režim letu s minimem potřebného tahu a s největším doletem – režim nejlepší klouzavosti

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

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

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

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

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

# 1. Teoretický úvod - fyzikální základy mechaniky pohonu letadel

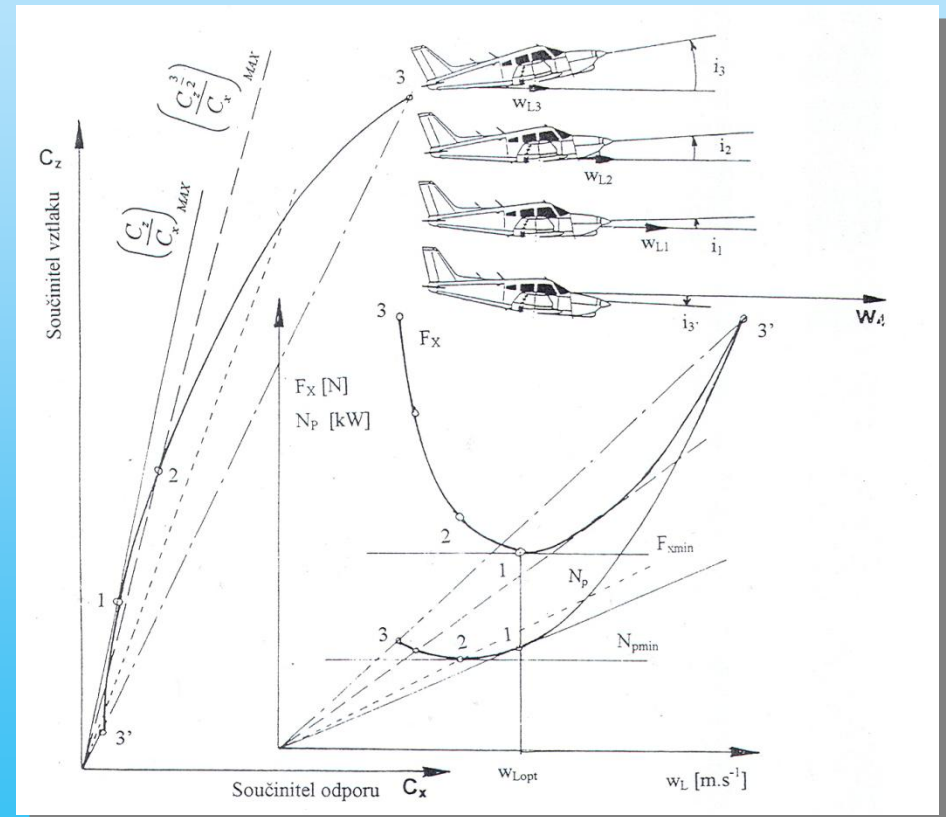
## Základní režimy letu:

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**

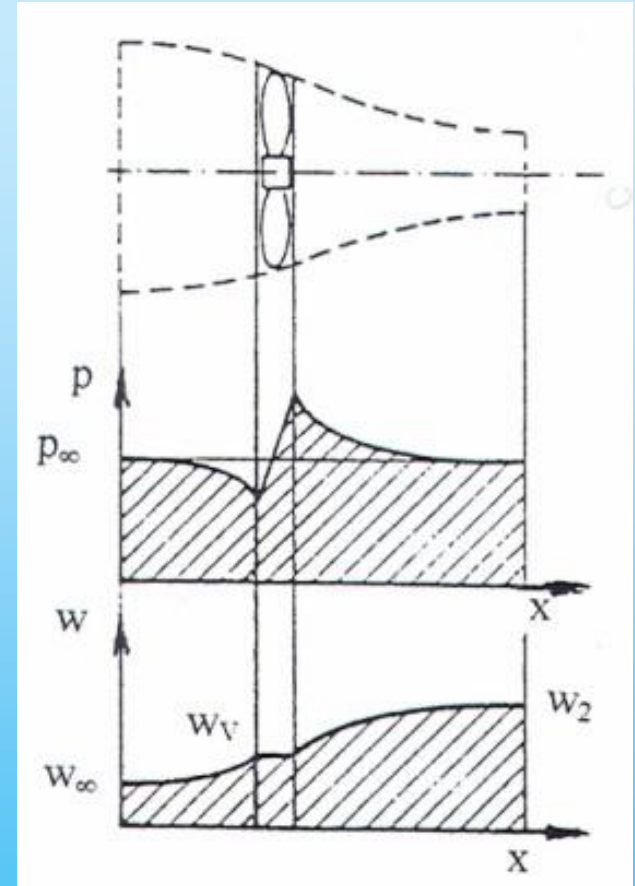
Síla  $F$ , která působí na těleso o hmotě  $m$  po časový interval  $dt$  vyvolá změnu jeho hybnosti

$$F \cdot dt = dH = d(m \cdot w)$$

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.

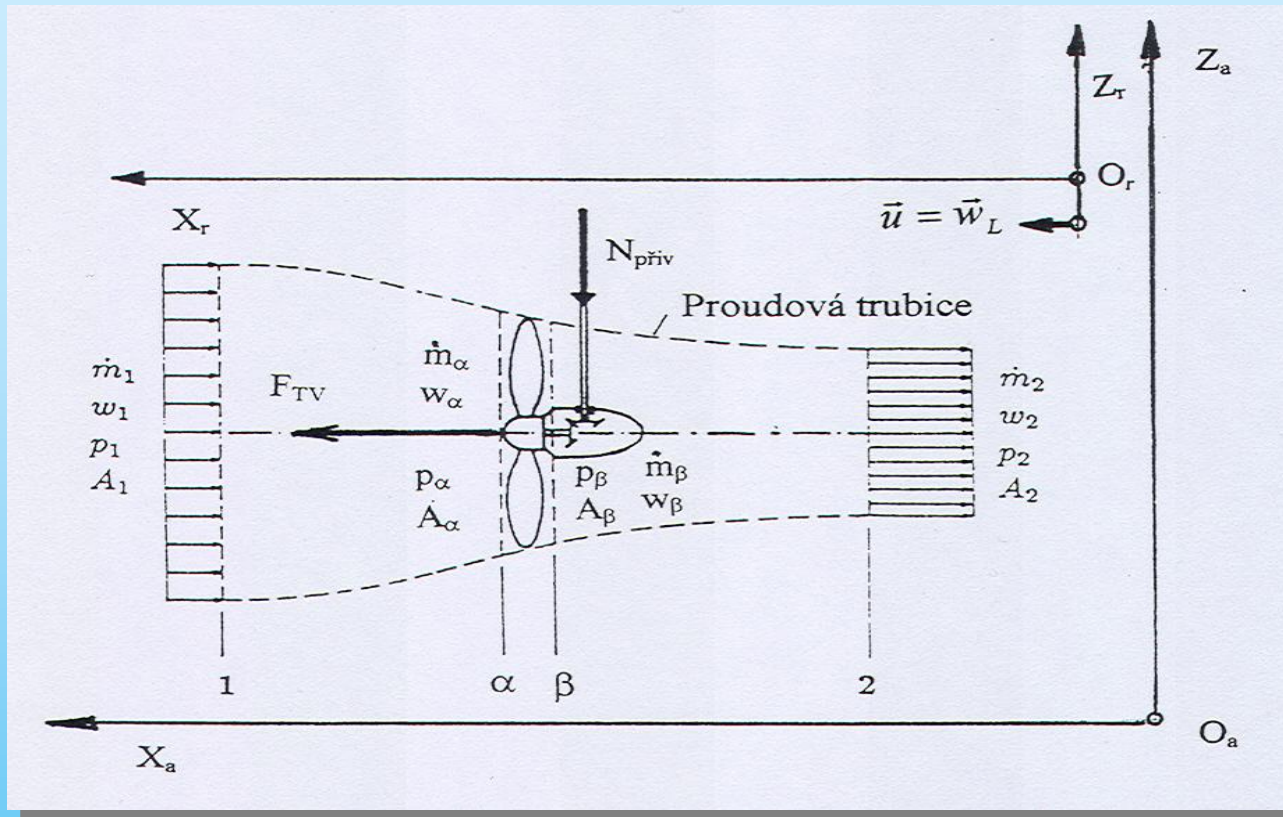
Účinkem aerodynamických sil, kterými působí rotující listy vrtule, se vzduch urychluje. Protože je účinkem aerodynamických sil vrtule vyvolán těsně před vrtulí podtlak a těsně za vrtulí přetlak, je vzduch před vrtulí „nasáván“ a za vrtulí „vytlačován“. Tím se z přitékajícího vzduchu k vrtuli vyděluje „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

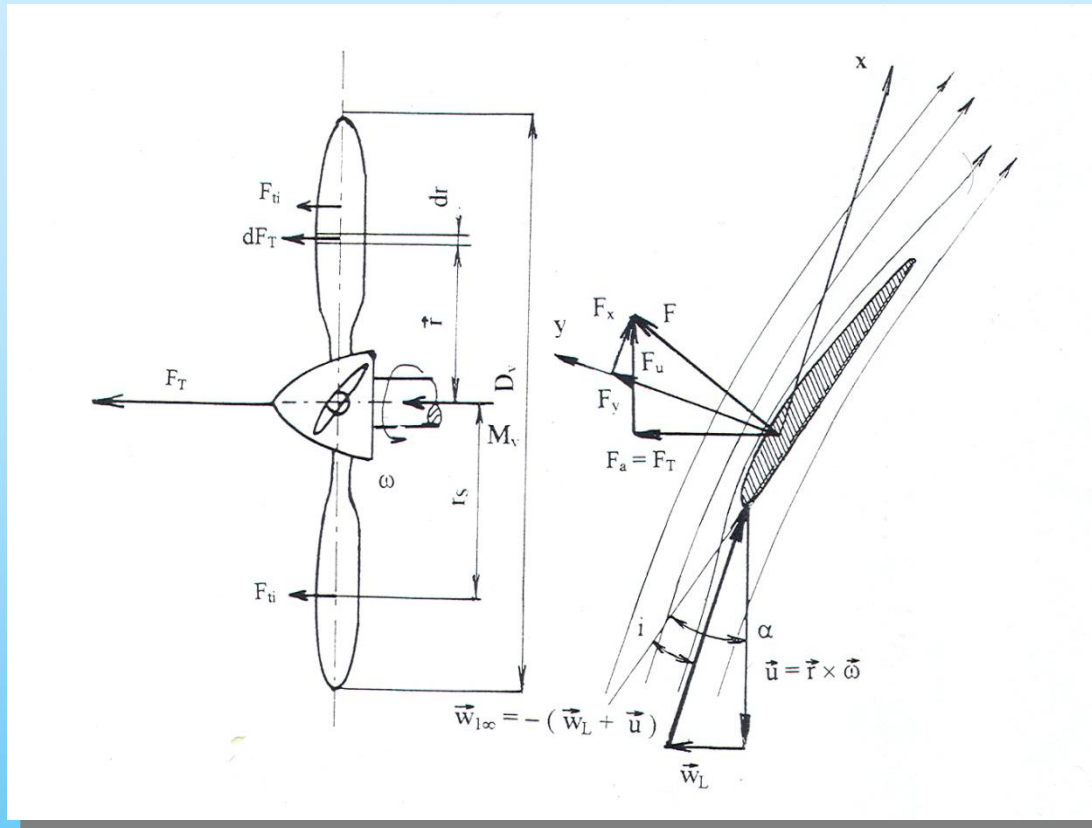


## 2. Vrtule a proudový pohon



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 polem vyrovnán a tudíž je tlak vzduchu v trubici stejně velký jako okolní atmosférický tlak.

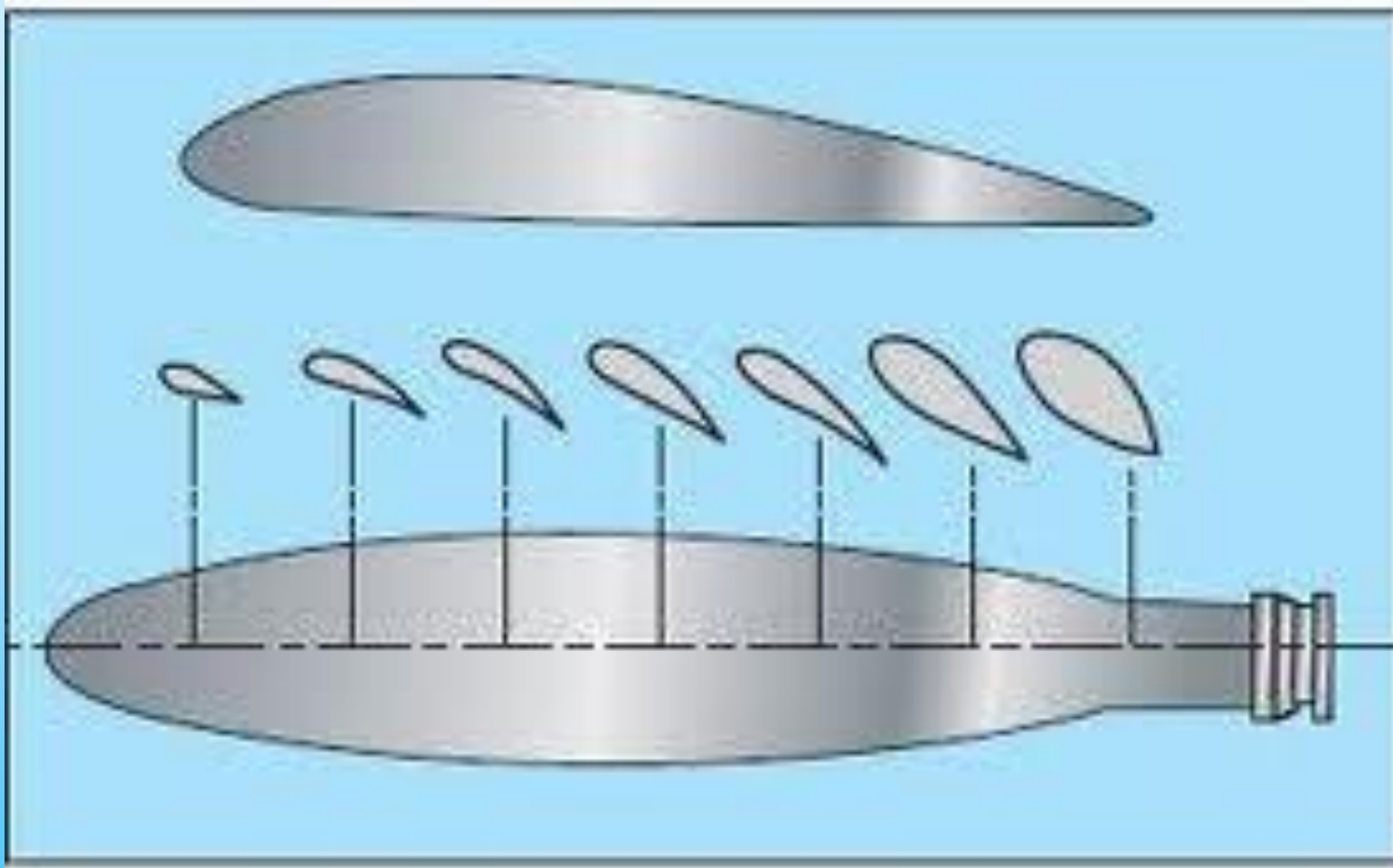
## 2. Vrtule a proudový pohon



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 vyvolání rotace proudu za vrtulí.

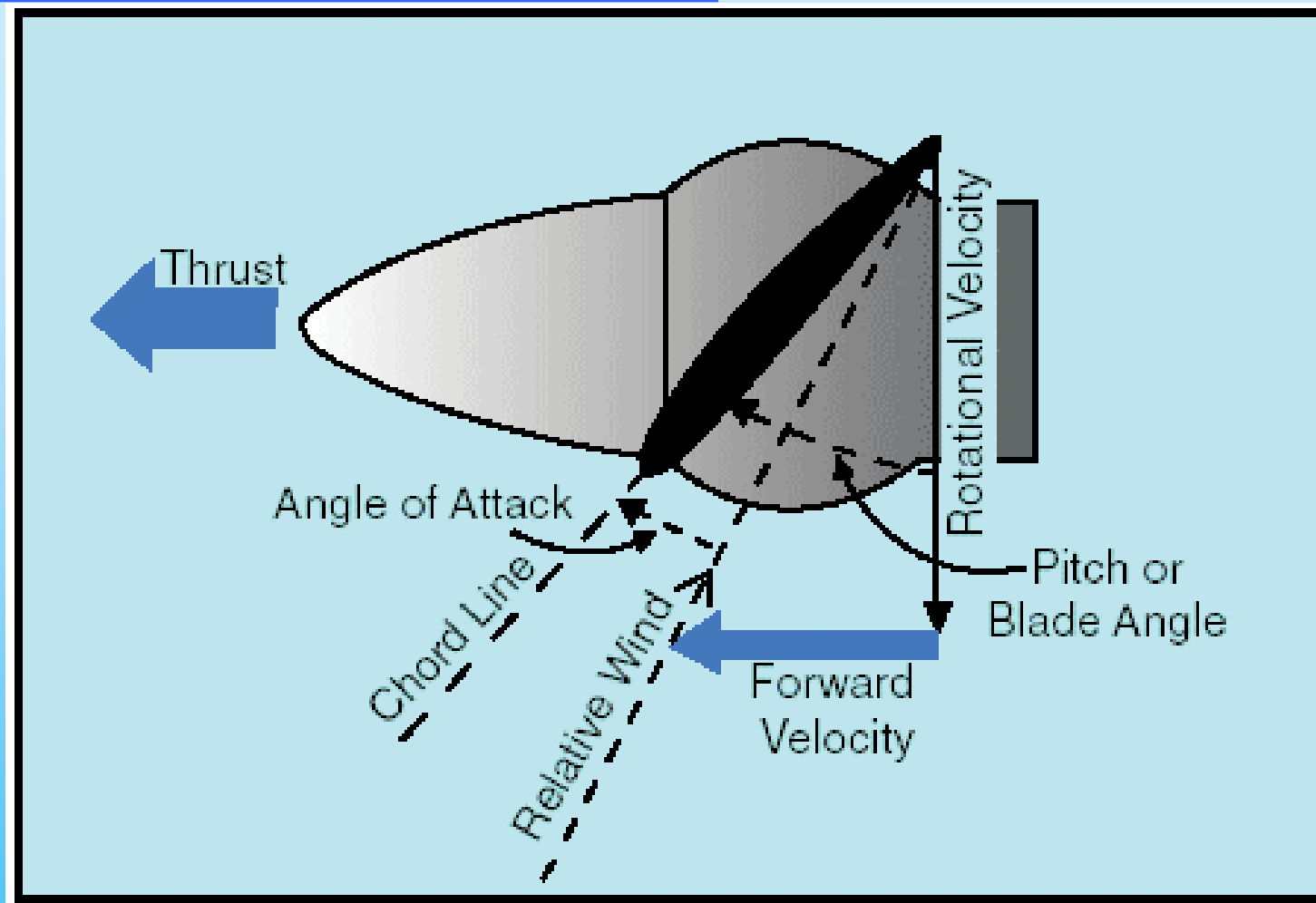
Osová složka rychlosti vzduchu za vrtulí  $w_2$  v řezu 2, kde je již tlak vzduchu ve vrtulovém proudu vyrovnán s okolním atmosférickým tlakem je pak přímo funkcí tahu vrtule.

## 2. Vrtule a proudový pohon



**Geometrie vrtulových listů – jednotlivé profily a jejich úhly nastavení - zkroucení vyplývající z kinematiky**

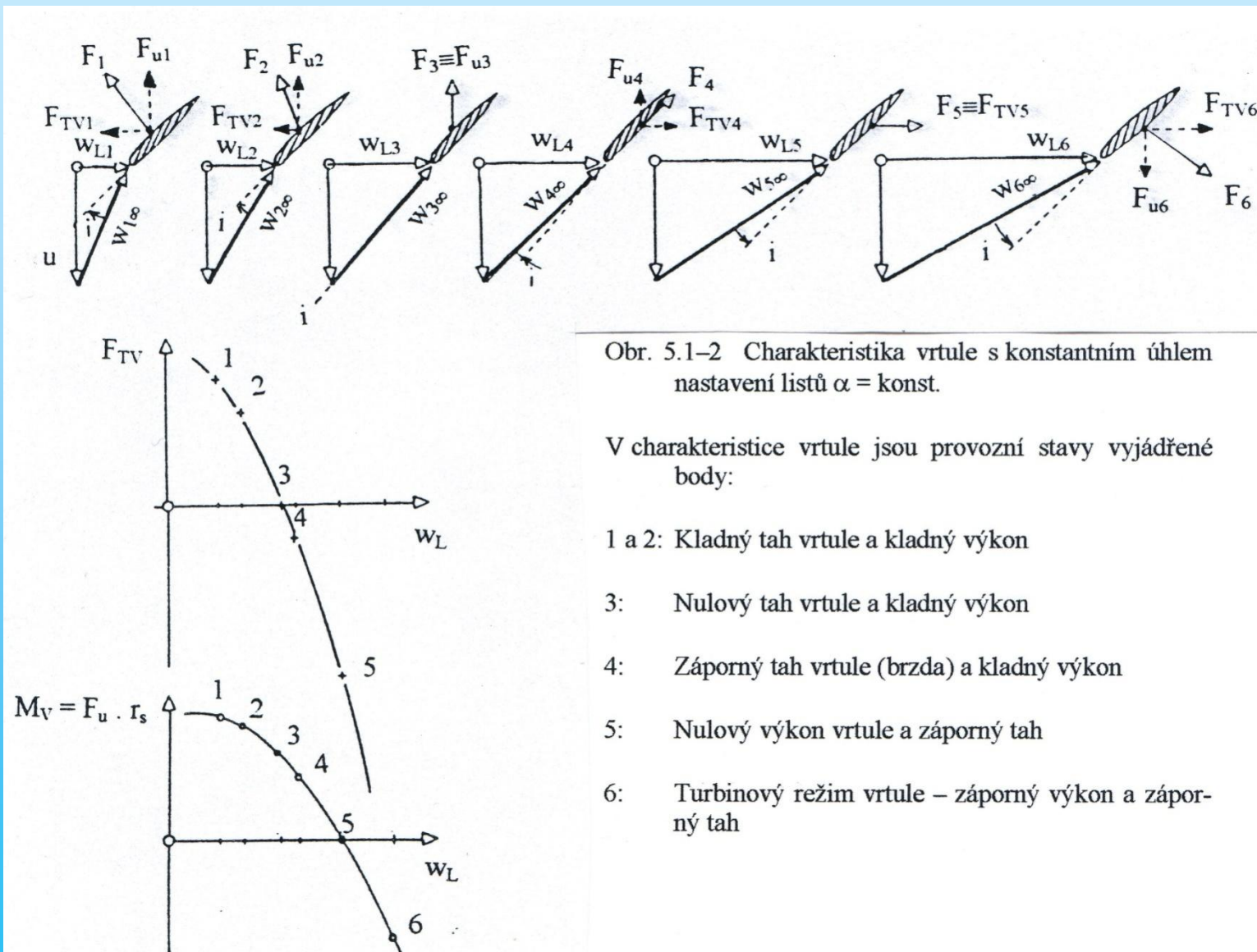
## 2. Vrtule a proudový pohon



**Geometrie vrtulových listů – úhel nastavení vrtulových listů a úhel náběhu vzduchu při relativním obtékání listů vrtule na daném poloměru**

## 2. Vrtule a proudový pohon

**Charakteristika vrtule** - závislost tahu vrtule a točivého momentu na rychlosti letu a otáčkách vrtule. Tah je dán jako silové působení vzduchu na vrtulové listy, které jsou funkcí úhlu náběhu relativní rychlosti  $w_\infty$  na vrtulové listy.



Obr. 5.1-2 Charakteristika vrtule s konstantním úhlem nastavení listů  $\alpha = \text{konst.}$

V charakteristice vrtule jsou provozní stavy vyjádřené body:

- 1 a 2: Kladný tah vrtule a kladný výkon
- 3: Nulový tah vrtule a kladný výkon
- 4: Záporný tah vrtule (brzda) a kladný výkon
- 5: Nulový výkon vrtule a záporný tah
- 6: Turbinový režim vrtule – záporný výkon a záporný tah

## 2. Vrtule a proudový pohon

### Bezrozměrné součinitele vrtule

Chceme-li vyjádřit tah vrtule či její výkon, musíme vyjít z jejích aerodynamických charakteristik. Aerodynamická síla působící na vrtulový list o ploše  $S$ , jak je znázorněna na obrázku obtékání profilu listu vrtule je dána vztahem:

$$F_A = F = c_A \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot w_\infty^2 \cdot S$$

kde  $c_A$  je příslušný aerodynamický součinitel,  $\rho_\infty$  je hustota vzduchu před vrtulí,  $w_\infty$  je relativní rychlost nabíhajícího proudu před listem vrtule.

Aplikováno na válcový řez vrtulí na středním poloměru  $r_s$  dostaneme rozložením vektoru aerodynamické síly  $F$  působící na uvažovaný profil na složku ve směru osy vrtule  $F_a$  a složku v obvodovém směru  $F_u$  získáme tak vrtule  $F_{TV} = F_a$  a točivý moment  $M_v = F_u \cdot r_s$

Pro daný rychlostní trojúhelník před vrtulí platí

$$\vec{w}_\infty = \vec{w}_L - \vec{u}$$

kde  $w_\infty$  je relativní rychlost obtékání uvažovaného profilu vrtulového listu na poloměru  $C$  a  $u$  je obvodová rychlost profilu  $u = \omega \cdot r_s$

Přeneseno na celou vrtuli můžeme napsat pro tah vrtule s uvážením zachování podobnosti rychlostního trojúhelníku před listem vrtule,

tedy:  $w_\infty = k \cdot n \cdot D$

## 2. Vrtule a proudový pohon

Můžeme proto tah vrtule  $F_{TV}$  vyjádřit analogicky podobně jako v případě aerodynamické síly  $F_A$

$$F_{TV} = konst \cdot c_A \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot w_\infty^2 \cdot S$$

dosazením za  $S$  plochu vrtulového kotouče a dosazením za  $w_\infty$

$$S = \frac{\pi D_V^2}{4} \quad F_{TV} = konst \cdot c_A \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot (k \cdot n)^2 \cdot D_V^2 \cdot \frac{\pi D_V^2}{4}$$

$$F_{TV} = c_T \cdot \rho_\infty \cdot n^2 \cdot D_V^4$$

Obvodová síla  $F_u$  působící na středním poloměru  $r_s$  je úměrná rovněž aerodynamické síle  $F_A$   
Podobně jako pro tah vrtule můžeme psát

$$F_u = konst \cdot c_T \cdot \rho_\infty \cdot n^2 \cdot D_V^4$$

Točivý moment  $M_V = F_u \cdot R_s$  je pak pro celou vrtuli dán vztahem

$$M_V = konst \cdot c_T \cdot \rho_\infty \cdot n^2 \cdot D_V^5$$

## 2. Vrtule a proudový pohon

Přivedený výkon na hřídel vrtule je:

$$N_V = N_{priv} = M_V \cdot \omega = F_u \cdot r_s \cdot \omega = konst \cdot c_T \cdot \rho_\infty \cdot n^2 \cdot D_V^5 \cdot n = c_N \cdot \rho_\infty \cdot n^3 \cdot D_V^5$$

Rychlost  $w_1$  vzduchu v řezu 1 před vrtulí můžeme vyjádřit jako funkci obvodové rychlosti vrtule  $u_s$  na středním poloměru  $r_s$  s využitím tak zvaného bezrozměrného rychlostního součinitele  $\lambda$  definovaného jako:

$$\lambda = \frac{w_L}{n \cdot D_V}$$

Účinnost vrtule: 
$$\eta_V = \frac{F_{TV} w_L}{N_V} = \frac{c_T \cdot \lambda}{c_N} \quad \text{kde:}$$

$$c_T = \frac{F_{TV}}{\rho_\infty \cdot n^2 \cdot D_V^4} \quad \text{je součinitel tahu,}$$

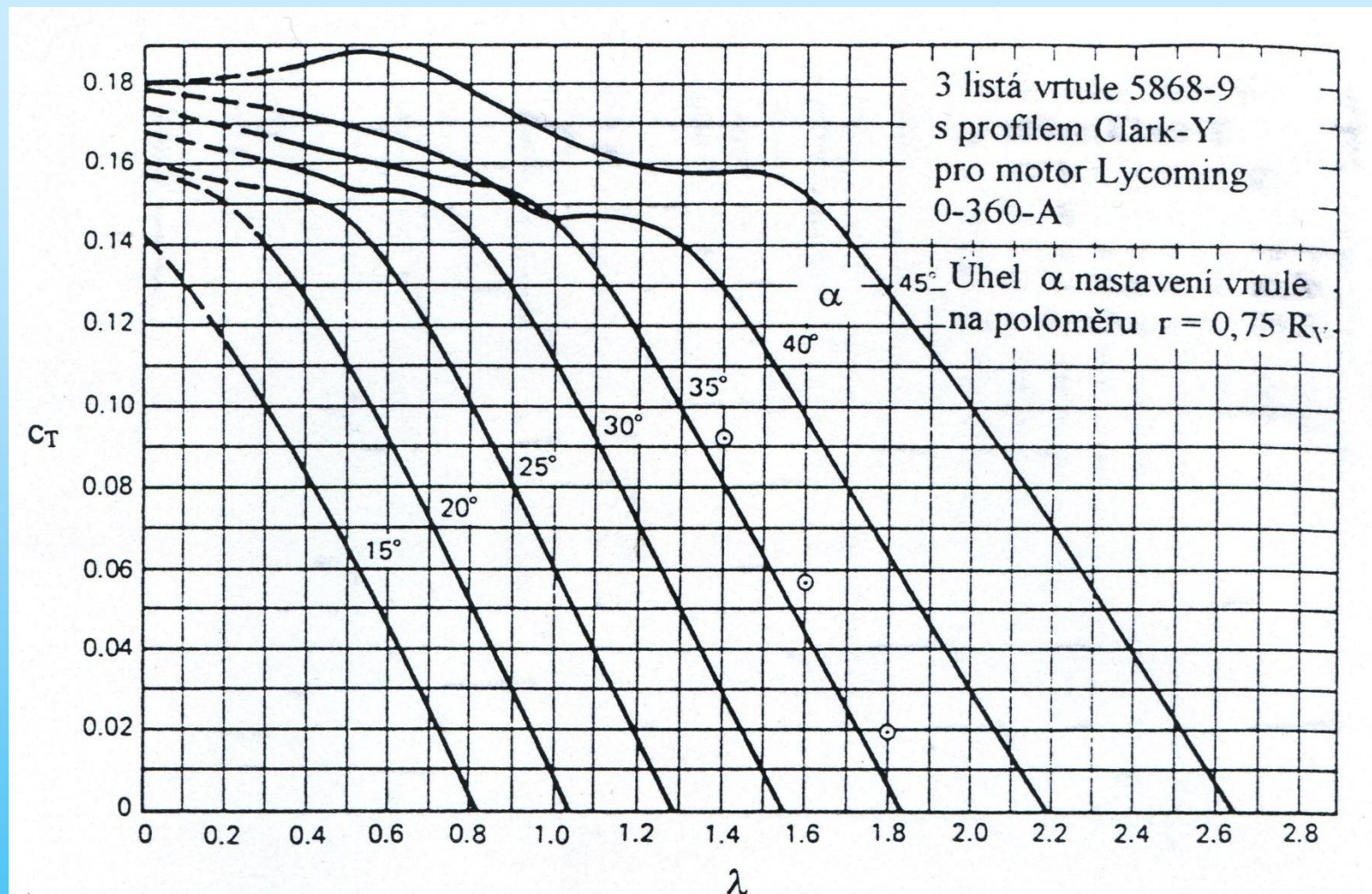
$$c_N = \frac{N_V}{\rho_\infty \cdot n^3 \cdot D_V^5} \quad \text{je výkonový součinitel.}$$

Součinitelé vrtule jsou bezrozměrné a proto dosazujeme do výrazů jednotlivé fyzikální veličiny v základních jednotkách, **n je počet otáček za vteřinu!**

$$F_{TV} [\text{N}], \rho_\infty [\text{kg.m}^{-3}], N_V [\text{W}], n [\text{ot.s}^{-1}], D_V [\text{m}]$$

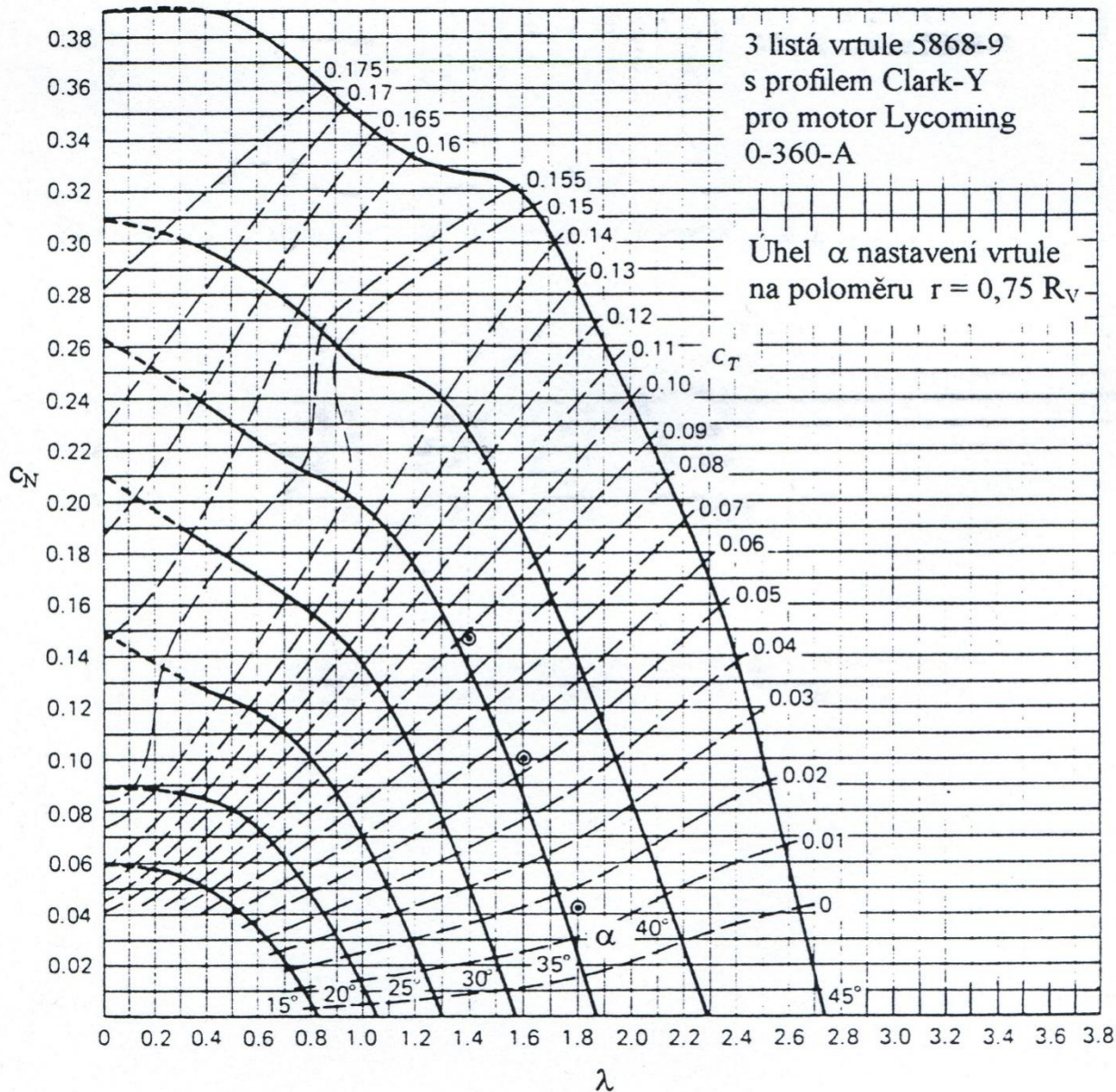


## 2. Vrtule a proudový pohon



Tahový součinitel vrtule jako funkce rychlostního součinitele a úhlu nastavení listů vrtule

## 2. Vrtule a proudový pohon



Výkonový  
součinitel vrtule  
jako funkce  
rychlostního  
součinitele a úhlu  
nastavení listů  
vrtule

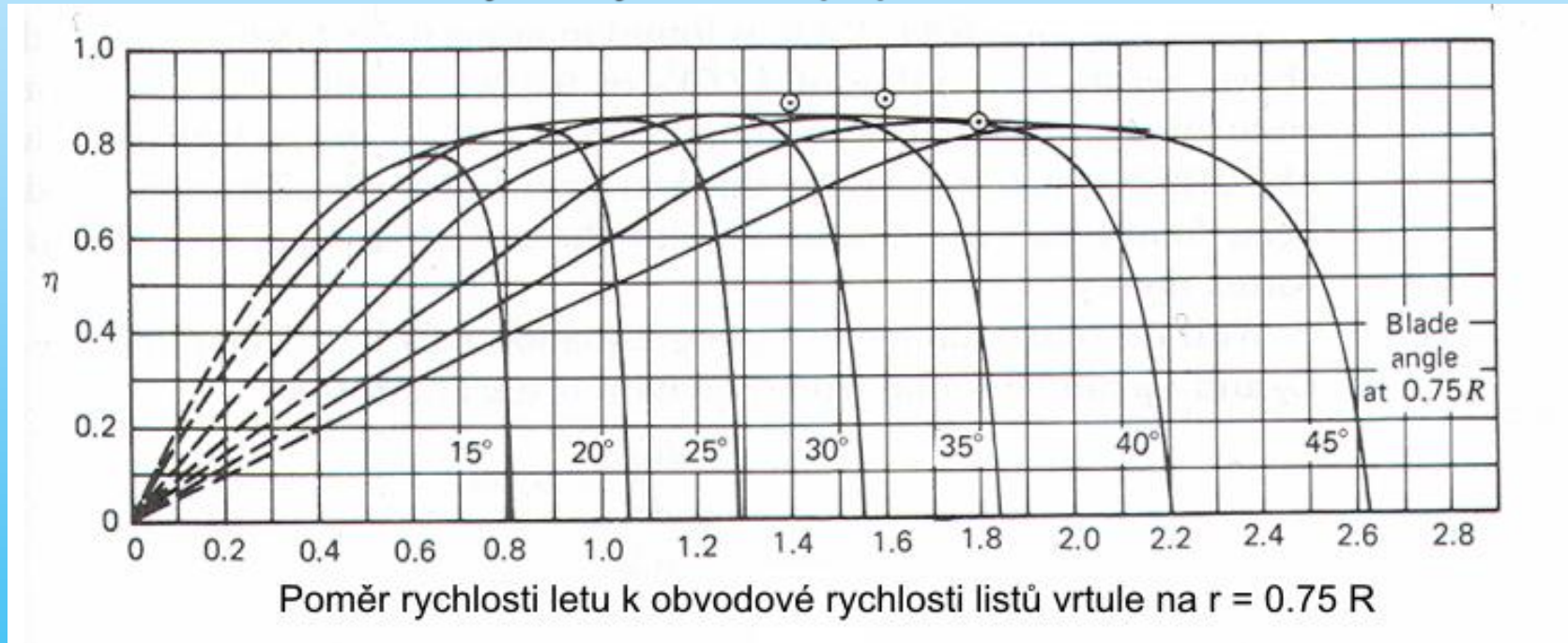
## 2. Vrtule a proudový pohon

### Celková účinnost vrtule

Celková účinnost vrtule je definována jako poměr užitečného tahového výkonu propulsní 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 účinnosti vrtule  $\eta$  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  $15^\circ$  do  $45^\circ$ .

## 2. Vrtule a proudový pohon

---

### Stavitelná vrtule za letu

Charakteristické pro vrtule s úplným natáčením včetně praporové polohy je rozdělení na **oblast „ALFA“**, která zahrnuje pracovní polohy za letu včetně přestavení do praporové polohy a **oblast „BETA“**, která zahrnuje pozemní provoz a přestavení do záporného úhlu, do tak zvané reverzní polohy pro brzdění při dojezdu po přistání letounu na přistávací dráhu a zejména po přistání na vodní hladinu, kdy není možné použít kolové brzdy.

Změna nastavení listů vrtule mezi krajními letovými polohami při konstantních otáčkách LPM není tak velká, umožňuje však dosažení nejlepších hodnot propulzní účinnosti ve všech fázích letu. To je její největší přednost při porovnání s vrtulí s pevnými listy.

Nastavení na velký úhel a maximální výkon LPM se v anglické literatuře označuje běžně odborným názvem „*coarse pitch*“, zatímco nastavení na malý úhel má odborný název „*fine pitch*“.

## 2. Vrtule a proudový pohon

### Stavitelná vrtule za letu

vrtule s natáčivými listy může dosáhnout nejvyšší účinnosti nastavením mezi malým a velkým úhlem, závisí to na rychlosti letu

ÚČINNOST  
VRTULE

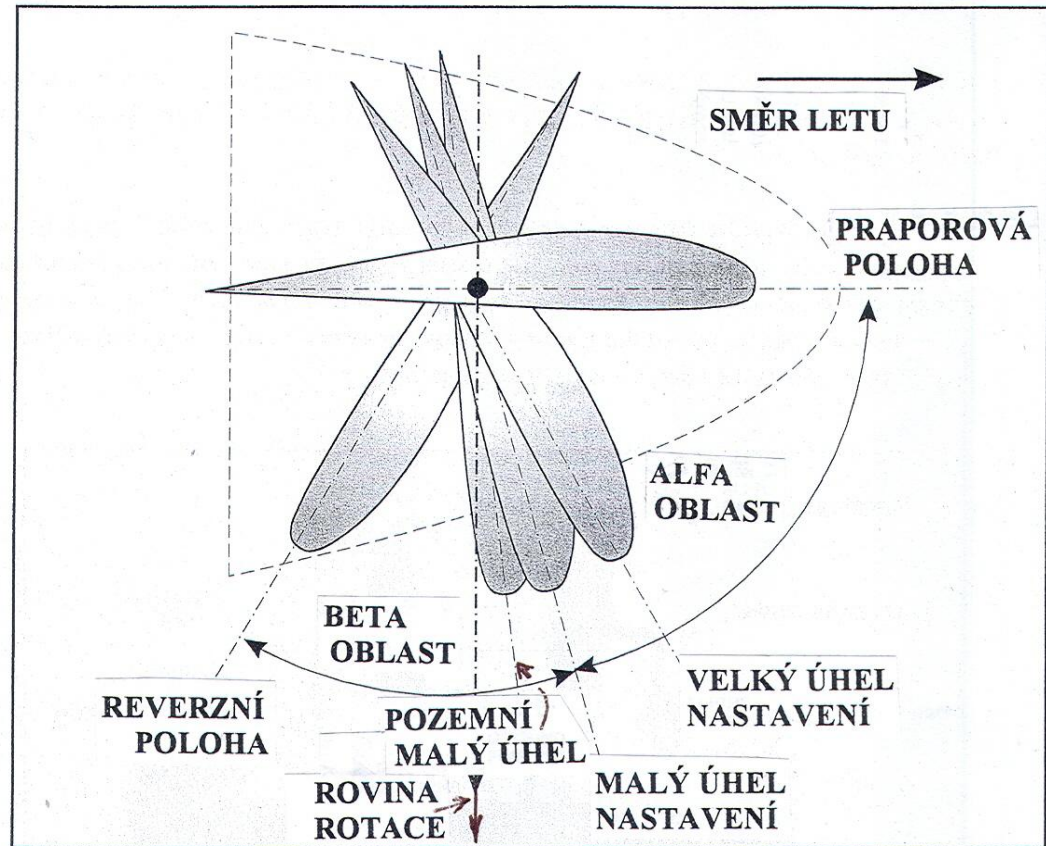
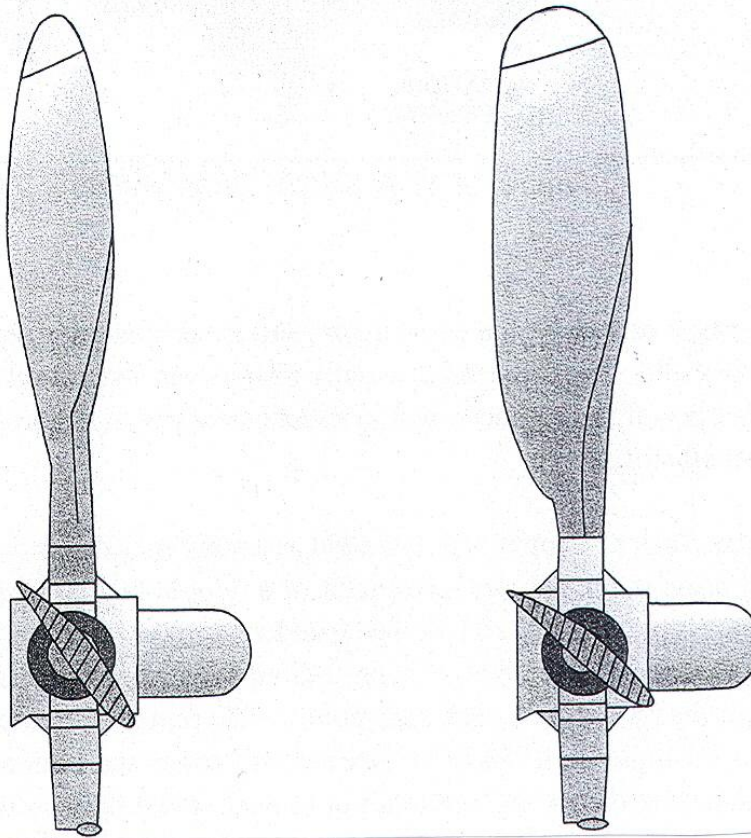
malý úhel  
nastavení

velký úhel  
nastavení

RYCHLOST LETU

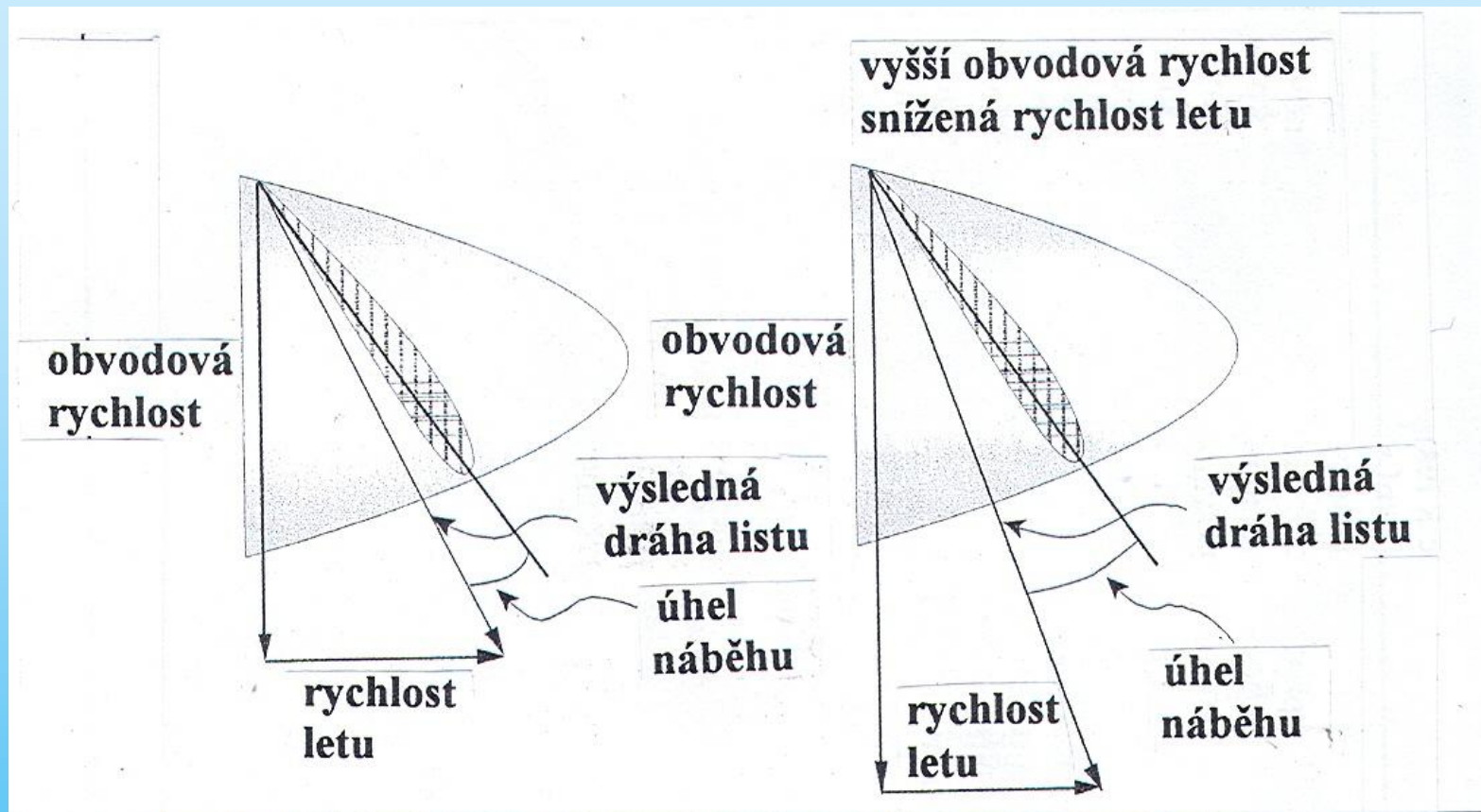
Zajištění vysoké celkové účinnosti vrtulového pohonu pro různé rychlosti letu změnou úhlu nastavení vrtulových listů

## 2. Vrtule a proudový pohon



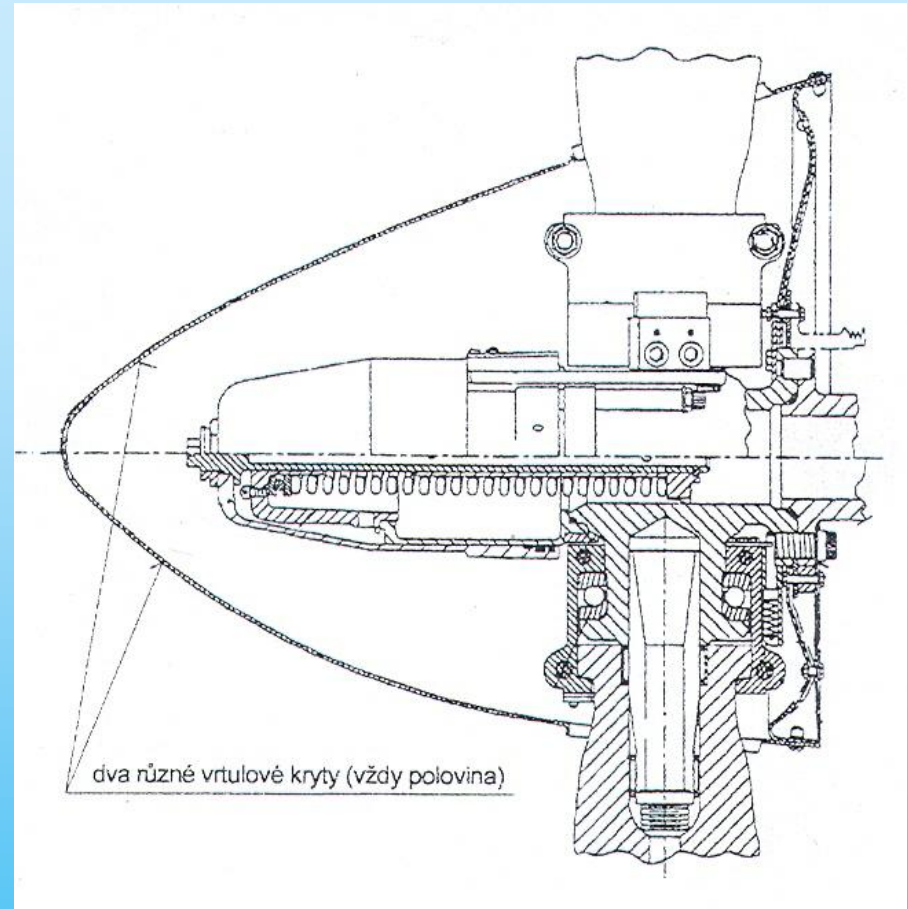
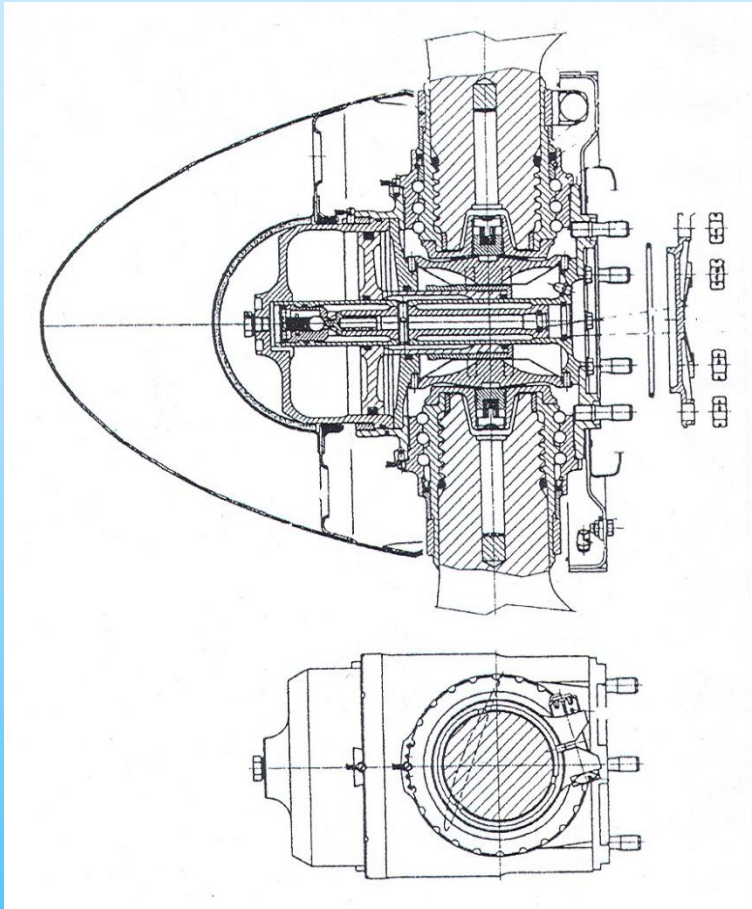
Stavitelná vrtule za letu

## 2. Vrtule a proudový pohon



Pevná vrtule za letu - vliv rychlosti letu na úhel náběhu

## 2. Vrtule a proudový pohon

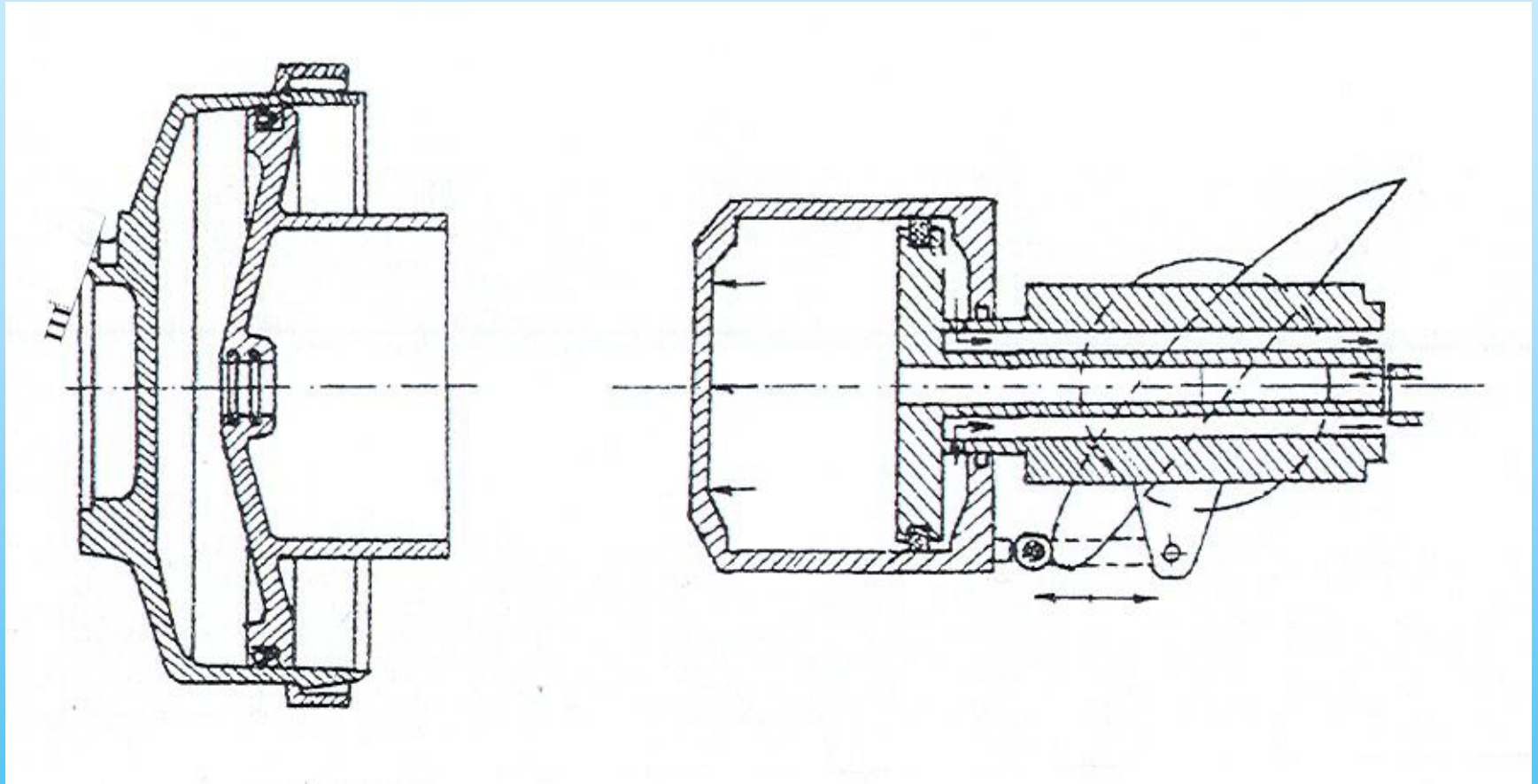


Ukázka konstrukčního provedení uložení vrtulových listů ve vrtulové hlavě s hydraulickým natáčením listů včetně praporování vrtule při poruše motoru – obrázek vpravo, levý obrázek konstrukce tuto možnost neumožňuje



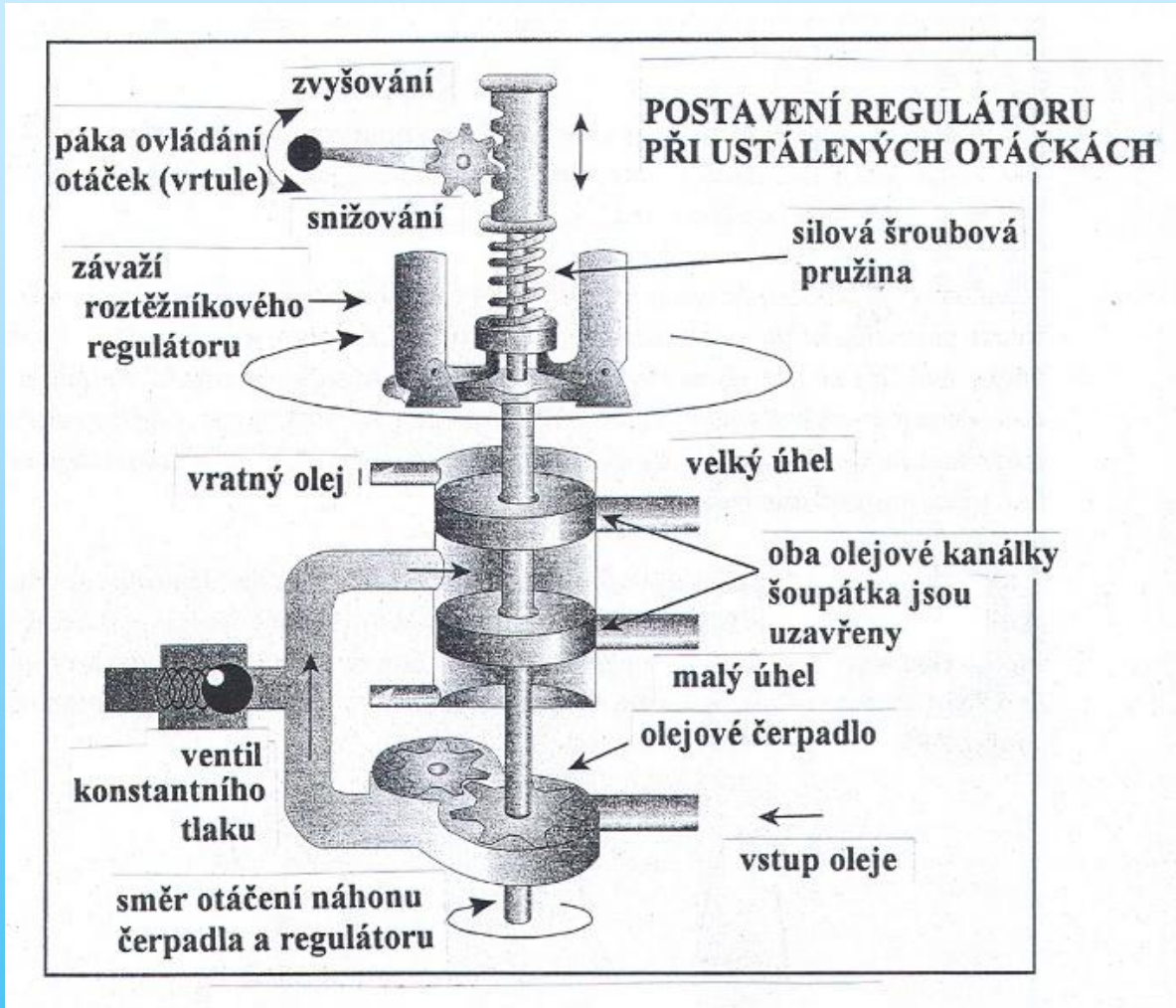
## 2. Vrtule a proudový pohon

### Stavitelná vrtule – hydraulická regulace natáčení listů



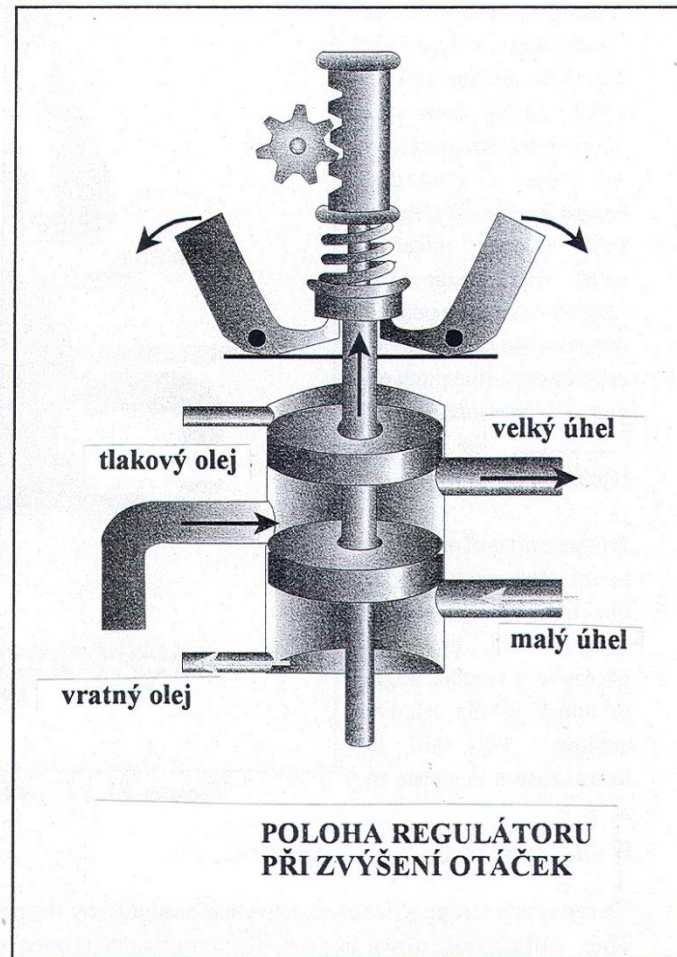
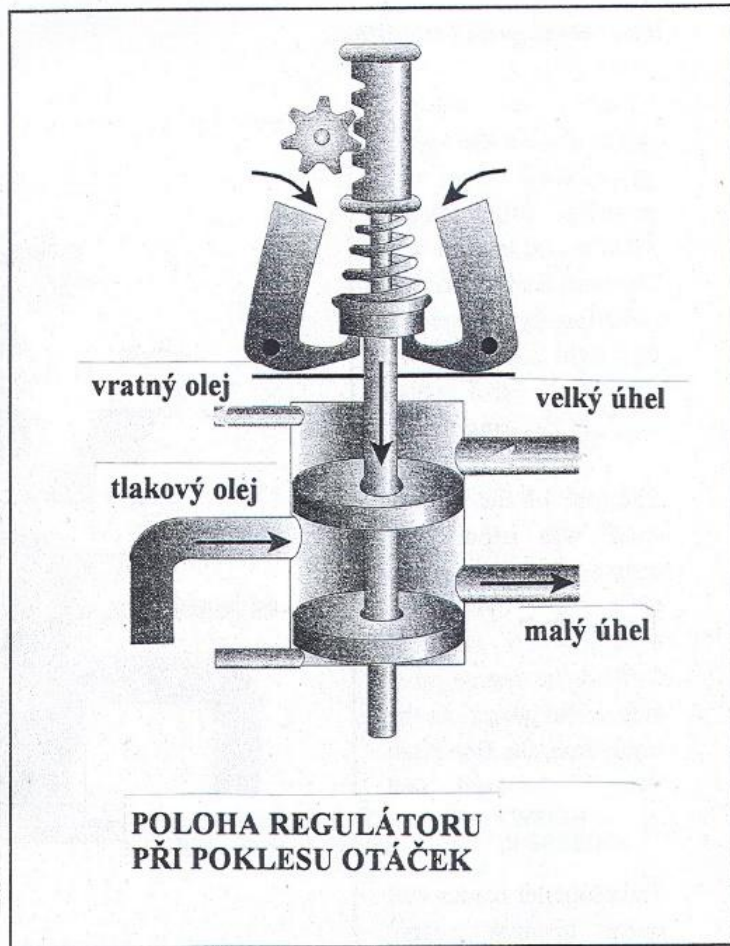
*Příklady jednočinných hydraulických válců natáčení listů, levý má pevný válec, pravý má pohyblivý válec.*

## 2. Vrtule a proudový pohon



Rottěžníkový hydraulický regulátor vrtule pro konstantní otáčky vrtule – constant speed

## 2. Vrtule a proudový pohon



Funkce roztěžníkového regulátoru konstantních otáček vrtule – pilot nastavuje výkonovou pákou předpětí pružiny, která silově působí na polohu hydraulického šoupátka v rozdělovacím válci. Proti této síle působí síla odstředivých závaží rozrězníku, které jako zpětná vazba korigují nastavení šoupátka

## 2. Vrtule a proudový pohon

### 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 jejich 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  $w_1 = -w_L$

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

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

$$\dot{m}_v = A_V \cdot w_V \cdot \rho = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{V\text{špičkový}}^2 - D_{V\text{patní}}^2) \cdot w_V \cdot \rho_\infty$$

Hustota vzduchu  $\rho_\infty$  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  $w_1 = w_L = w_\infty$  na výstupní rychlost, respektive její osovou složku  $w_2$  tak, že v rovině listů vrtule je průtoková rychlost  $w_V$  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  $N_P$  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

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

## 2. Vrtule a proudový pohon



## 2. Vrtule a proudový pohon



## 2. Vrtule a proudový pohon





## 2. Vrtule a proudový pohon

### 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 jejich 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  $N_z$ , můžeme vyjádřit účinnost využití výkonu motoru na užitečný výkon proudu vzduchu nutný pro produkci tahu, který je roven toku kinetické energie osově složky průtokové rychlosti proudovou trubicí  $\Delta \dot{E}_{kin}$

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

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

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

### 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 jejich 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  $w_1 = -w_L$

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

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

$$\dot{m}_v = A_V \cdot w_V \cdot \rho = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{V\text{špičkový}}^2 - D_{V\text{patní}}^2) \cdot w_V \cdot \rho_\infty$$

Hustota vzduchu  $\rho_\infty$  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  $w_1 = w_L = w_\infty$  na výstupní rychlost, respektive její osovou složku  $w_2$  tak, že v rovině listů vrtule je průtoková rychlost  $w_v$  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  $N_P$  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

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

## 2. Vrtule a proudový pohon

### 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 jejich 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  $N_z$ , můžeme vyjádřit účinnost využití výkonu motoru na užitečný výkon proudu vzduchu nutný pro produkci tahu, který je roven toku kinetické energie osově složky průtokové rychlosti proudovou trubicí  $\Delta \dot{E}_{kin}$

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

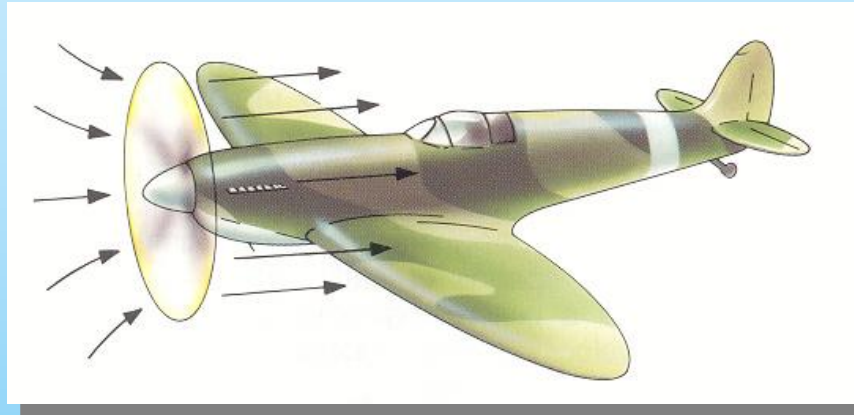
$$\eta_{V_{vnitř}} = \frac{\Delta \dot{E}_{kin}}{N_M} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_v \cdot (w_{2a}^2 - w_L^2)}{M_t \cdot \omega}$$

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

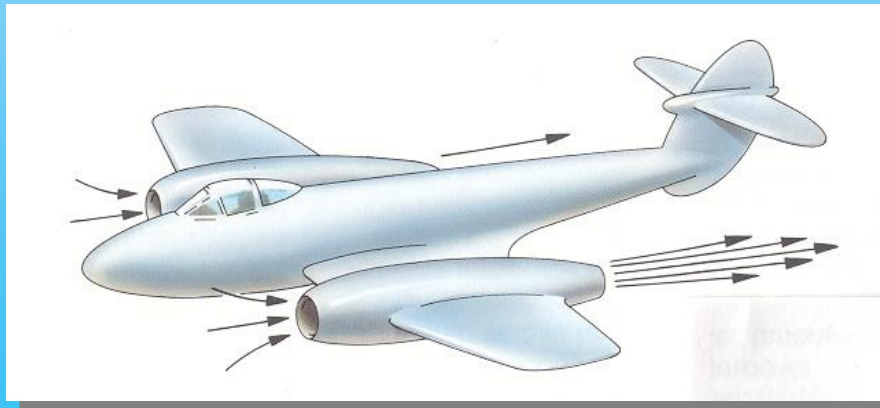
Druh propulsního systému a energetická náročnost vyvození tahu

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



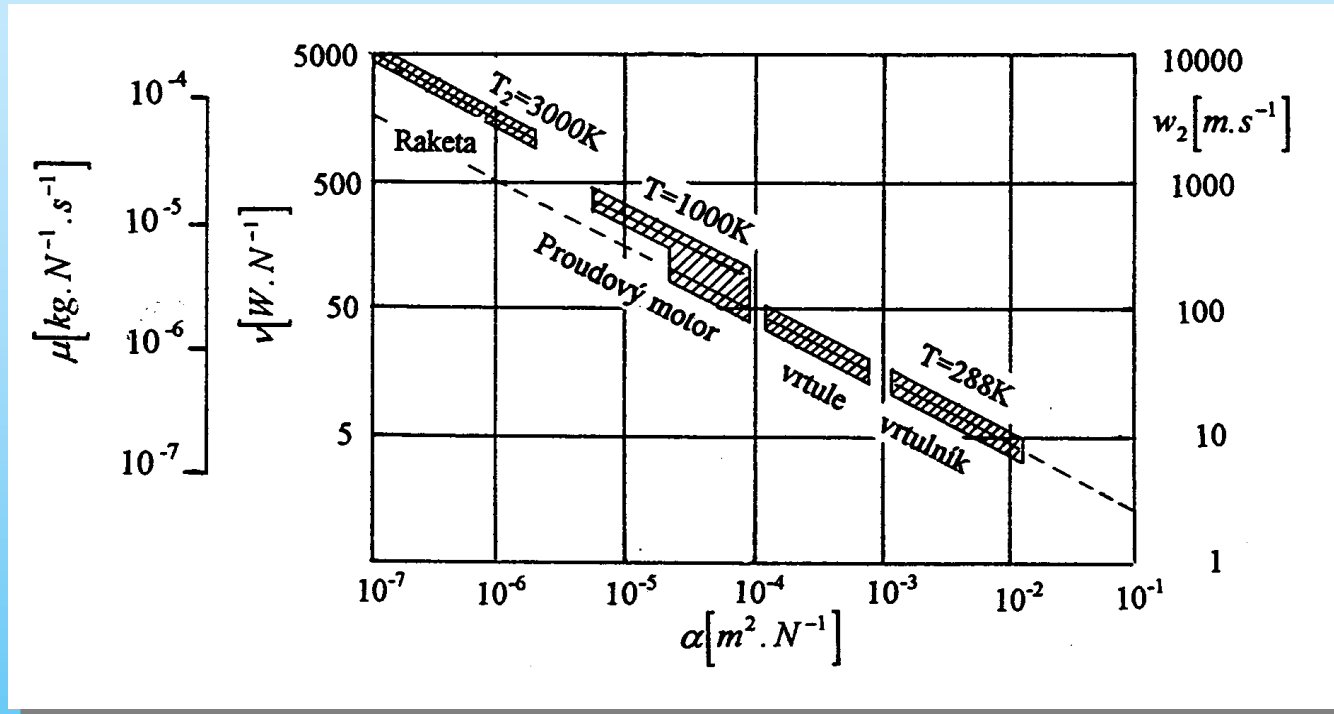
nebo

**velkým urychlením malého množství vzduchu** (pohon proudovým motorem)



## 2. Vrtule a proudový pohon

### Energetická náročnost produkce tahu propulsní soustavy



Potřeba výkonu propulsní soustavy ve Watech na vyvolání tahu o velikosti 1 Newtonu pro případ nulové rychlosti letu v závislosti na výstupní rychlosti  $w_2$  propulsní látky, vzduchu nebo vzduchu a spalin, případně jiných plynů vytékajících z propulsního systému.

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

## 2. Vrtule a proudový pohon

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



NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html>  
NASA Photo: ECN-12557 Date: March 20, 1979 Photo by: Jim Moran

Gossamer Albatross on ramp with crew

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



NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html>  
NASA Photo: ECN-13413 Date: July 25, 1979 Photo by: Bob Rhine

Solar-powered Gossamer Penguin in flight

## 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 Concorde** - 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

### Potřebný tahový výkon

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  $F_T$  propulsní soustavy při pohonu letadla rychlostí letu  $w_L$  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  $c_L$

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

Potřebný tahový výkon je pak funkcí tíhy letadla  $G$ , aerodynamické jemnosti  $E$ , definované jako poměr koeficientu vztlaku a odporu  $E=c_L/c_D$ , a rychlosti letu  $w_L$

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

## 2. Vrtule a proudový pohon

---

### Potřebný tahový výkon

Potřebný tahový výkon pohonné jednotky  $NT_{potř} = NT$  pro zajištění vodorovného letu konstantní rychlostí  $w_L$  je přímo úměrný součinu tíhy letadla  $G$  a jeho rychlosti letu  $WL$  a nepřímo úměrný aerodynamické jemnosti  $E$

## 2. Vrtule a proudový pohon

### 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.

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

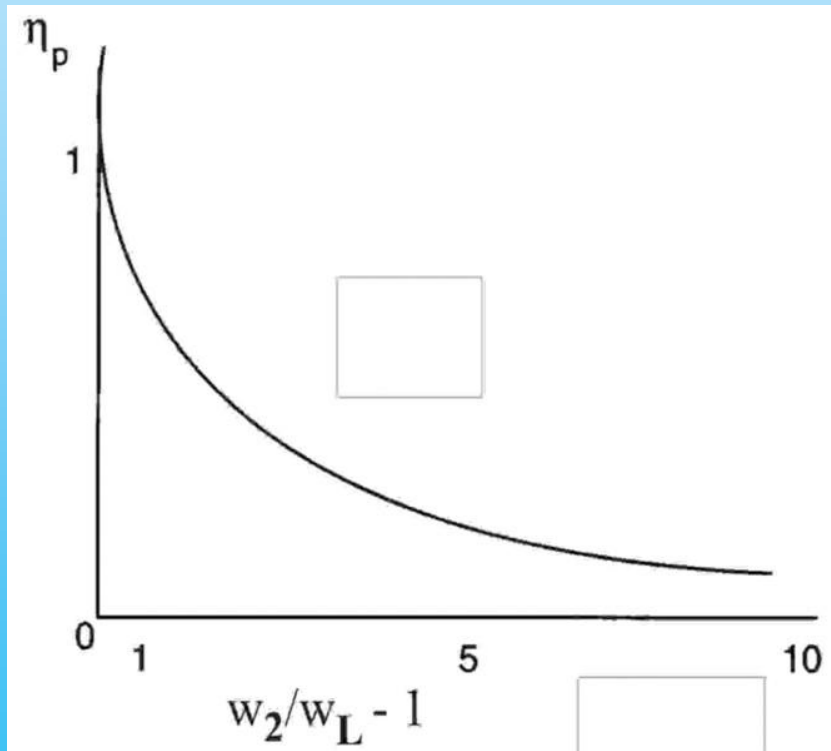
Propulsní účinnost vyjadřuje kvalitu energetické transformace toku kinetické energie propulsní látky propulsní soustavou (v případě vrtule vzduchu) na užitečný tahový výkon, který je jen funkcí rychlosti letu. Protože jde o energetickou transformaci probíhající vně propulsní soustavy, nazývá se propulsní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

## 2. Vrtule a proudový pohon

### 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.

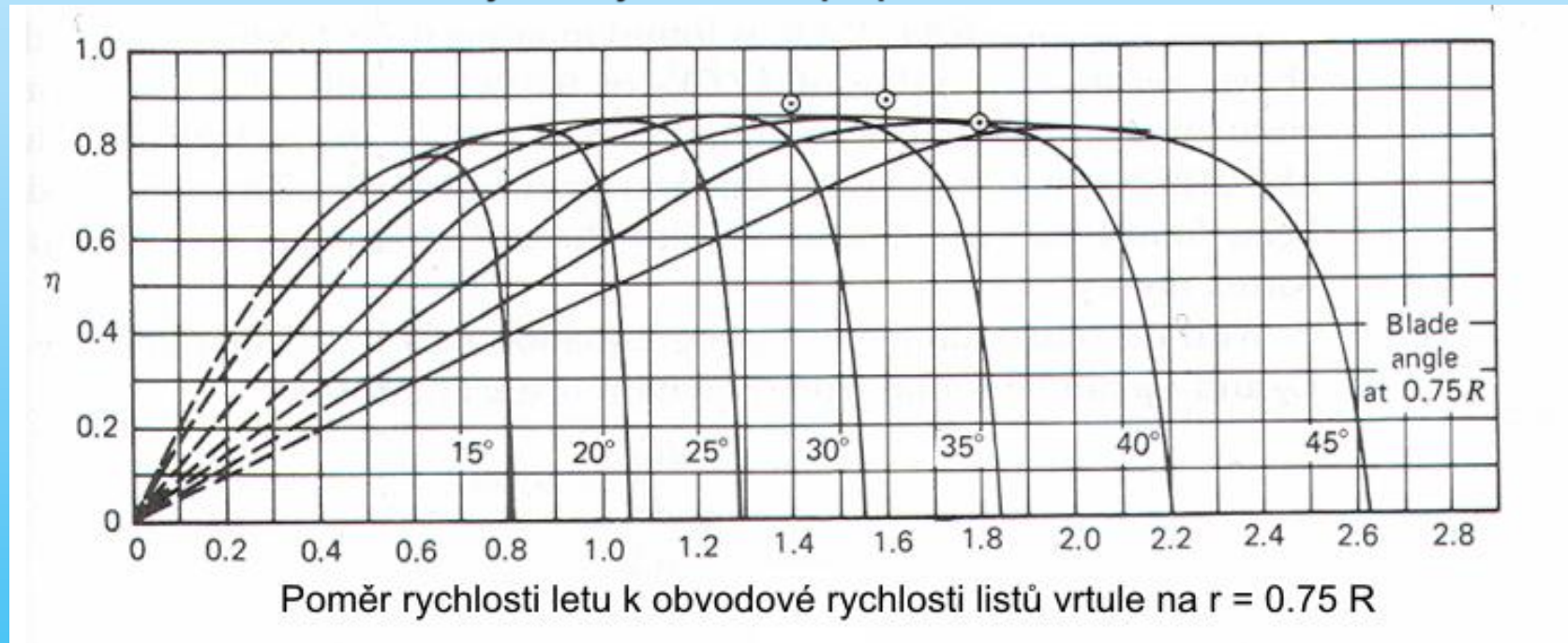
## 2. Vrtule a proudový pohon

### Celková účinnost vrtule

Celková účinnost vrtule je definována jako poměr užitečného tahového výkonu propulsní 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 účinnosti vrtule  $\eta$  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  $15^\circ$  do  $45^\circ$ .

### 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 stavovcová 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  $r=287,04 \text{ J.Kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$ .

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

### 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  $\delta q$ , a změnou objemu  $dv$  je případně dále realizována mechanická práce plynu, přičemž v případě zvětšování objemu je to práce expanzní  $\delta l_{exp}$ . a v případě zmenšování objemu pak práce kompresní  $\delta l_{komp}$ .

Zákon o zachování energie pak vyjadřuje, že přivedené či odvedené teplo v infinitezimálním množství  $\delta q$  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  $\delta l$  dané jako součin tlaku plynu  $p$  a změny jeho objemu  $dv$ .

$$\delta q = du + \delta l = c_v \cdot dT + p \cdot dv$$



### 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 sestavit 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 práci 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 čisté 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

---

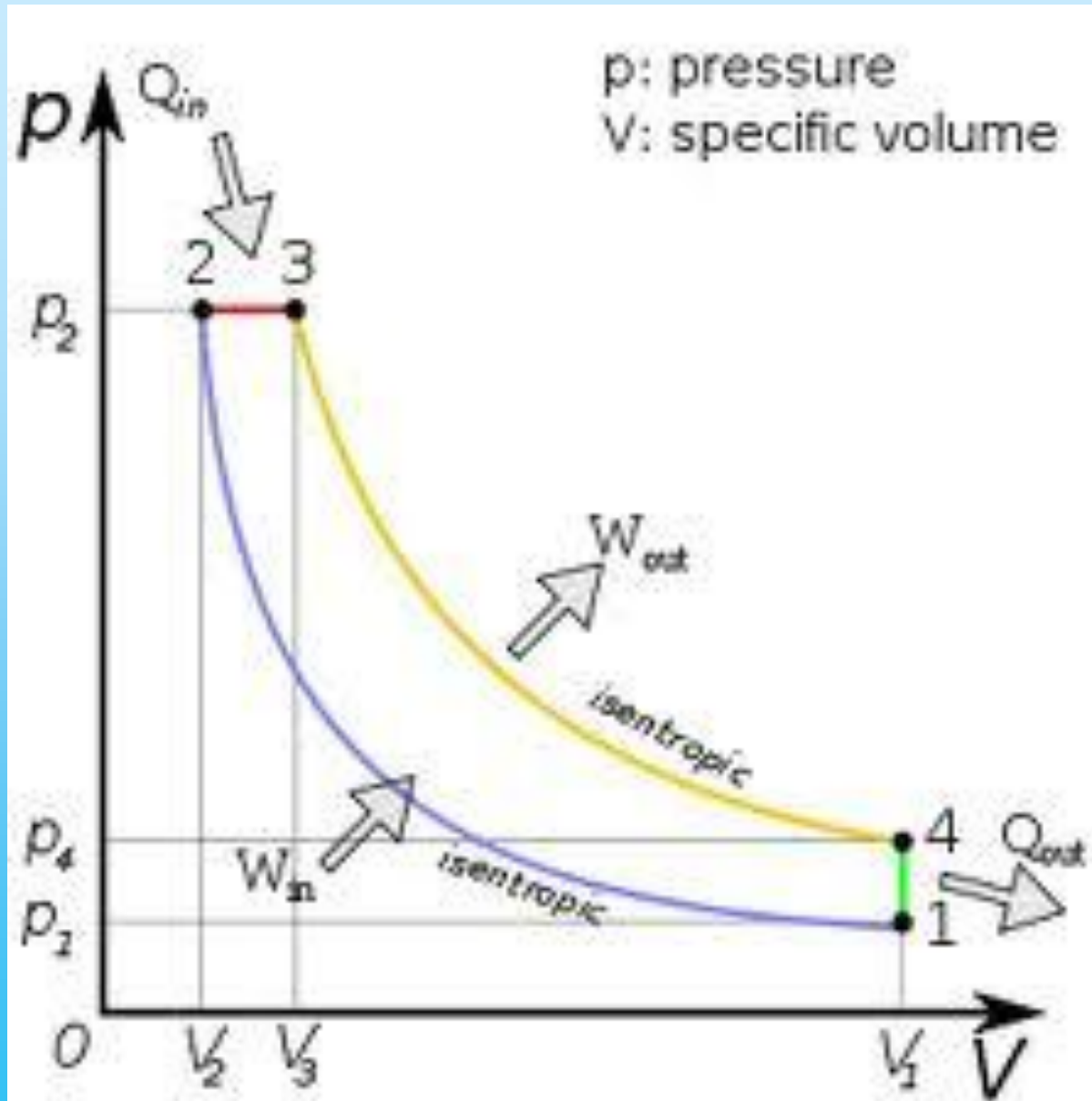
Matematicky je vyjádřen tepelný oběh, tedy uzavřená posloupnost termodynamických změn stavu plynu, integrací diferenciální rovnice vyjadřující 1. zákon termodynamiky po uzavřené křivce.

Křivkový integrál sdíleného tepla v průběhu teplelného oběhu  $\delta q$  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  $q_{přiv.}$  a tepla z plynu odvedeného  $q_{odv.}$ .

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  $\delta l_a$  je tímto roven množství tepla, přeměněného na mechanickou práci a ve skutečnosti vyjadřuje rozdíl expanzní práce plynu  $L_{aexp.}$  a práce kompresní  $L_{akomp.}$ .

### 3. Základy teorie tepelných motorů



### 3. Základy teorie tepelných motorů

---

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

$$Q_{priv.} - Q_{odv.} = l_{aexp.} - l_{akomp.} = l_{uz}$$

Účinnost transformace přivedeného tepla na užitečnou mechanickou práci tepelného oběhu je vyjádřena tepelnou účinností  $\eta_t$

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

### 3. Základy teorie tepelných motorů

---

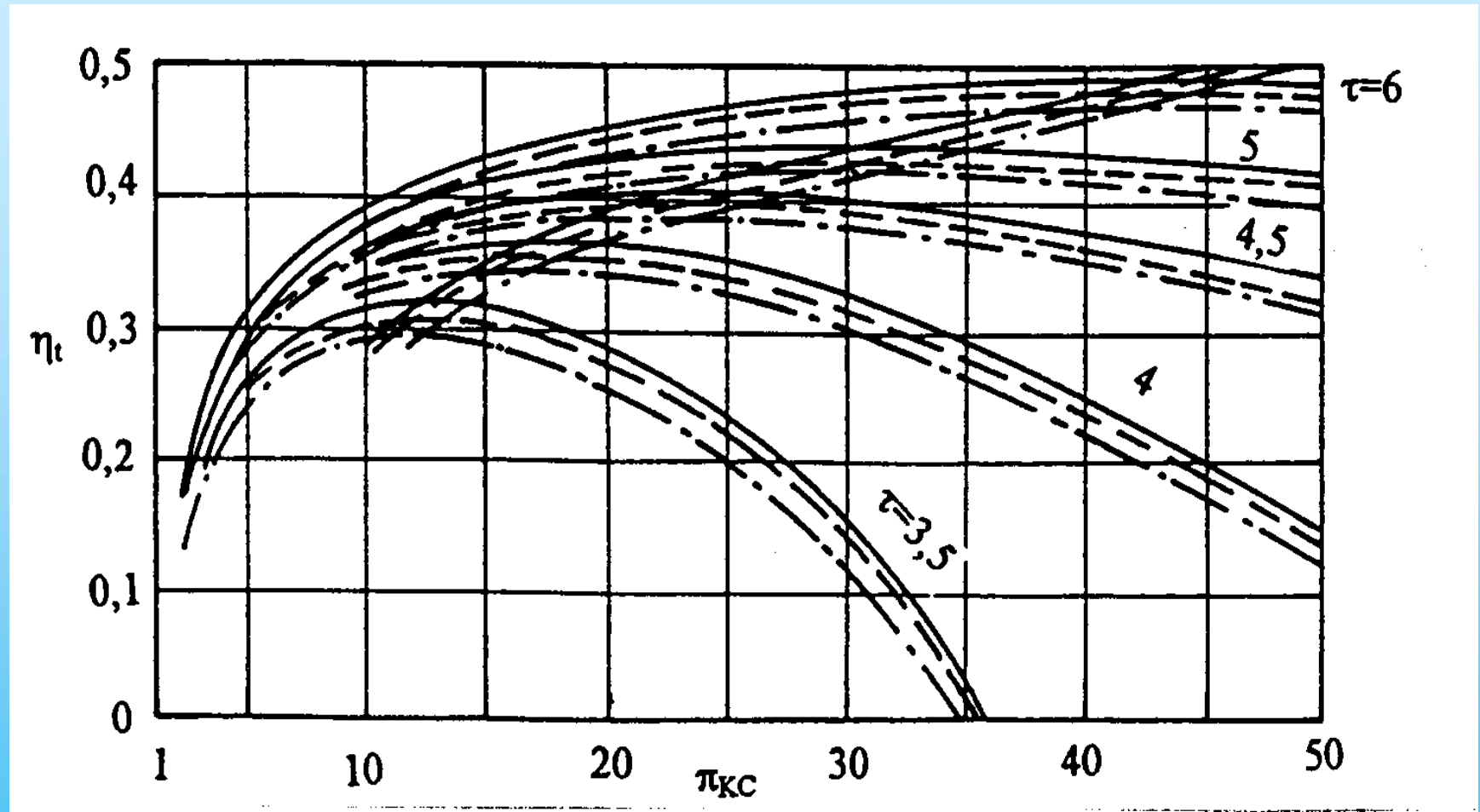
Tepelná účinnost  $\eta_t$  je jedním ze základních provozních parametrů tepelných motorů.

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  $\pi$  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  $\tau$  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.

### 3. Základy teorie tepelných motorů



**Příklad závislosti tepelné účinnosti  $\eta_t$  tepelného oběhu turbínového motoru na celkovém tlakovém poměru  $\pi_{Kc}$  a celkovém teplotním poměru  $\tau$**



### 3. Základy teorie tepelných motorů

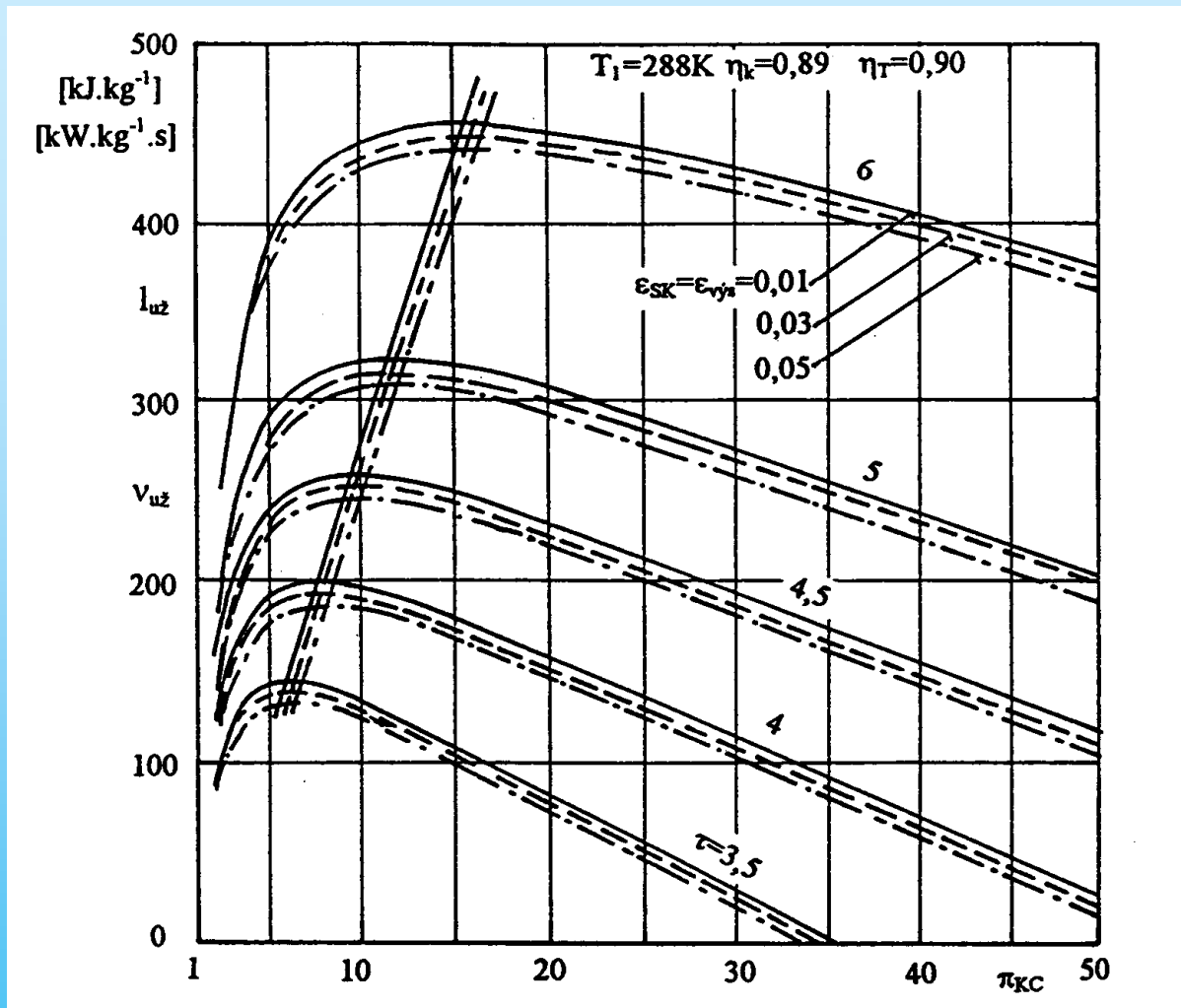
---

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 **nuž** 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 **uuž** stejně velká jako měrná užitečná práce **luž**).

Užitečná měrná výkonnost **uuž** tepelného oběhu je podobně jako tepelná účinnost především funkcí tlakového poměru  $\pi$  a teplotního poměru  $\tau$ .

### 3. Základy teorie tepelných motorů



**Příklad závislosti měrné užitečné práce  $l_{už}$  a měrného užitečného výkonu  $v_{už}$  turbínového motoru na celkovém tlakovém poměru  $\pi_{Kc}$  a celkovém teplotním poměru  $\tau$**

### 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.
- 2. Podle způsobu, kterým je realizován tepelný oběh pístového motoru** rozdělujeme pístové **motory s vnějším a vnitřním spalováním**, tak zvané spalovací motory.
- 3. Spalovací motory** dále dělíme podle způsobu, kterým je realizován tepelný oběh na **čtyřdobé a dvoudobé**.

### 3. Základy teorie tepelných motorů

---

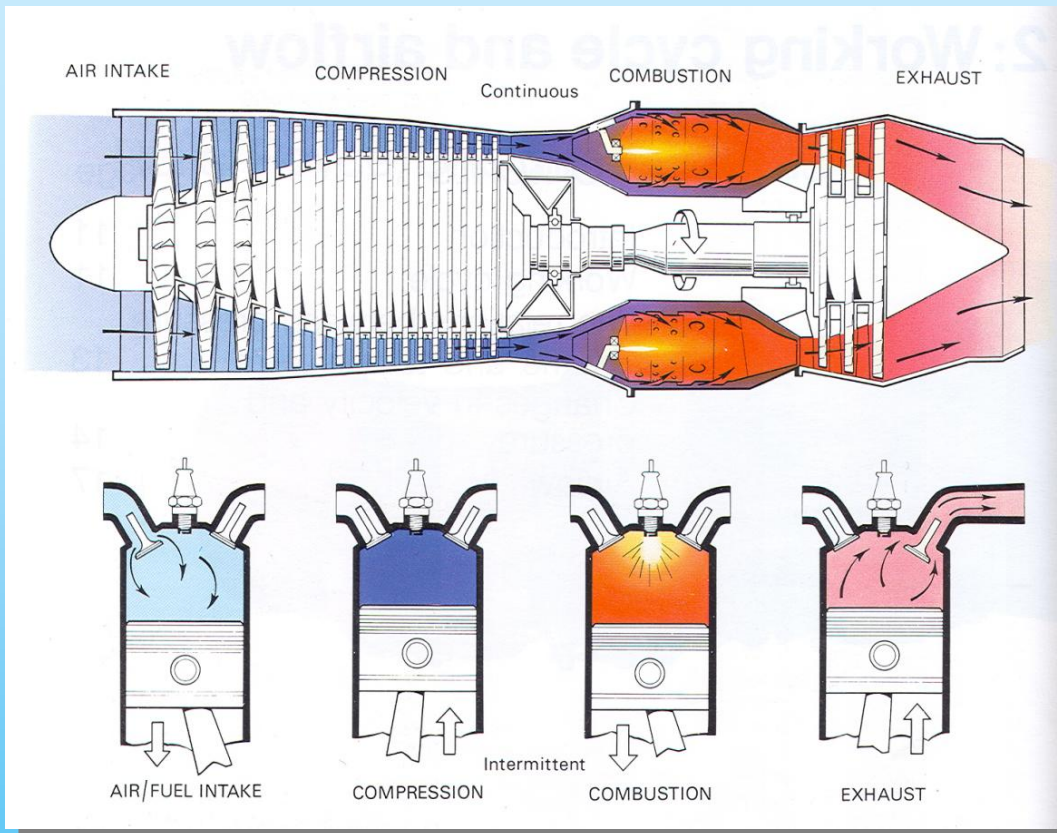
2. **Aerodynamickým působením pracovního plynu a jeho expanzí při průtoku kanály expanzních turbín vysokými rychlostmi**, na jejichž účinné části působí aerodynamickými silami generovanými plynem při změnách jeho průtokové hybnosti a tlakovými silami vyvolanými změnami statického tlaku plynu při průtoku 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 turbohrádelové**.

### 3. Základy teorie tepelných motorů



#### Tepelný oběh kontinuální - turbínový motor

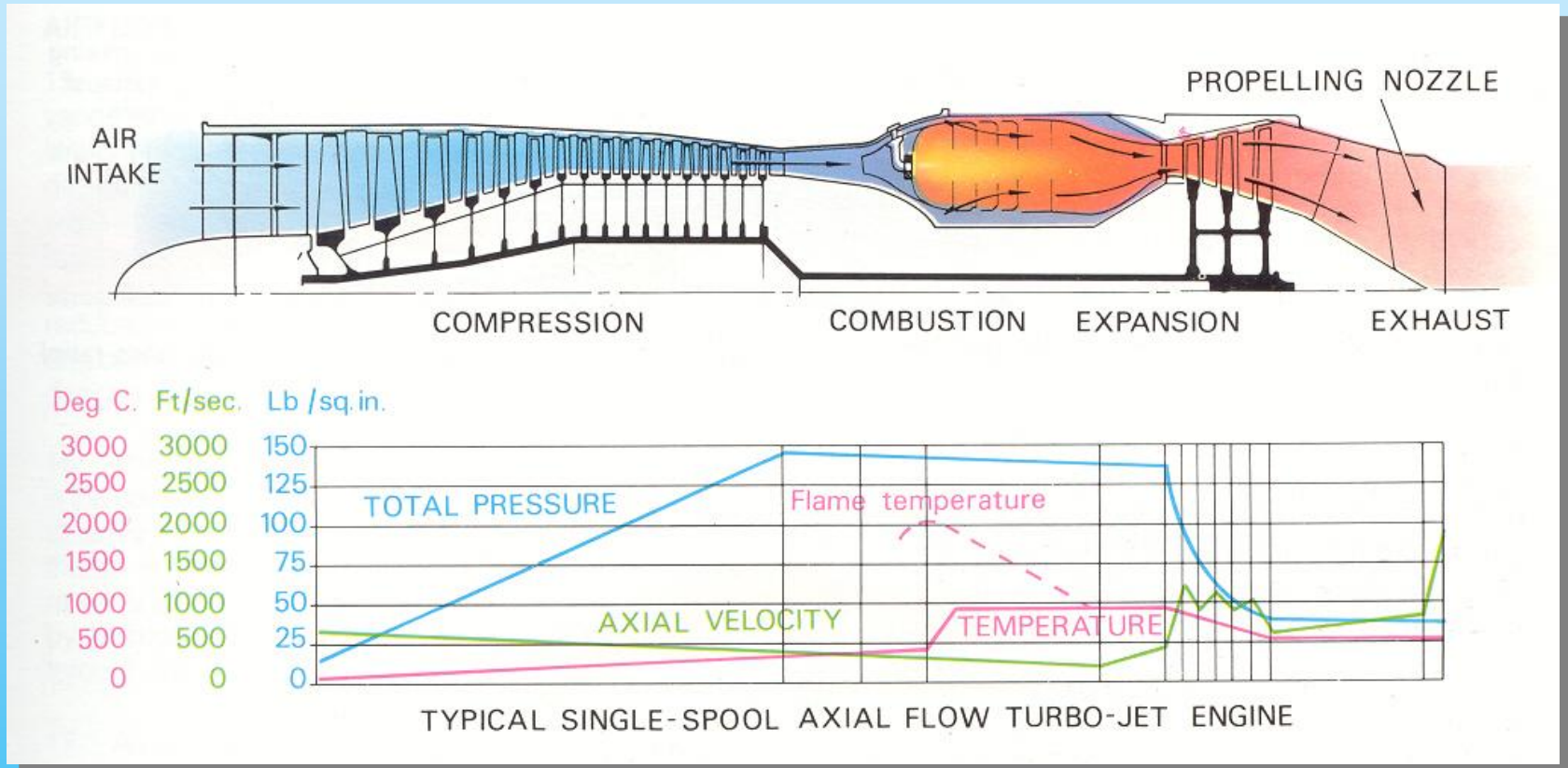
Průtok vzduchu a paliva motorem je ustálený, tlaky a teploty vzduchu a spalin se s časem nemění, pracující motor nepůsobí navenek dynamickými silovými účinky až na případné vibrace od drobných nevyvážených hmot na rotorech. Dynamické buzení je velmi nízké, působící síly se mění s časem pomalu jen při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

#### Tepelný oběh periodický - pístový motor

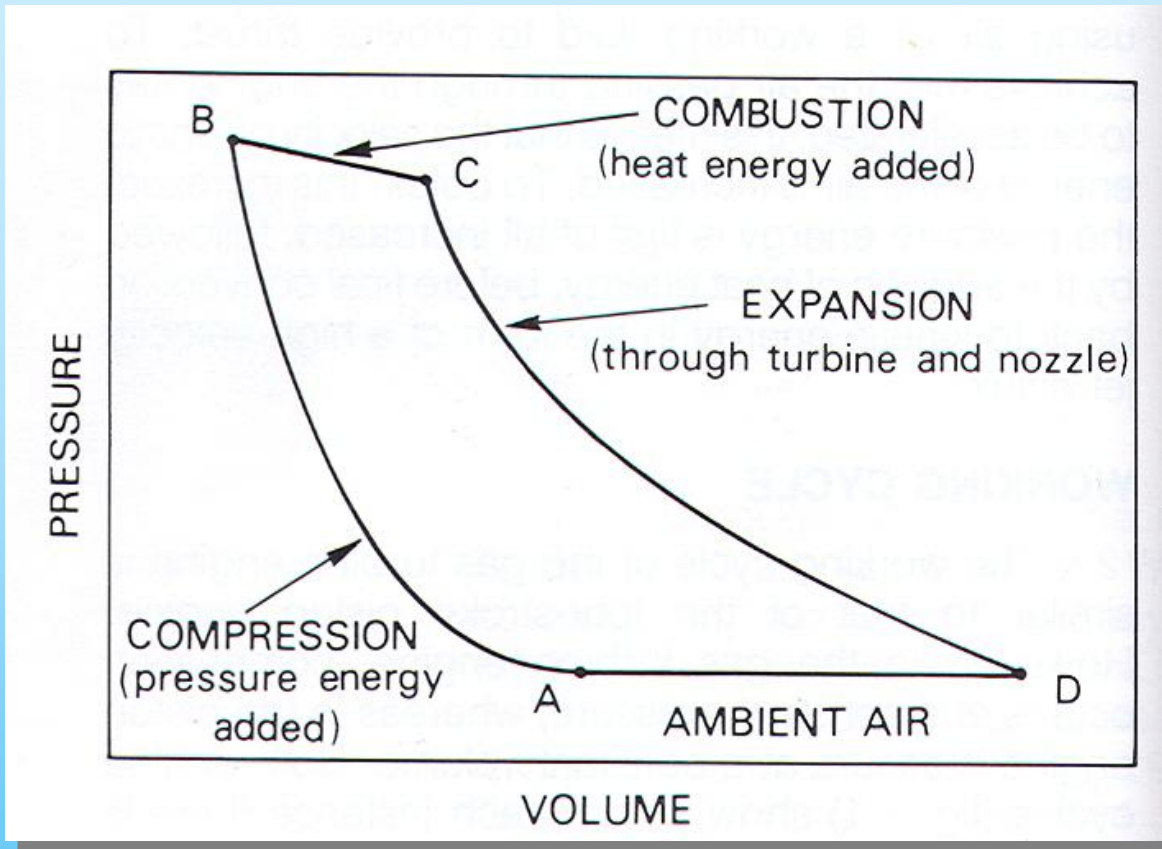
Průtok vzduchu a paliva je přetržitý, po dobu komprese ve válci a expanze je pracovní náplň uzavřena ve válci a probíhá tuto část tepelného oběhu celé uzavřené množství pracovní náplně. Chod motoru je nestacionární, mění se s časem tlak i teplota plynu ve válci, motor působí dynamickými silovými účinky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

### 3. Základy teorie tepelných motorů

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



### 3. Základy teorie tepelných motorů



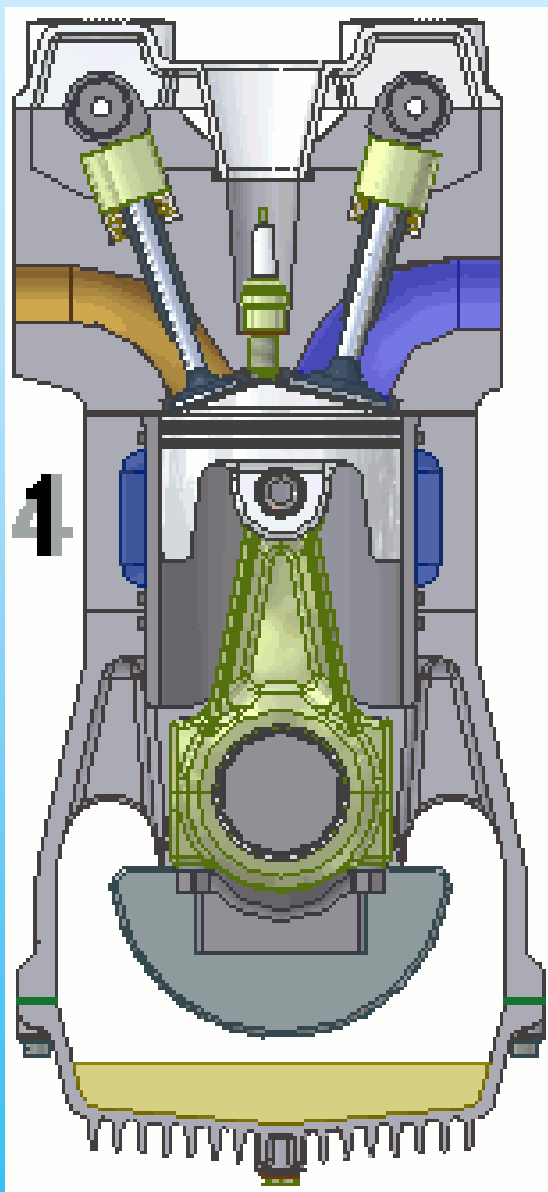
#### Tepelný oběh turbínového motoru v P – v diagramu

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

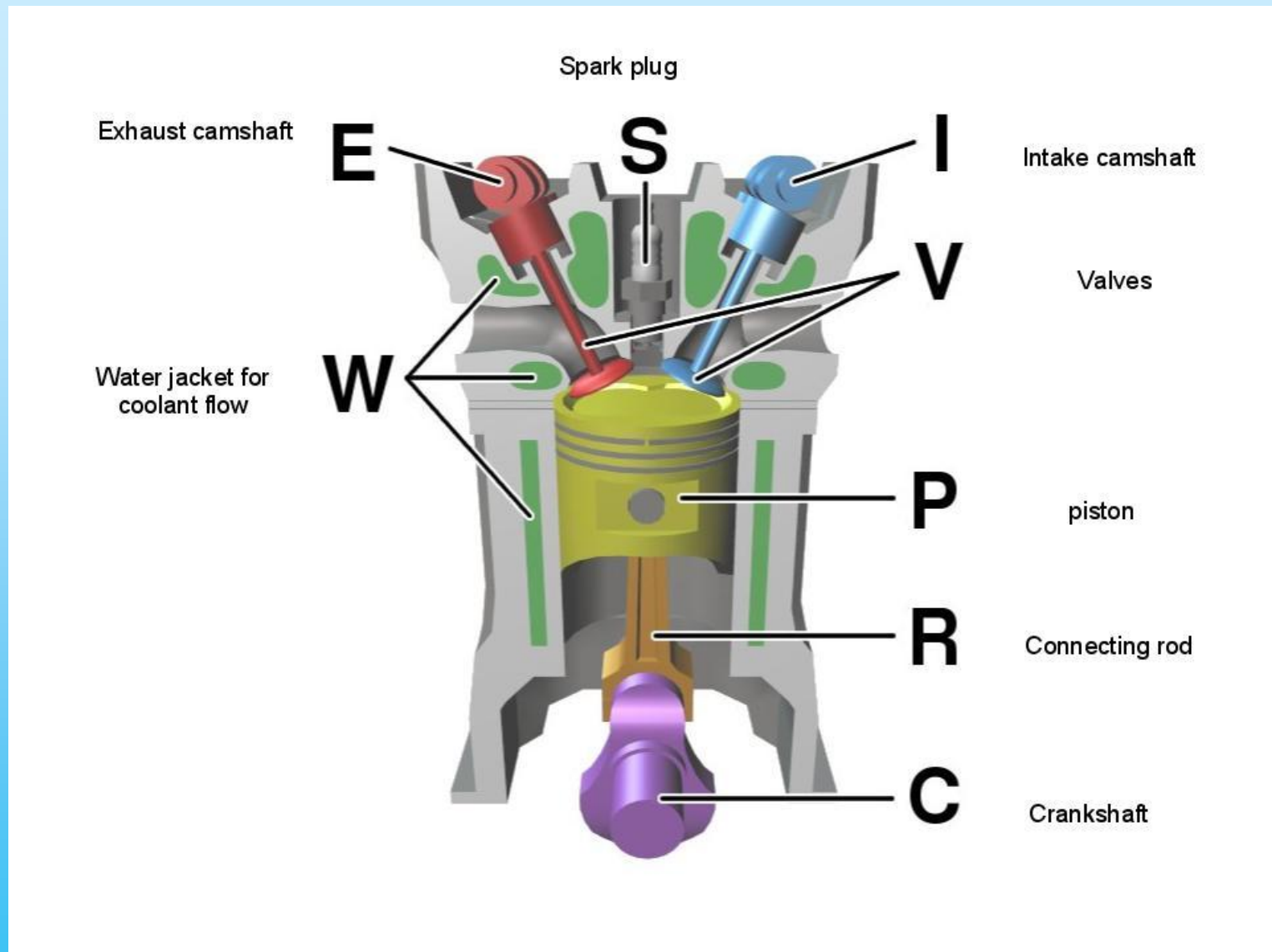
## 4. Pístové motory



**4 dobý zážehový pístový motor  
s ventilovým rozvodem**

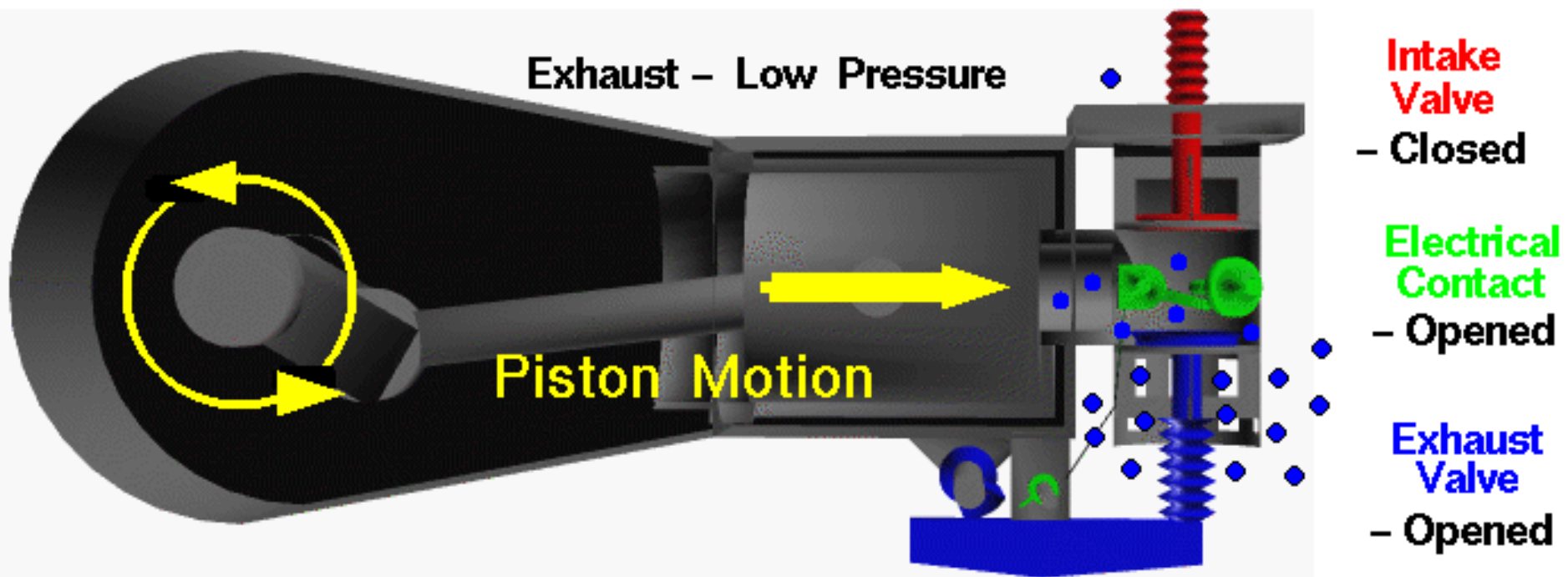


## 4. Pístové motory



4 dobý zážehový pístový motor s ventilovým rozvodom

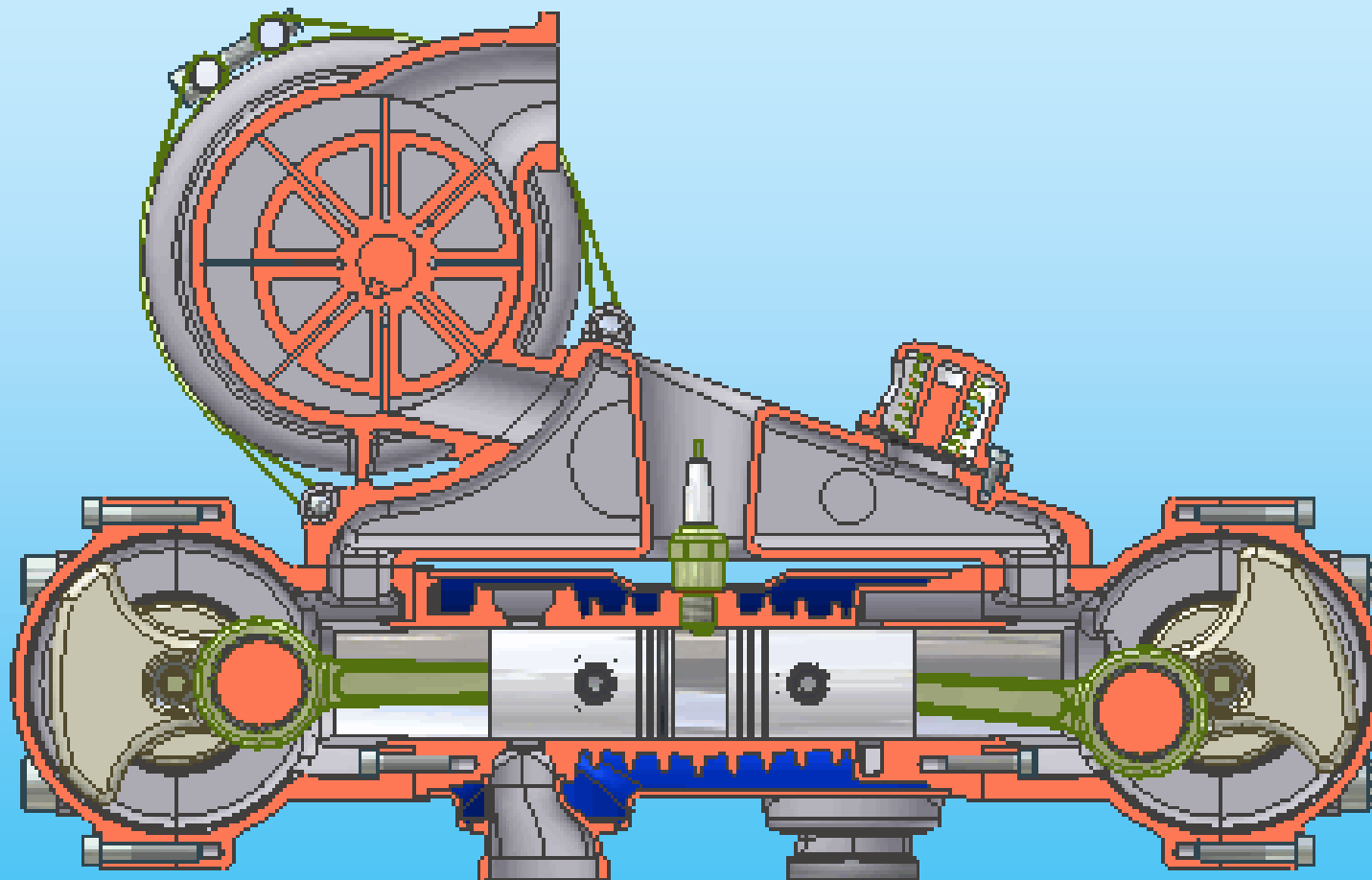
## 4. Pístové motory



4 dobý zážehový pístový motor s ventilovým rozvodem

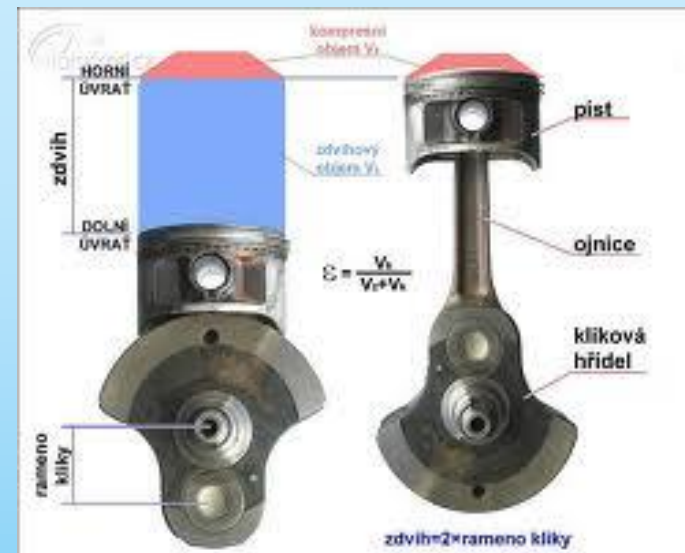
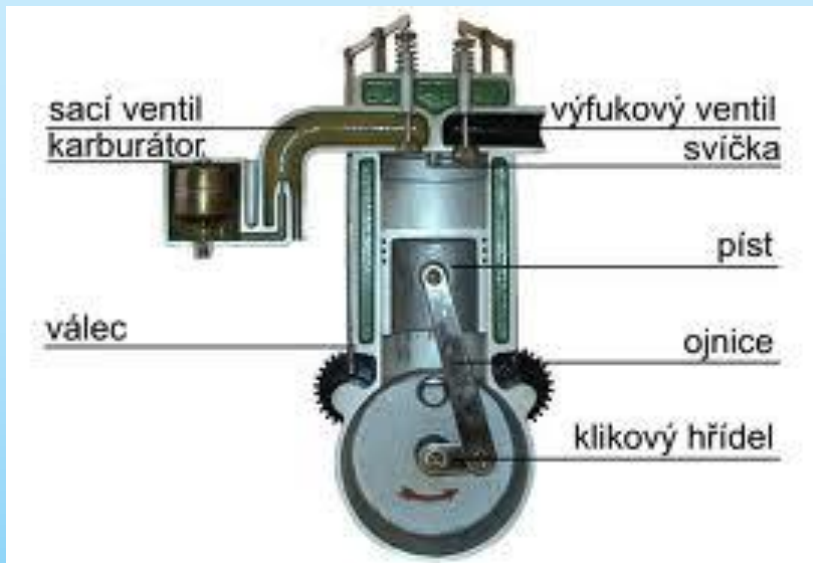
## 4. Pístové motory

---



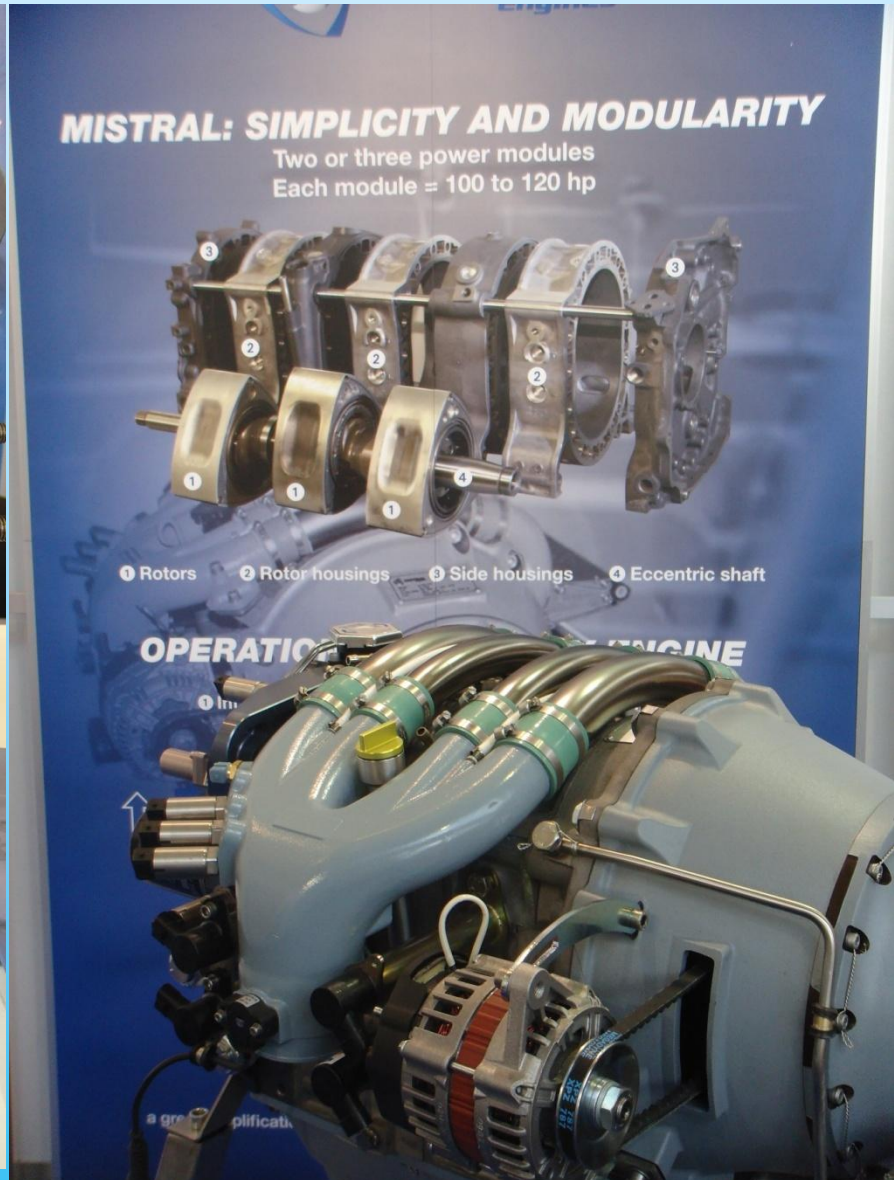
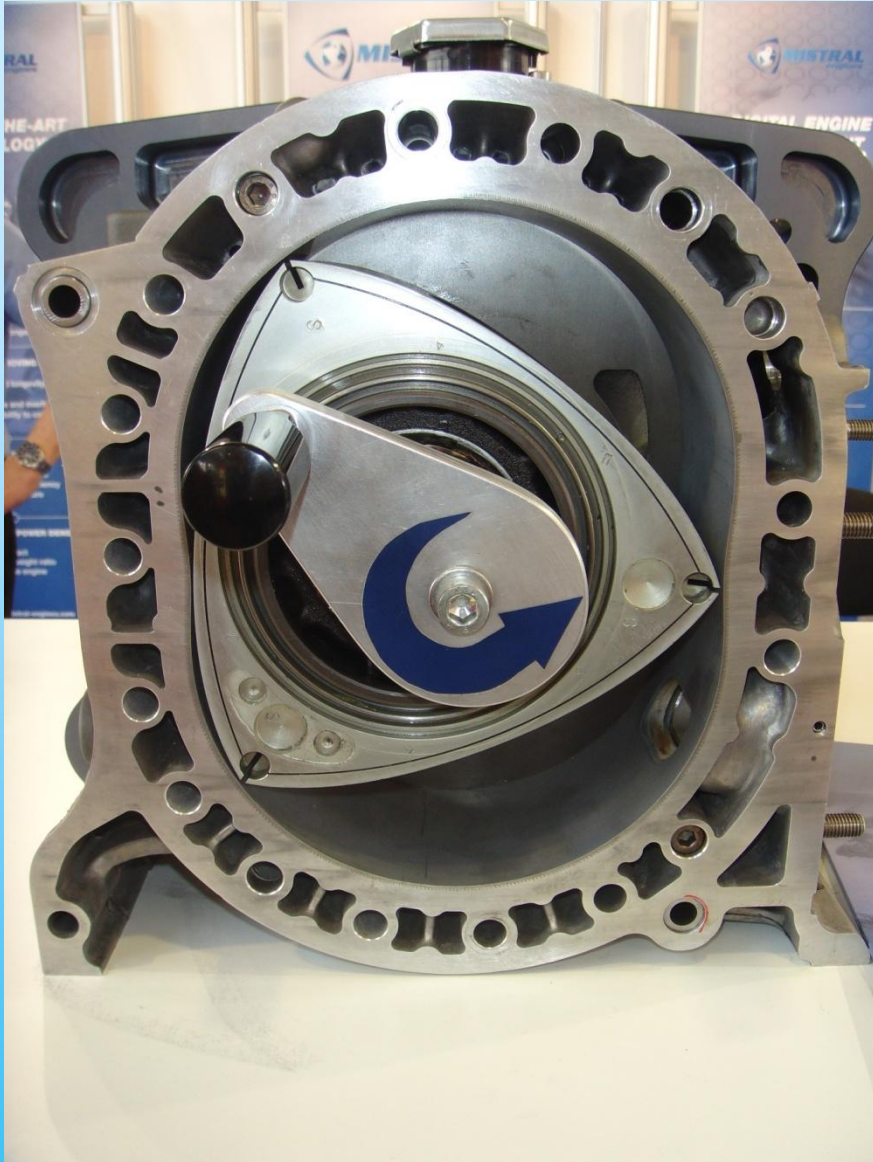
**2 dobý zážehový pístový motor s protilehlými písty s kanálovým rozvodem**

## 4. Pístové motory



**Základní konstrukční prvky pístového spalovacího motoru**

## 4. Pístové motory



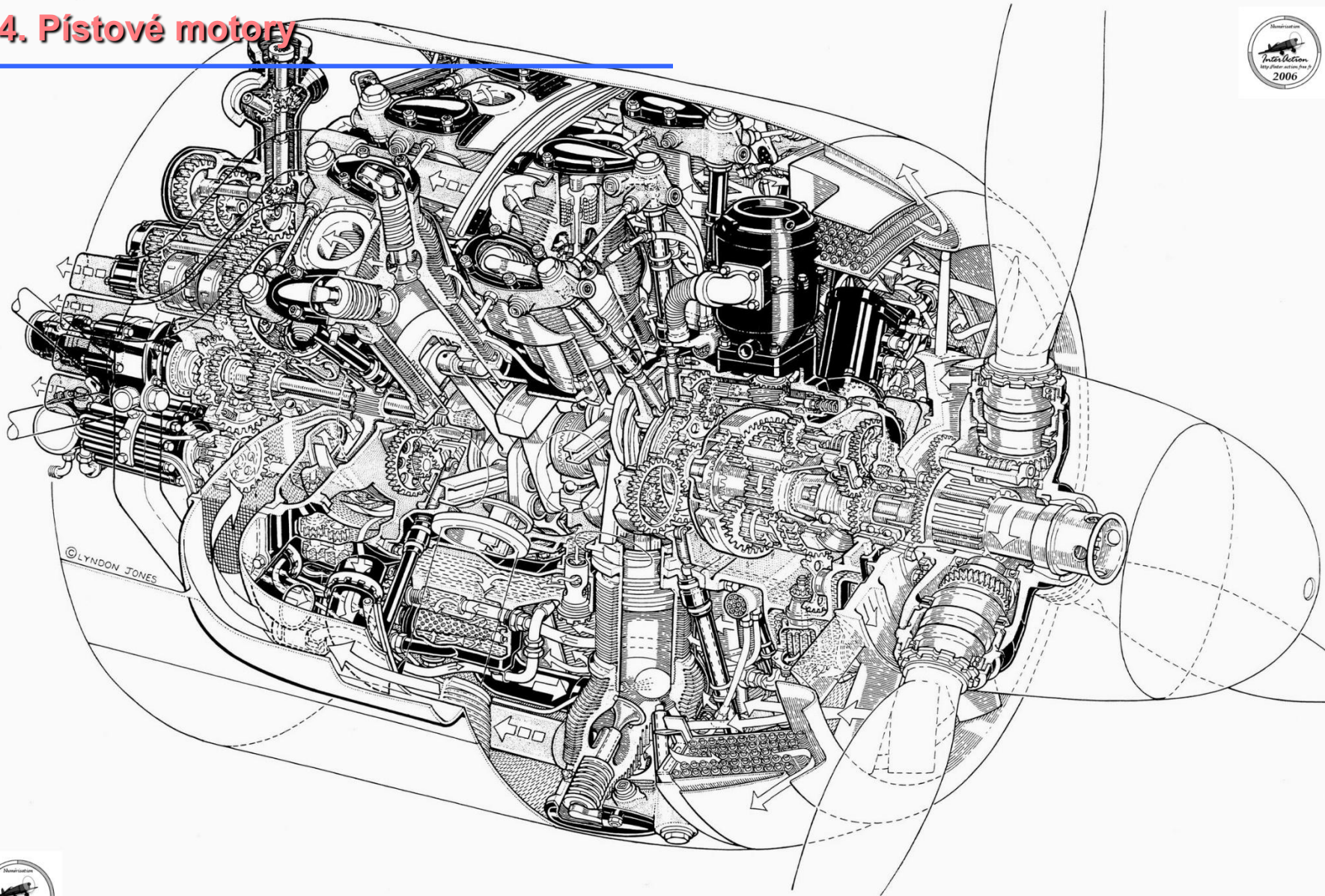
Spalovací motor s krouživým pístem Wankel

## 4. Pístové motory



**Spalovací motor s krouživým pístem Wankel**

## 4. Pístové motory

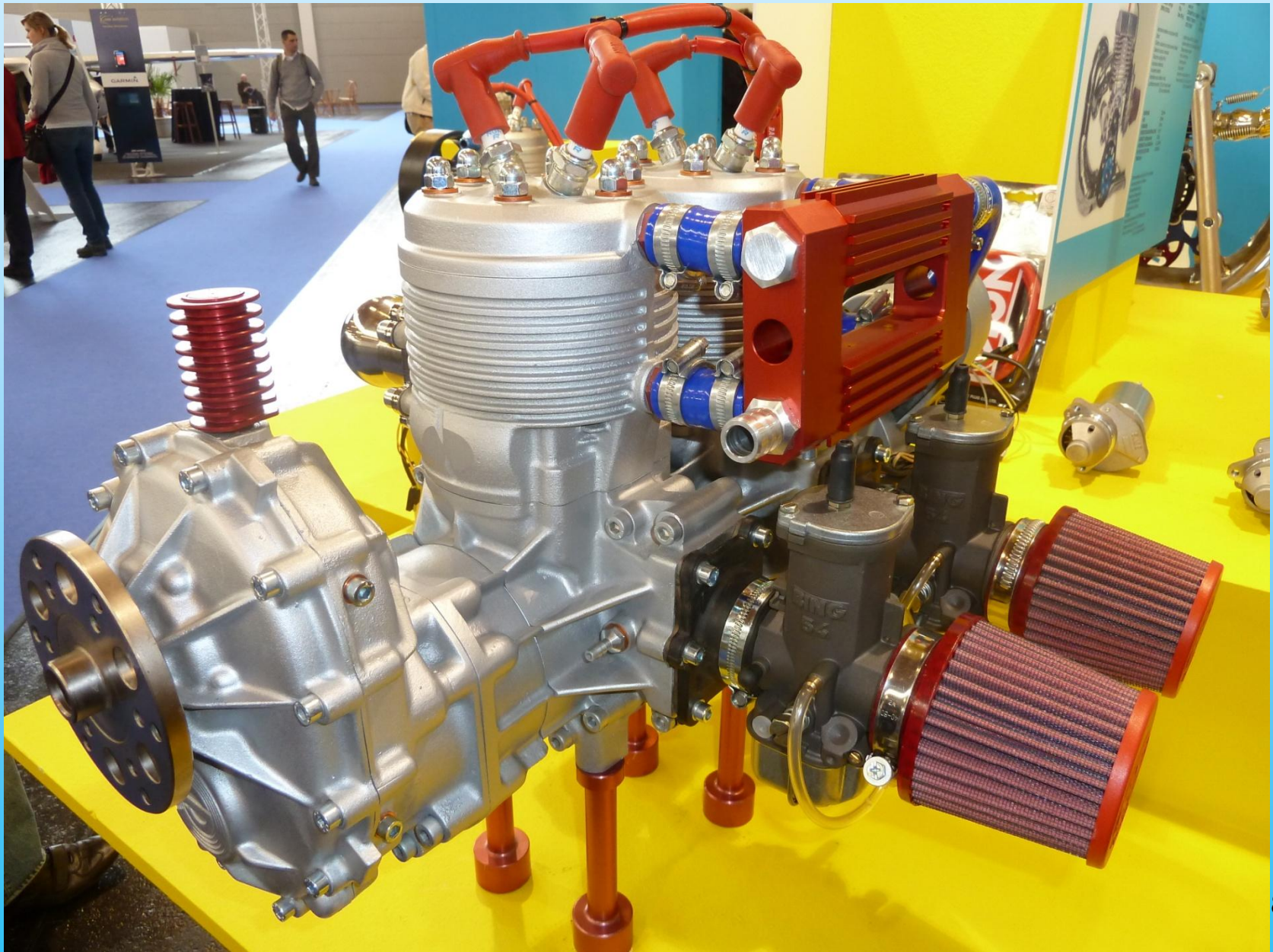


BMW 801 D



Letadlový pístový spalovací motor BMW 801 D

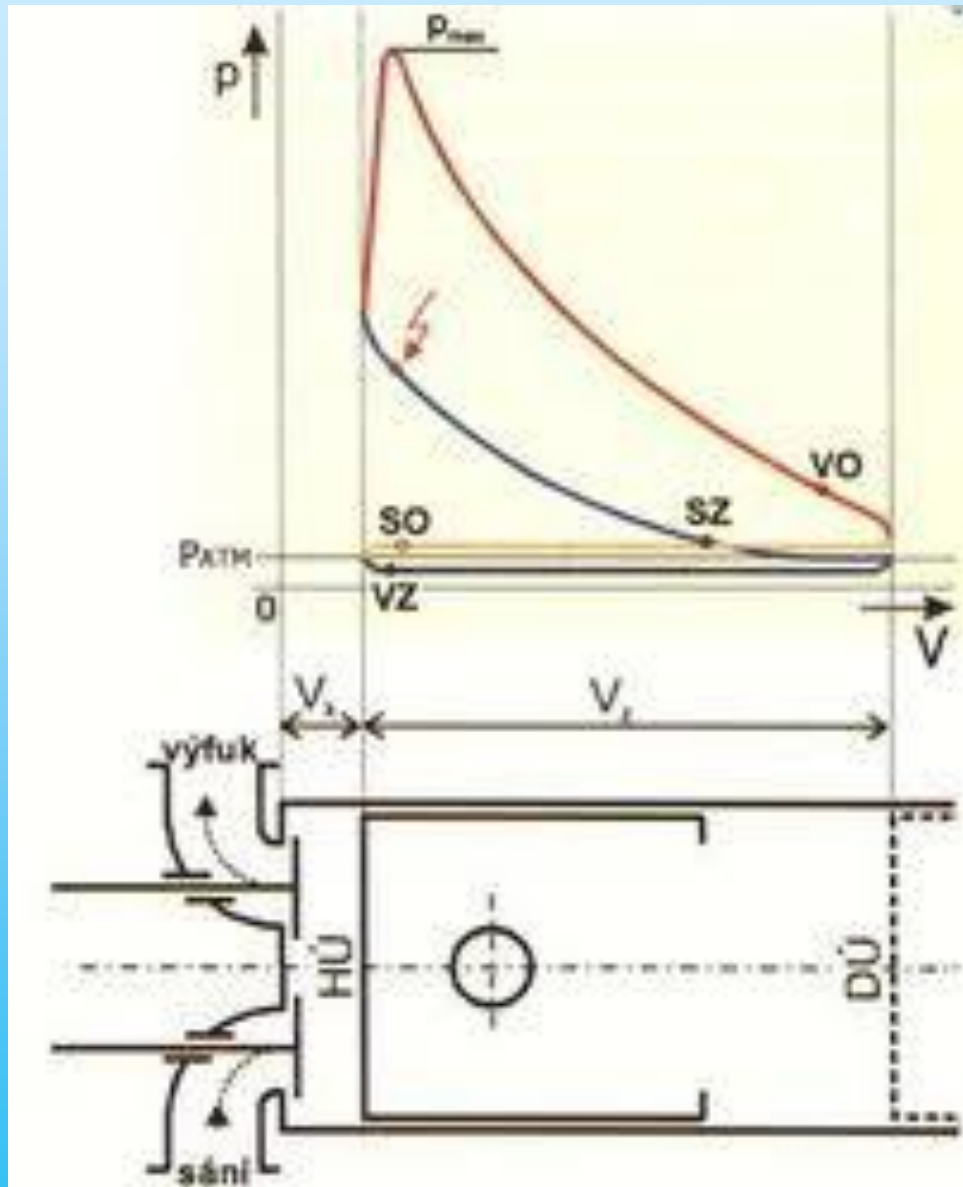
## 4. Pístové motory







## 4. Pístové motory



## 4. Pístové motory

Indikovaný výkon  **$N_{ind}$**  tepelného oběhu je dán integrací práce indikátorového diagramu oběhu a násobením 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.

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

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

$$V_z = \frac{\pi \cdot D_p^2}{4} \cdot z \qquad p_i = \frac{\oint p \cdot dV}{V_z}$$

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

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

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

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  $\eta_{mech}$  a snížený výkon, který je jako užitečný výkon produkován motorem pak je vyjádřen ve vztahu pro **užitečný výkon motoru  $N_{uz}$**  prostřednictvím efektivního tlaku plynů na píst  $p_e$ .

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

## **4. 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 vstříkovaného 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.**

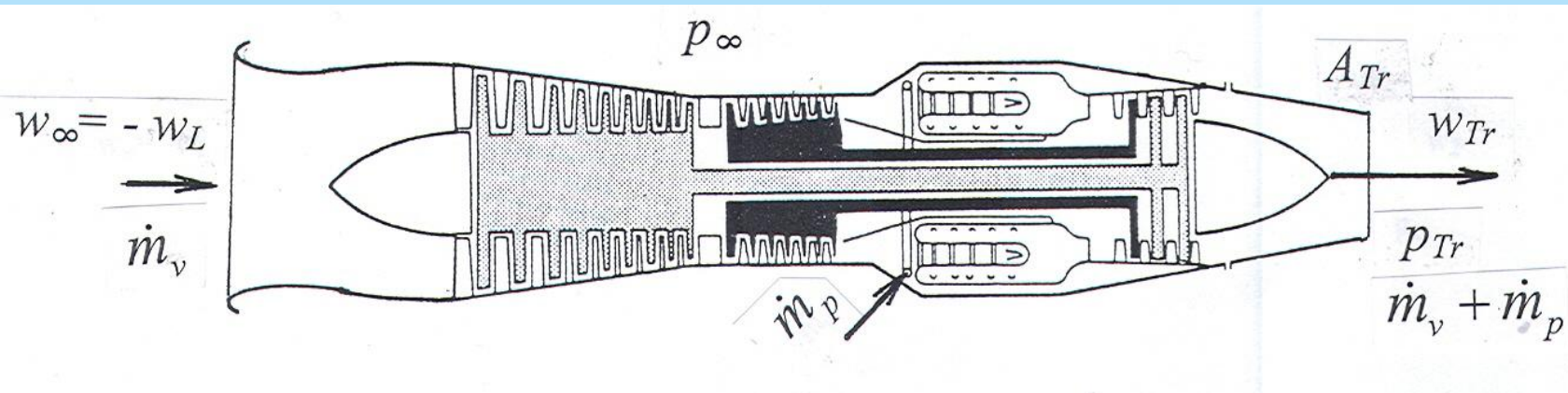
## 5. Proudové motory





## 5. Proudové motory

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



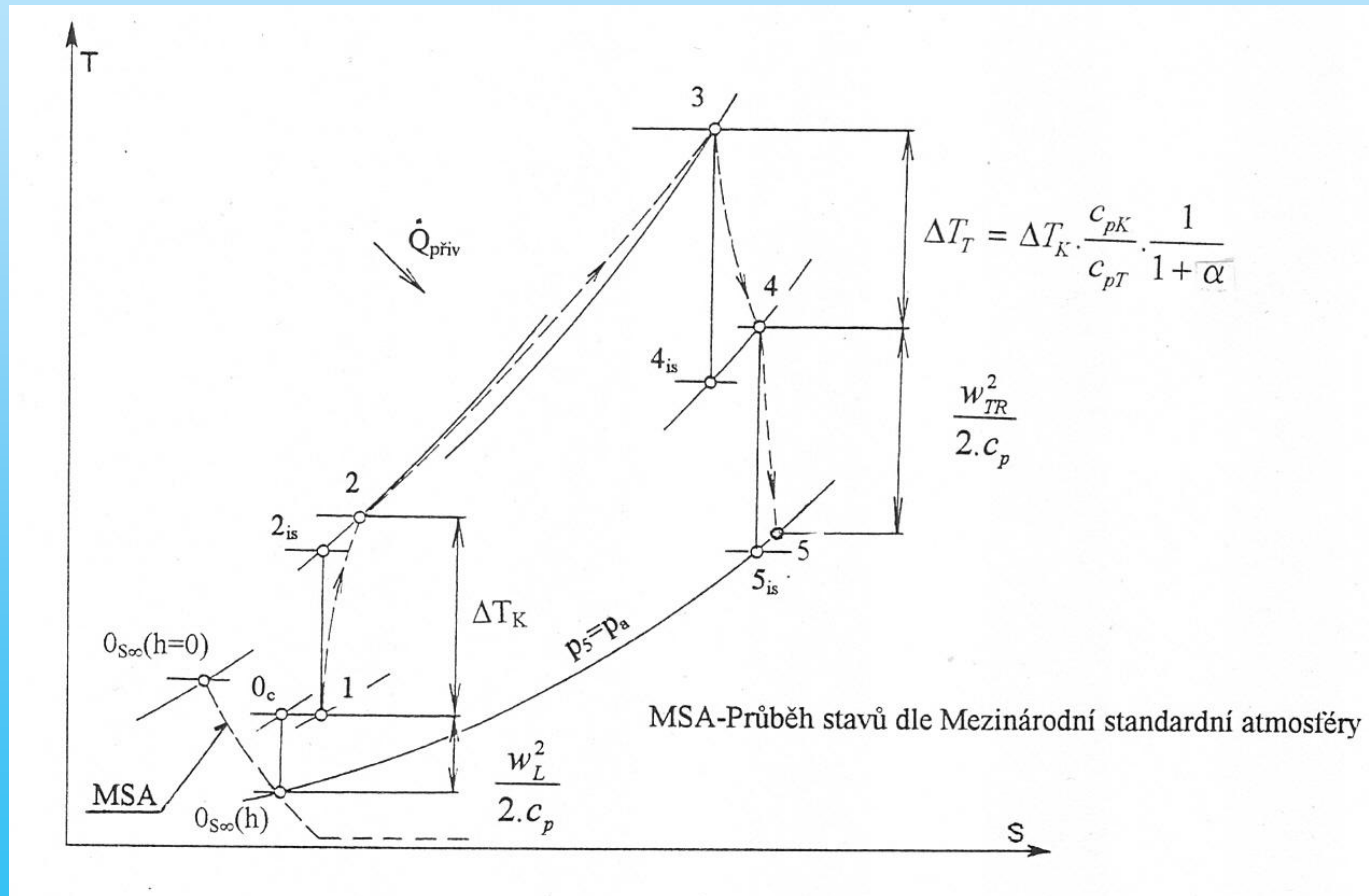
### Stavy vzduchu při průtoku motorem

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
$\infty$	1	2	3	4	5

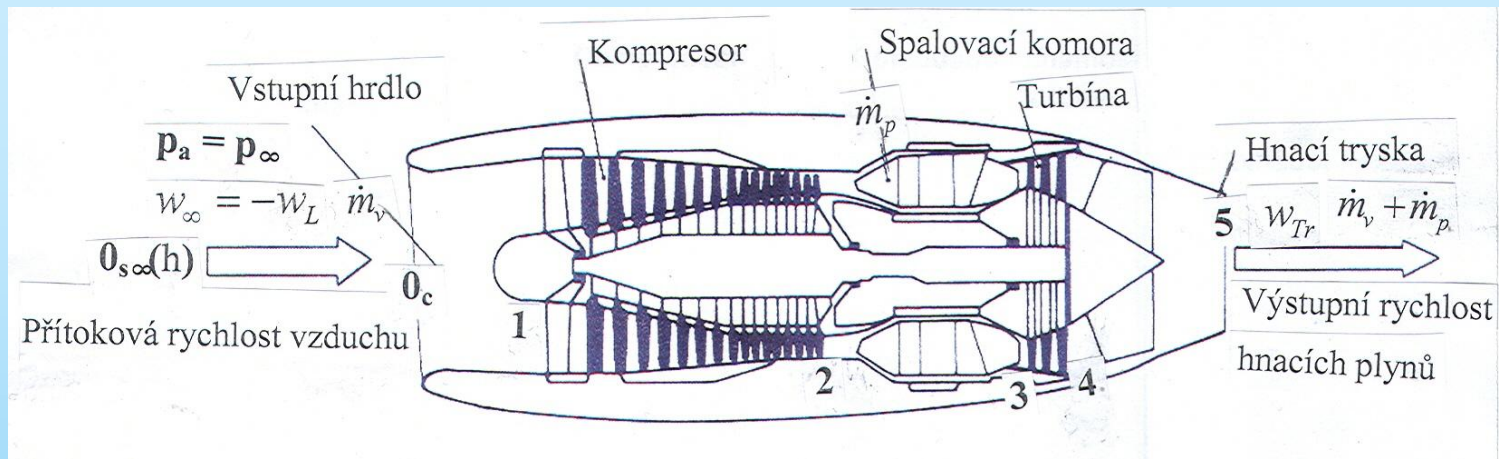


## 5. Proudové motory

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



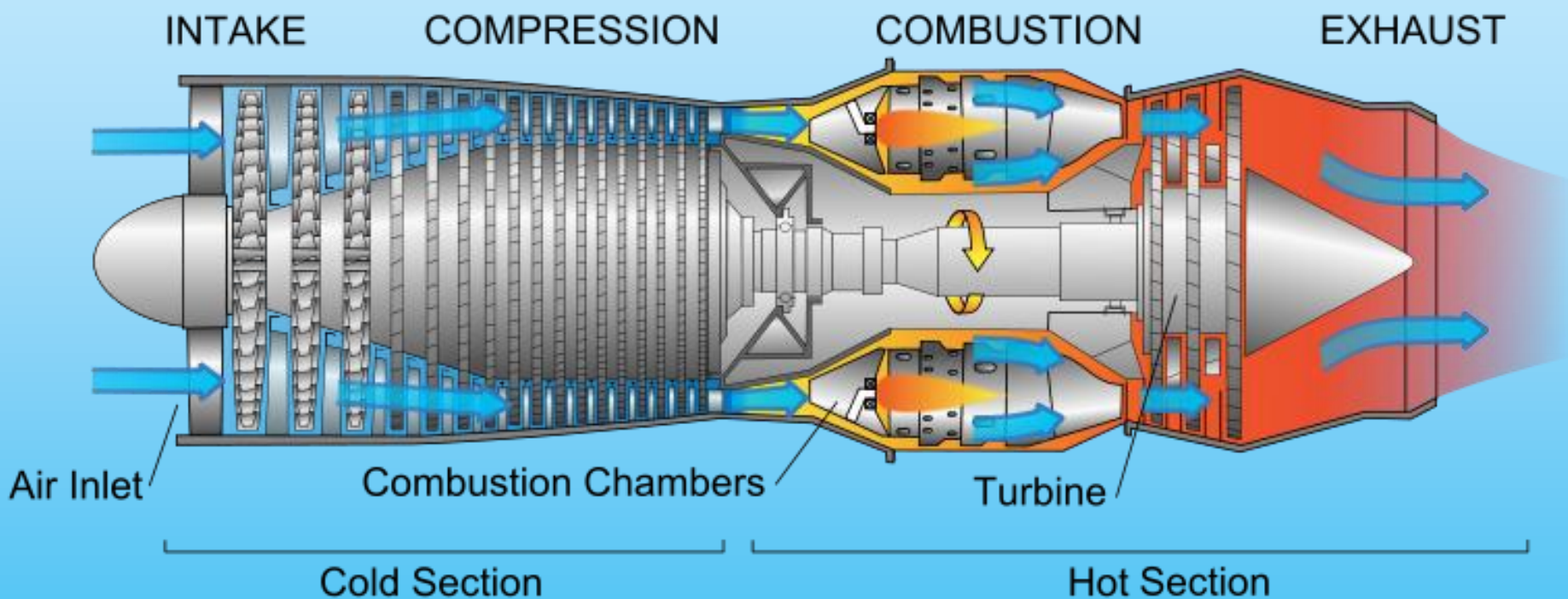
Vzduch přitékající k motoru rychlostí letu je ještě před motorem vzhledem k pohybujícímu se motoru stlačen náporovým účinkem. Při průtoku kompresorem je dále stlačován působením kompresoru. Celkový tlakový poměr tepelného oběhu je dán součinem náporového tlakového poměru a tlakového poměru kompresoru.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

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

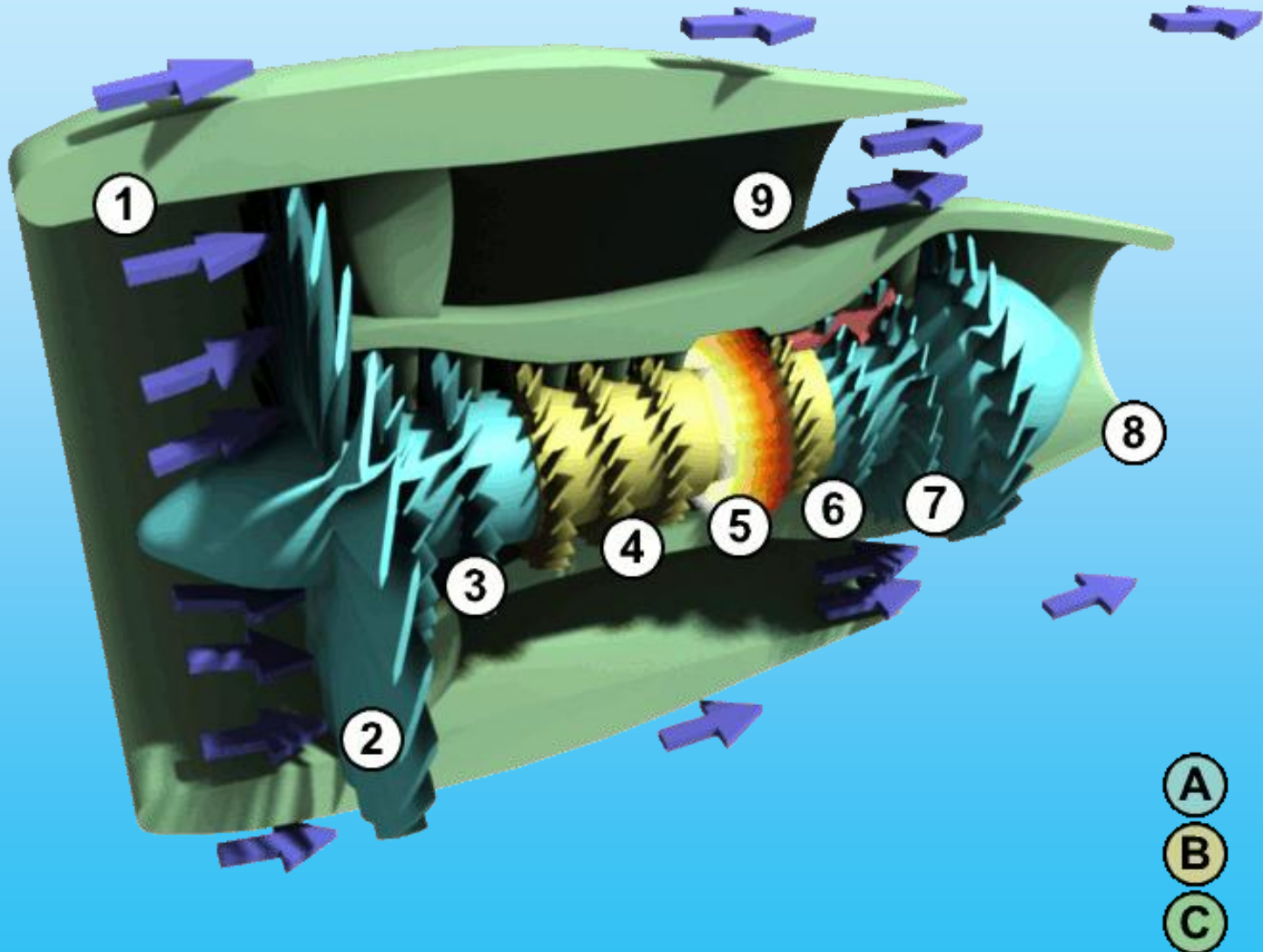
Tah proudového motoru v případě, že ve výstupním průřezu hnací trysky je tlak hnacích plynů roven okolnímu atmosférickému tlaku je pak dána výrazem:

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

kde  $w_{Tr}$  je rychlost hnacích plynů ve výstupním průřezu hnací trysky,  $w_L$  je rychlost letu,  $\dot{m}_v$  je průtok vzduchu motorem v kilogramech za sekundu a  $\dot{m}_p$  je množství paliva vstříkovaného a spalovaného ve spalovací komoře motoru v kilogramech za sekundu.

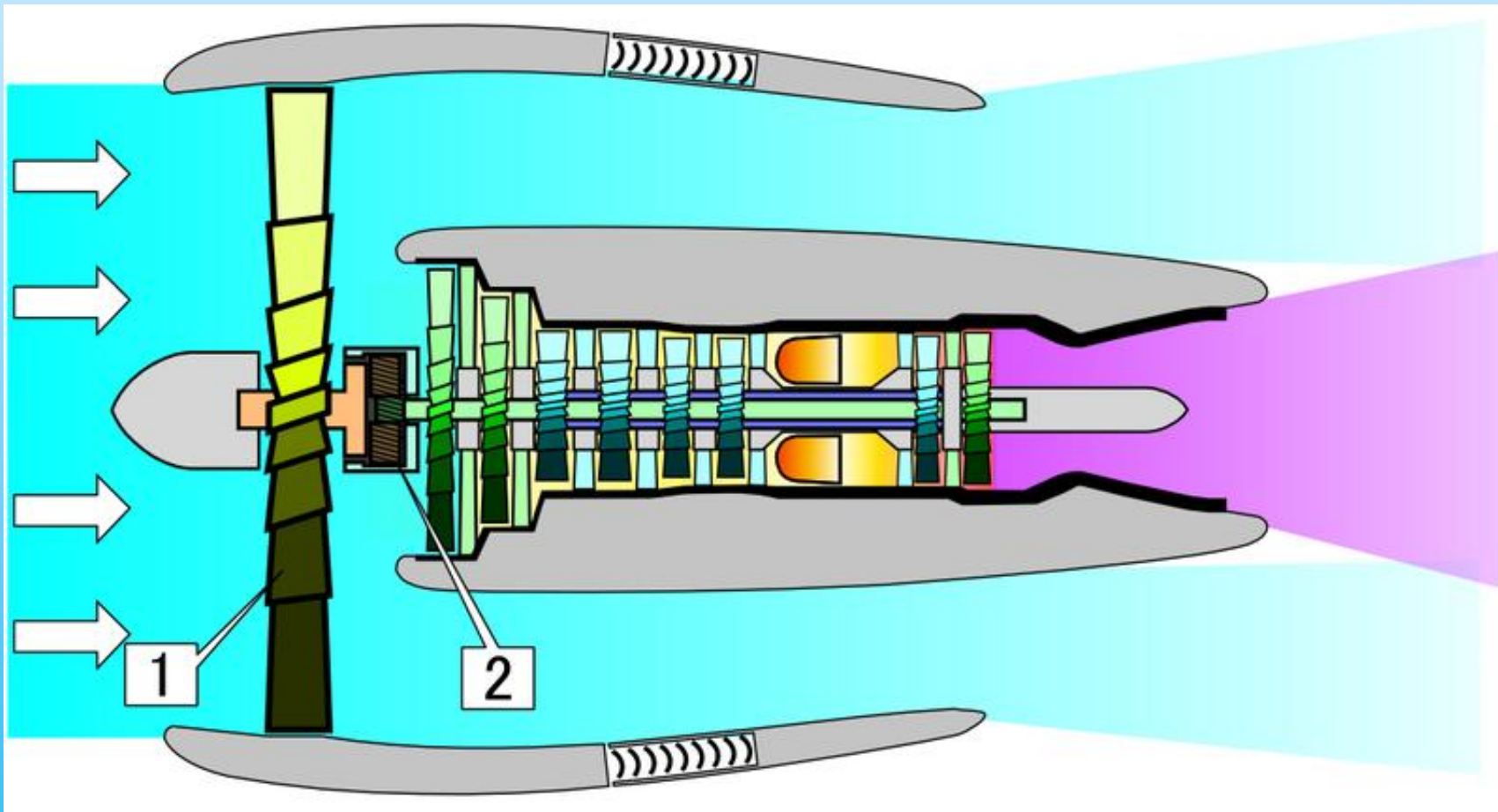
## 5. Proudové motory

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



## 5. Proudové motory

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 spalínovou tryskou motoru.

## 5. Proudové motory

---

**Poměr množství vzduchu protékajícího obtokem k množství vzduchu motorem protékajícího se nazývá obtokový poměr.**

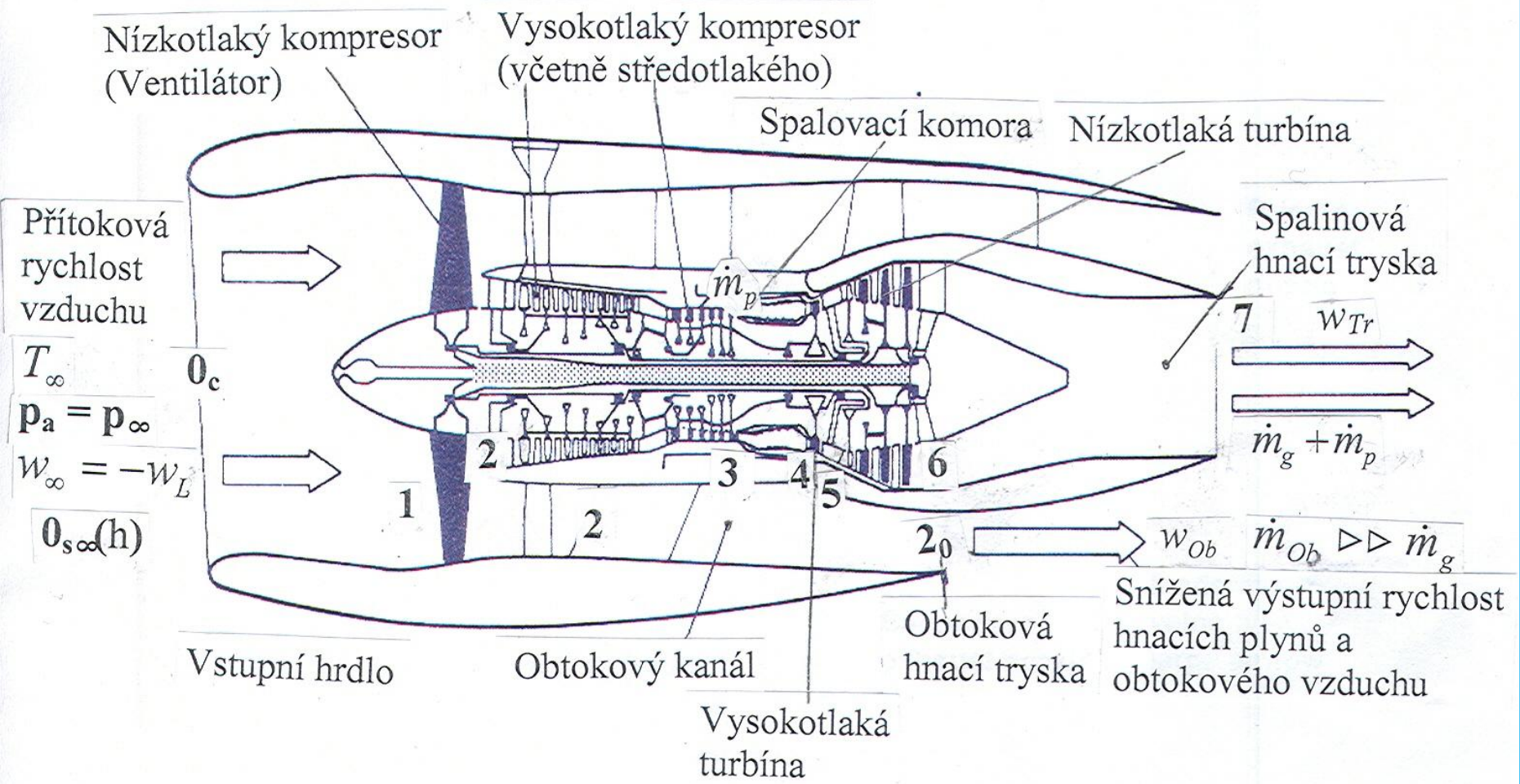
Velikost obtokového poměru je jedním z důležitých návrhových parametrů dvouproudového motoru a je technickým údajem charakterizujícím technickou úroveň motoru a vypovídající o jeho vlastnostech.

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

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

## 5. Proudové motory

---

### Obtokový poměr dvouproudového motoru

$$\mu = \frac{\text{množství} \rightarrow \text{vzduchu} \rightarrow \text{obtékající} \rightarrow \text{motor}}{\text{množství} \rightarrow \text{vzduchu} \rightarrow \text{protékající} \rightarrow \text{motorem}} =$$

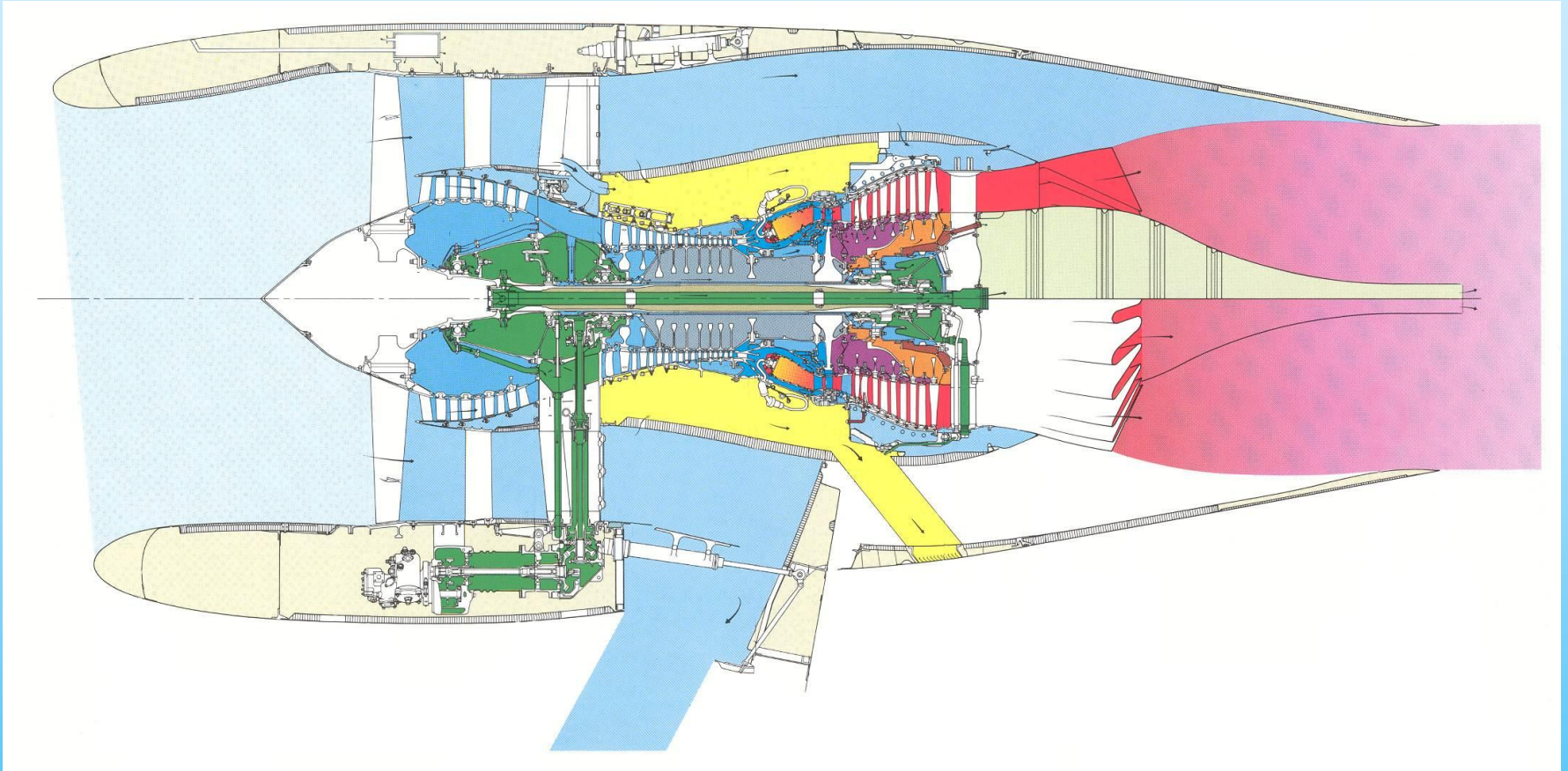
$$= \frac{\dot{m}_{Ob}}{\dot{m}_g} = \frac{\dot{m}_v - \dot{m}_g}{\dot{m}_g} = \frac{\dot{m}_v}{\dot{m}_g} - 1$$

$$\mu = 6 \text{ až } 12$$

u dvouproudových motorů pro pohon dopravních letadel

**Převážnou část tahu dvouproudového motoru vykonává ventilátor!**

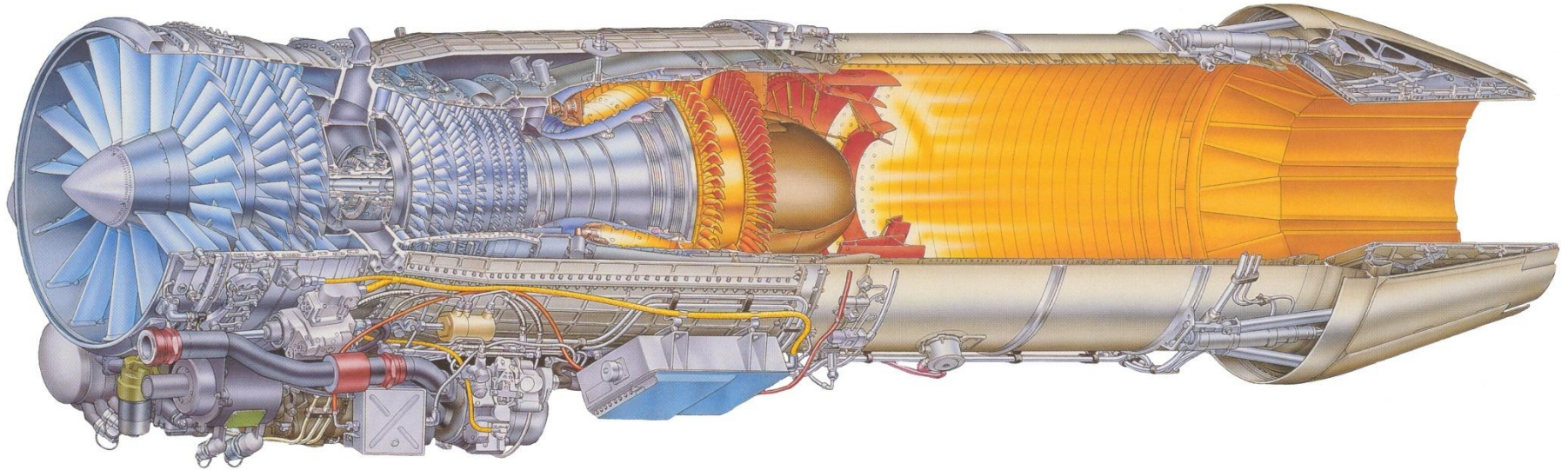
## 6. Ukázky konstrukcí



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

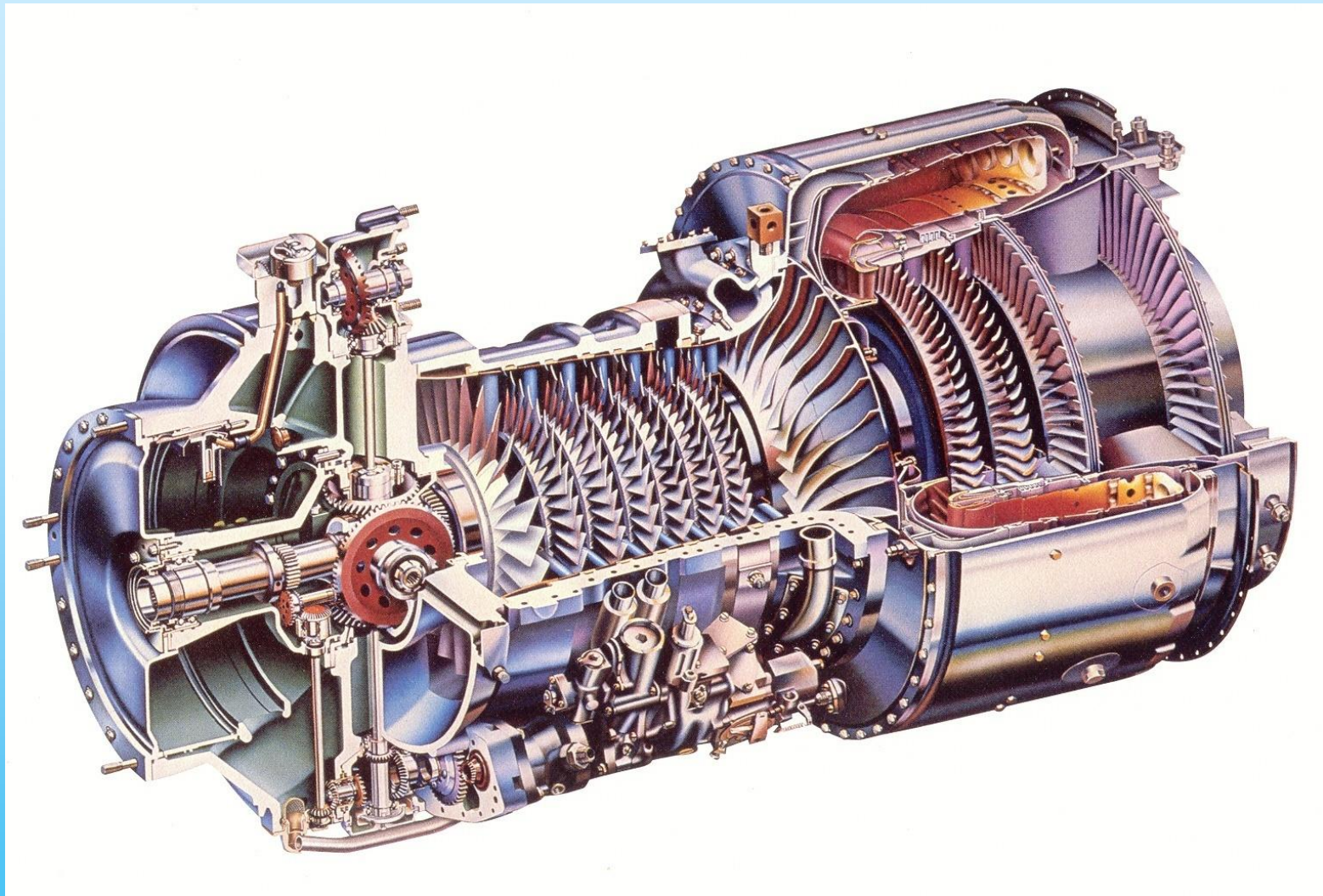
## 6. Ukázky konstrukcí

---



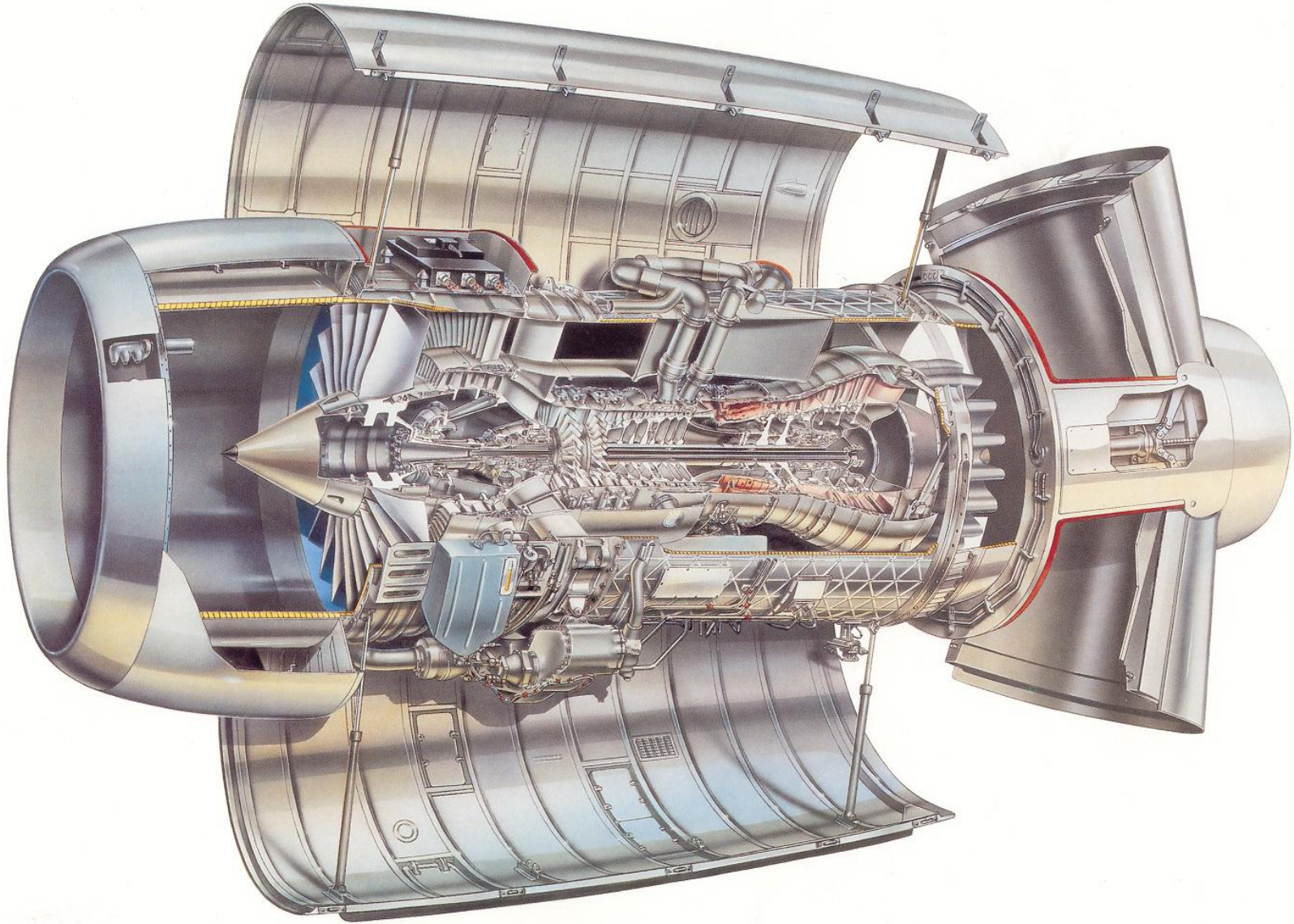
**Dvouproudový motor o obtokovém poměru  $\mu_{ob} = 0.31$  s přídavným spalováním Volvo RM 12 o maximálním tahu s přídavným spalováním  $FT=80.5$  kN určený pro pohon bitevního letounu SAAB JAS Gripen**

## 6. Ukázky konstrukcí



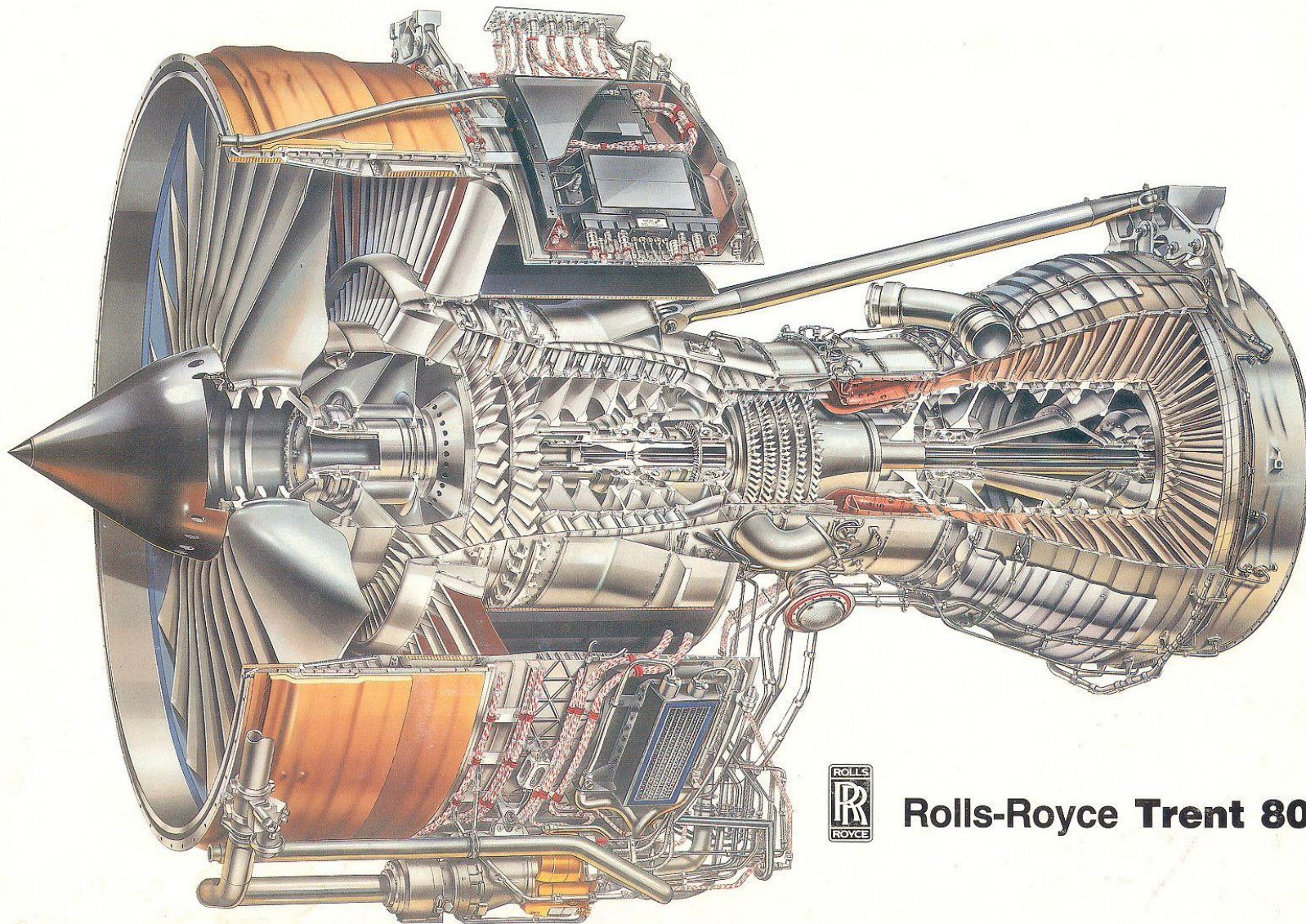
**Vrtulníkový turbo-hřídelový motor Allied Signal T55-L-712 o výkonu 2800 kW na hřídeli pro pohon vrtulníku Chinook CH 47-A**

## 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



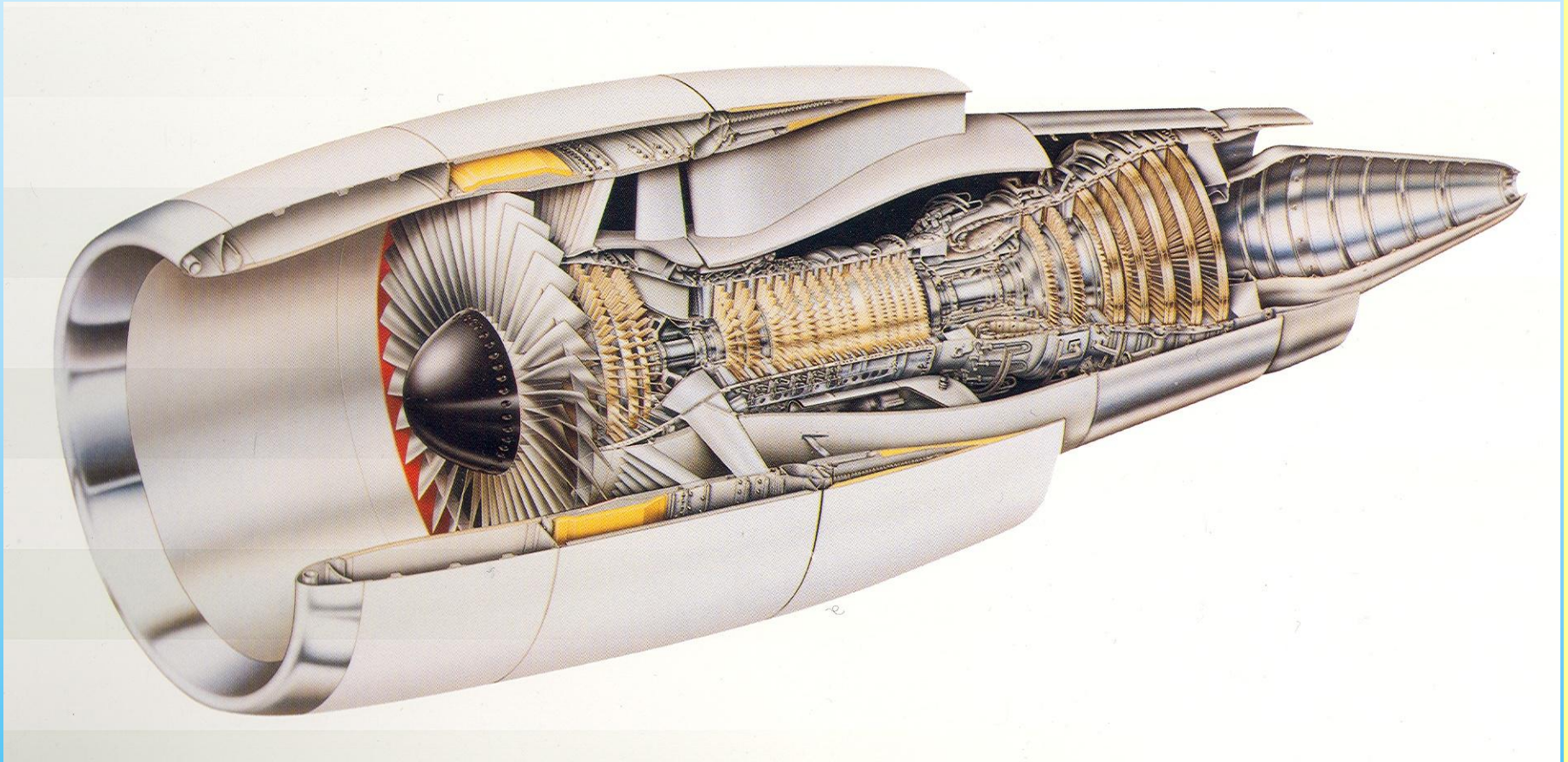
**Rolls-Royce Trent 800**

**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  $\mu_{ob}=9$  a maximálním tlakovým poměru kompresoru  $\pi_{kmax}=45$  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  $\mu_{ob}=9$  a maximálním tlakovým poměru kompresoru  $\pi_{kmax}=45$  General Electric GE90-115B o průměru ventilátoru 3.124 m pro pohon dopravního letounu Boeing B 777 o maximálním tahu  $FT = 569$  kN**

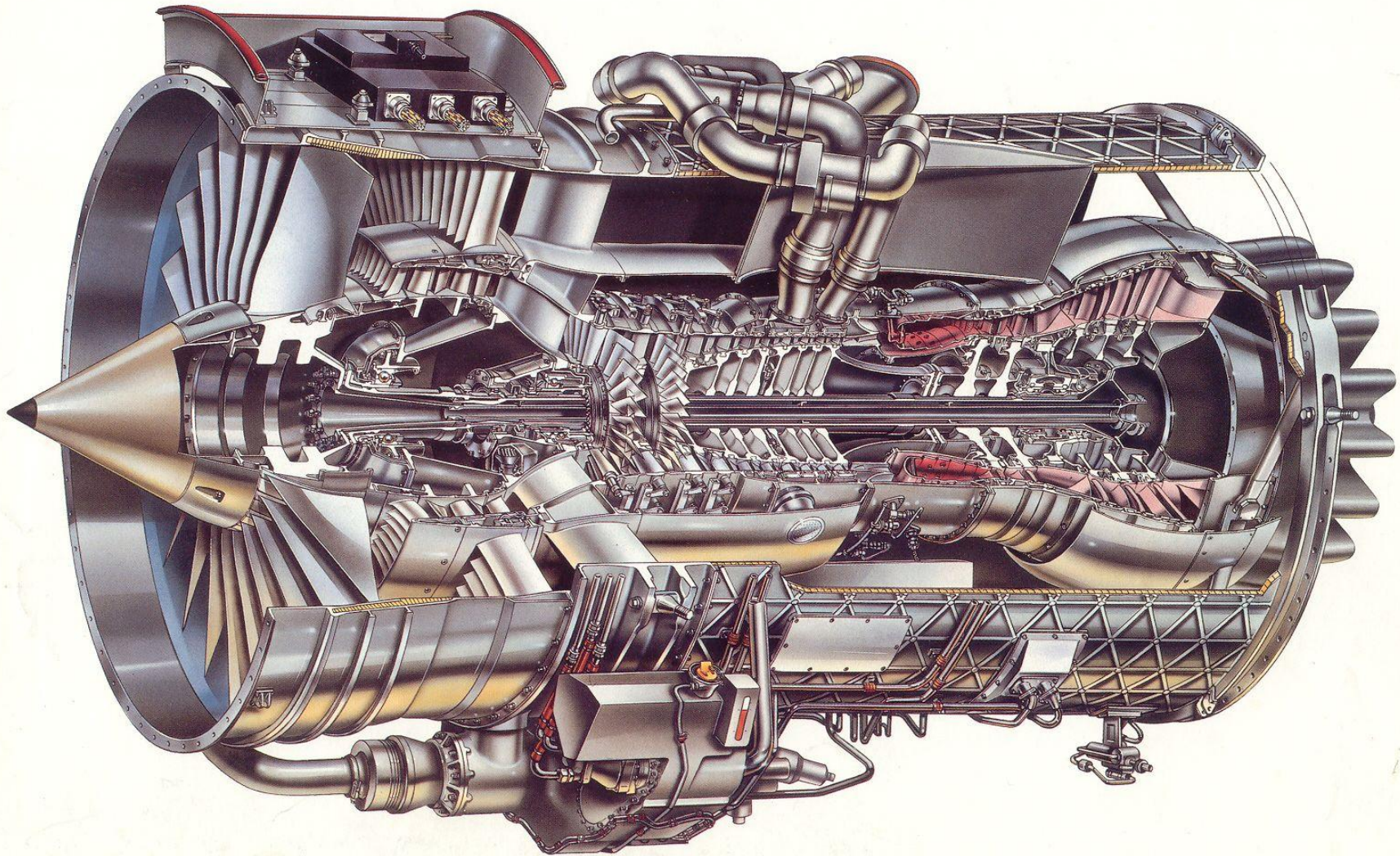
## 6. Ukázky konstrukcí

---



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

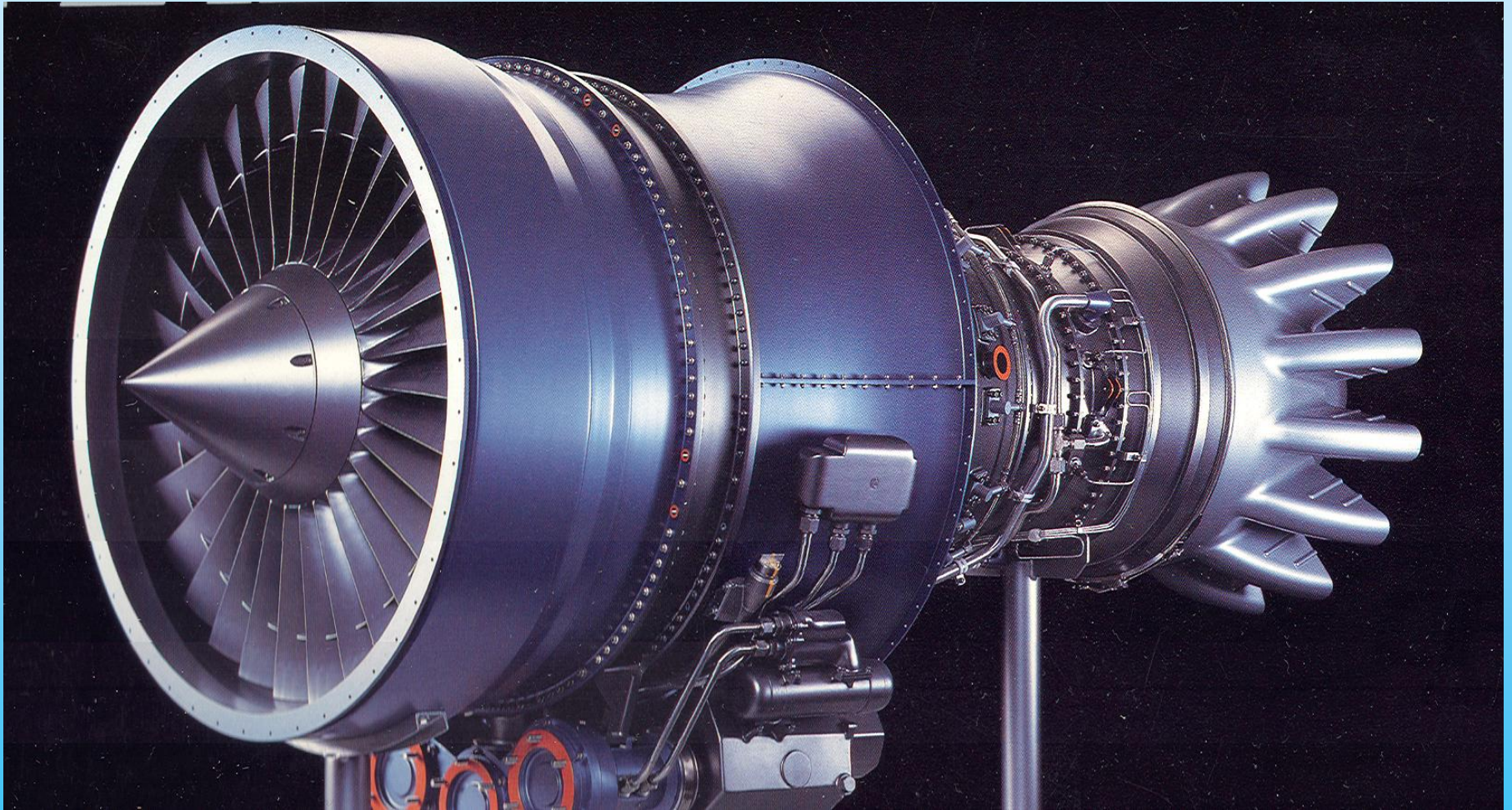
## 6. Ukázky konstrukcí



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

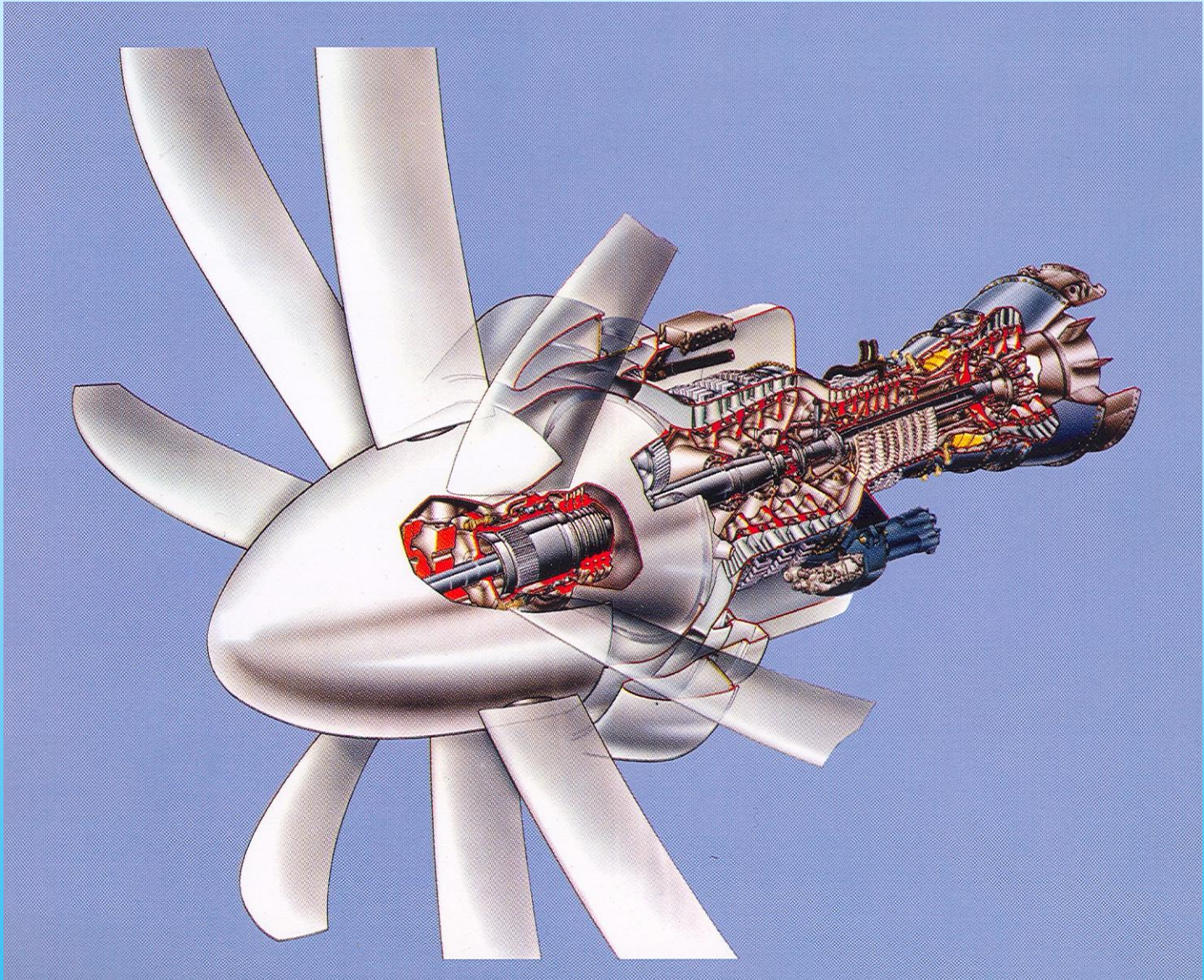
## 6. Ukázky konstrukcí

---



**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

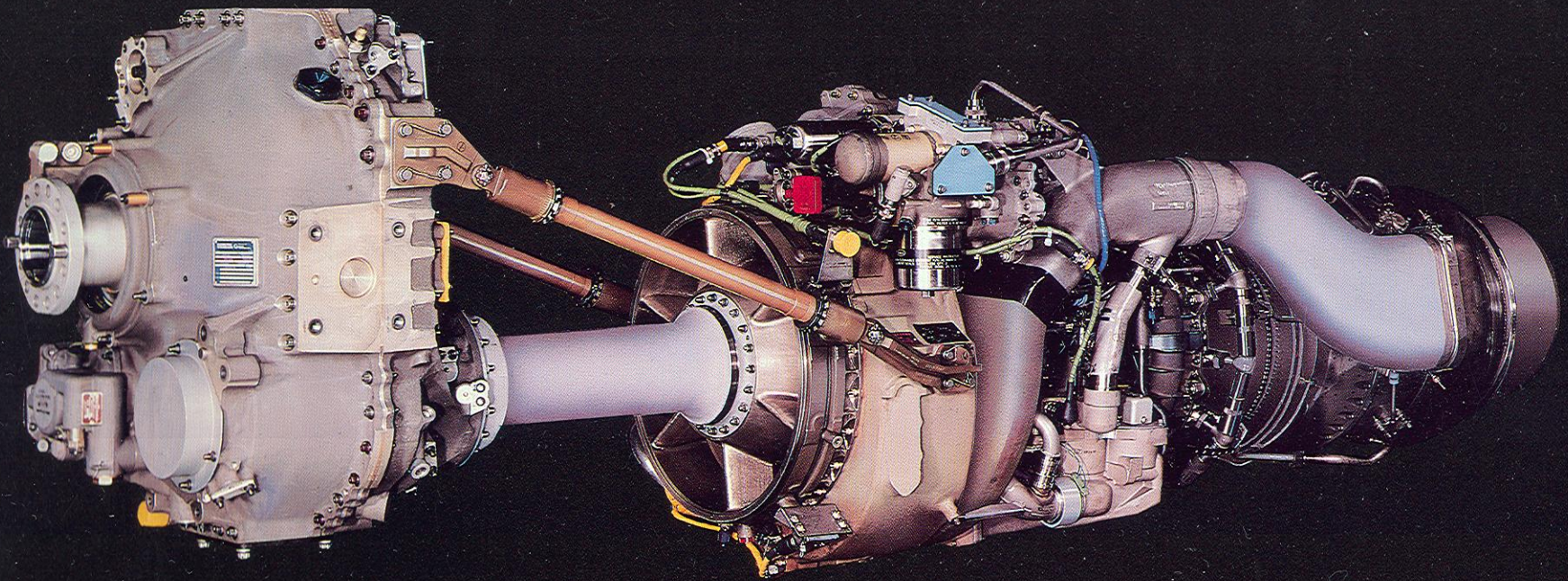
---



**Transportní letoun Airbus A 400 Military**

## 6. Ukázky konstrukcí

---

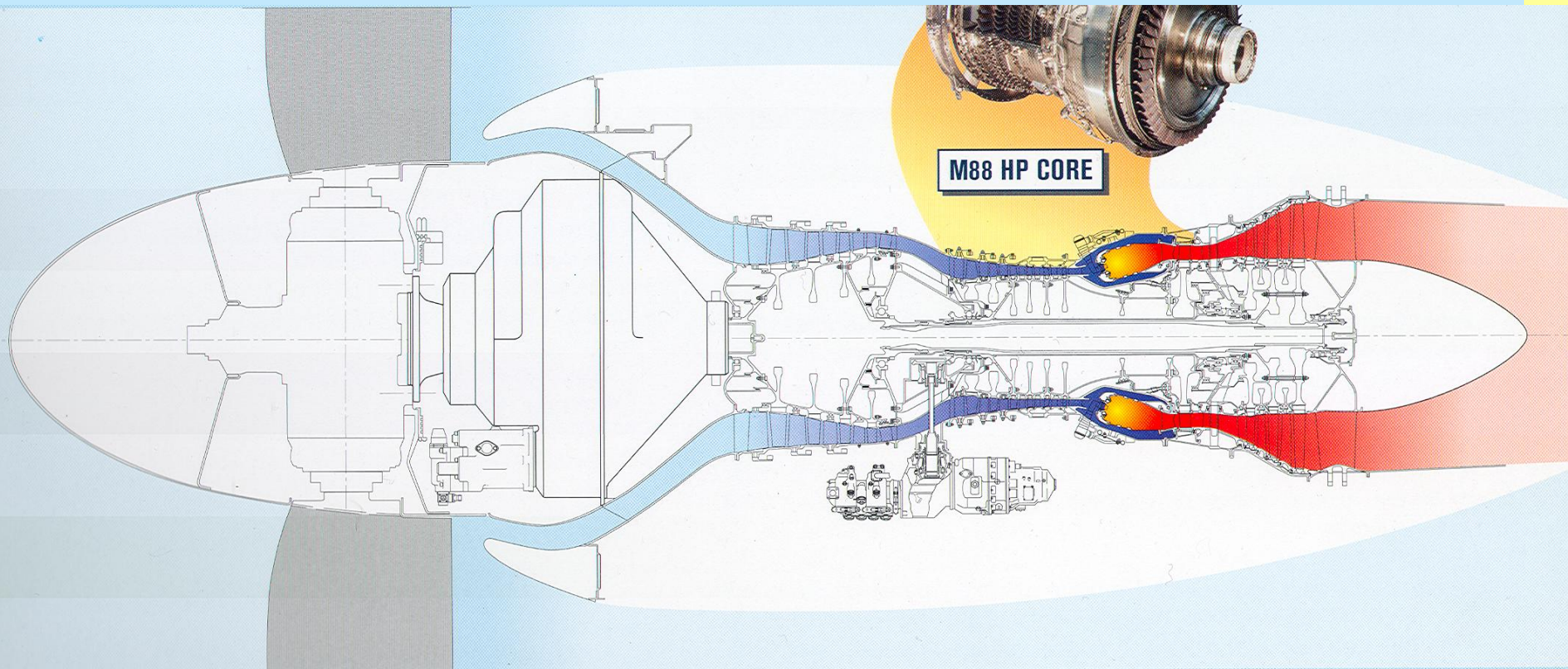


**Turbovrtulový motor pro transportní letoun Airbus A 400 Military EPI  
(EuroProp International) TP400-D6 o výkonu 8 250 kW**



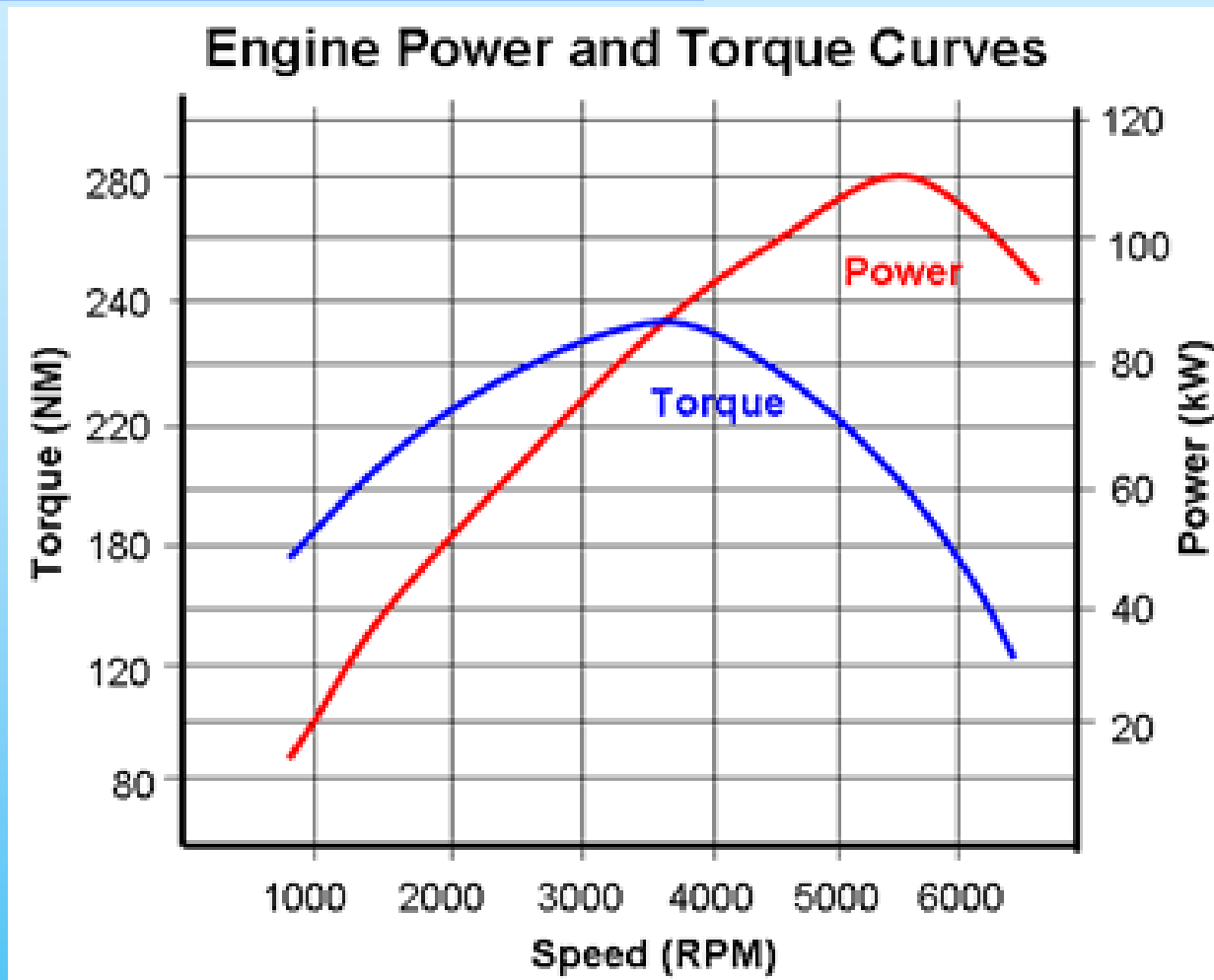
## 6. Ukázky konstrukcí

---



**Průtoková cesta turbovrtulového motoru pro transportní letoun  
Airbus A 400 Military**

## 7. Základní provozní parametry

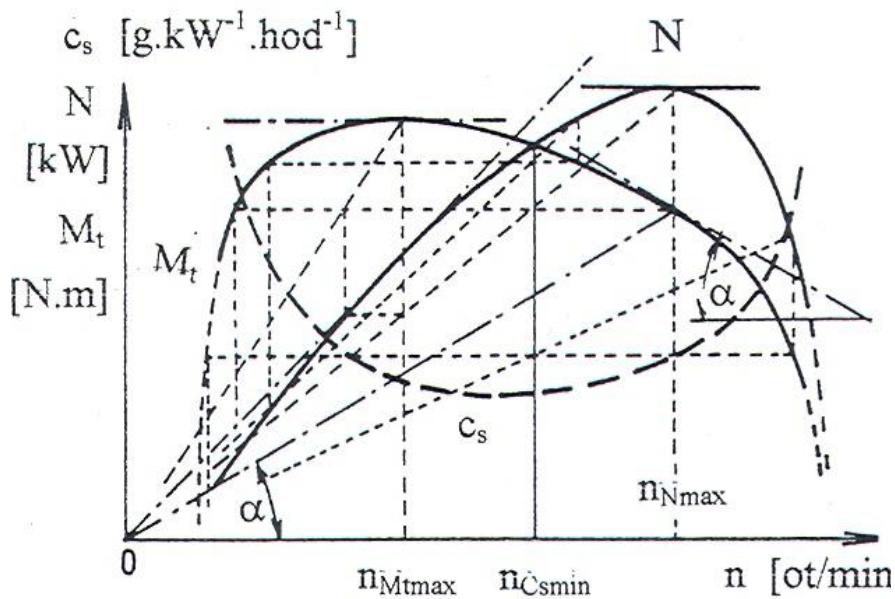


Pístový spalovací motor – otáčková (škrtící charakteristika)

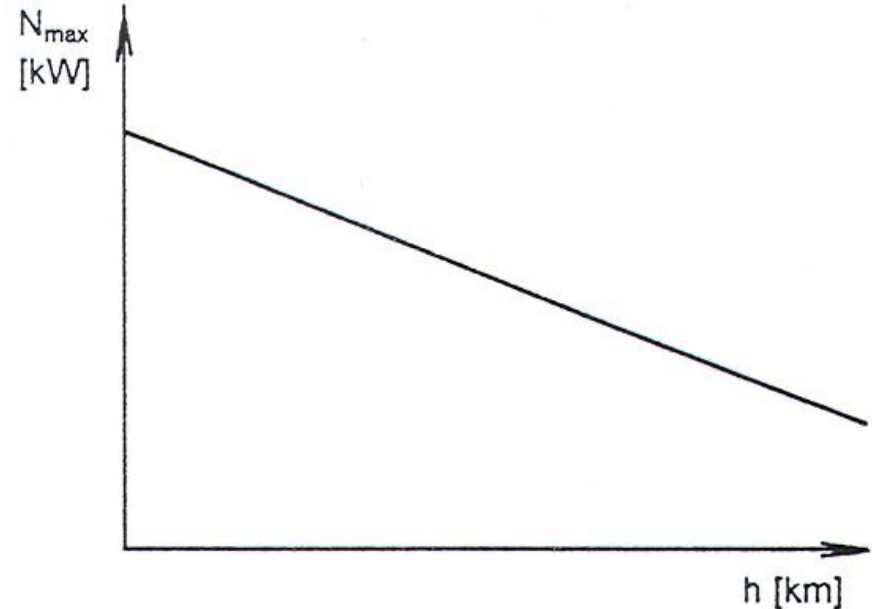
Závislost výkonu a točivého momentu na otáčkách pro daný atmosférický stav vzduchu určený tlakem a teplotou

## 8. Charakteristiky

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



Škrtící  
charakteristika

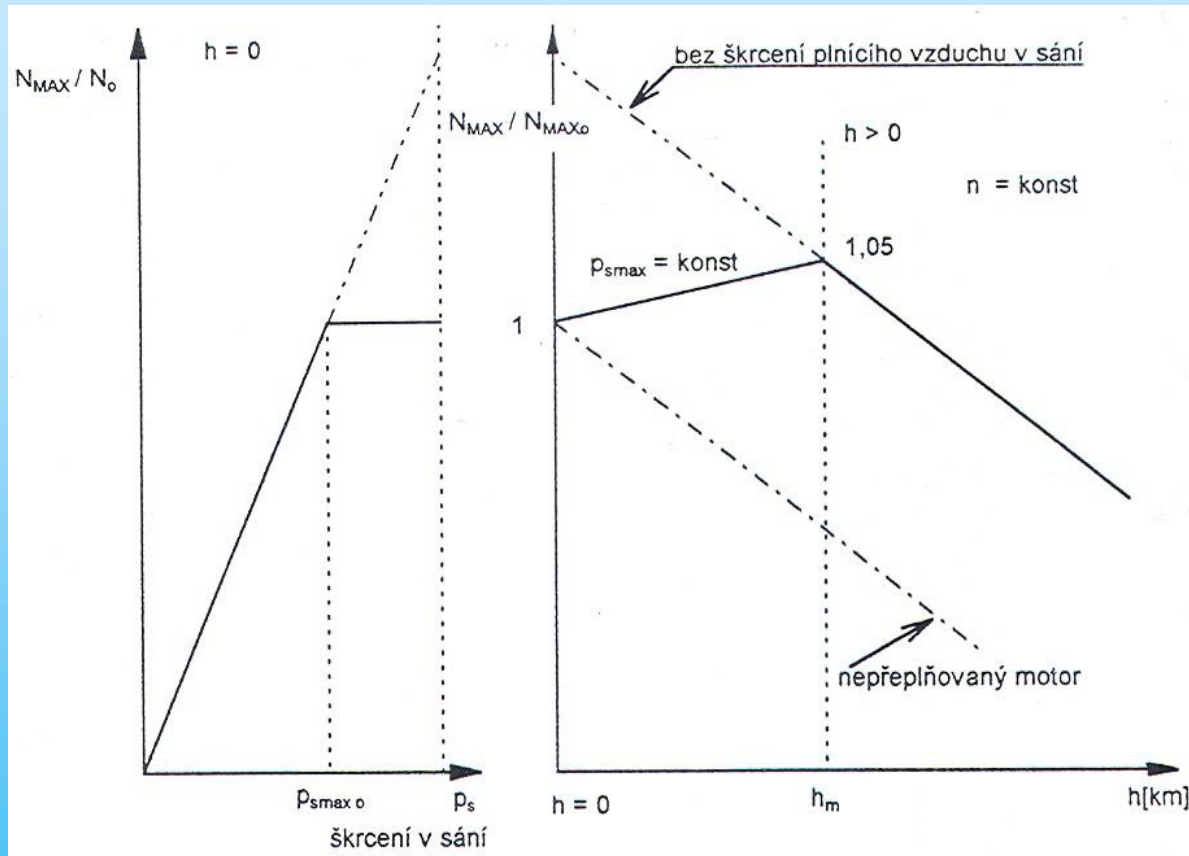


Výšková  
charakteristika

**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 nepřepřehovaného motoru klesá s výškou letu, protože se snižuje s výškou hustota vzduchu a tak se nasává do válců méně vzduchu.**

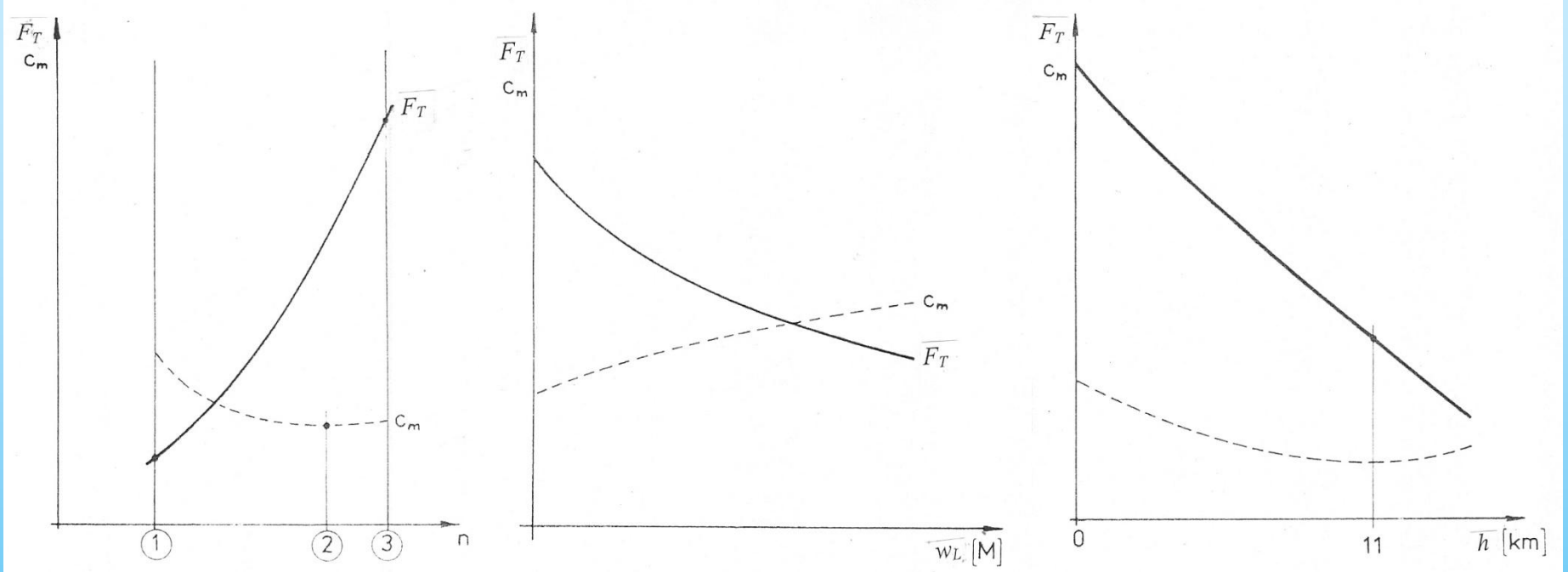
## 8. Charakteristiky

### Pístový motor přepřehovaný s regulací tlaku v plnicím potrubí – závislost výkonu na výšce letu



## 8. Charakteristiky

### Proudový motor – závislosti tahu $F_T$ a měrné spotřeby paliva $C_m$ na provozních parametrech



Škrťící  
charakteristika

Rychlostní  
charakteristika

Výšková  
charakteristika

$N$  – otáčky motoru,  
 $w_L$  – 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

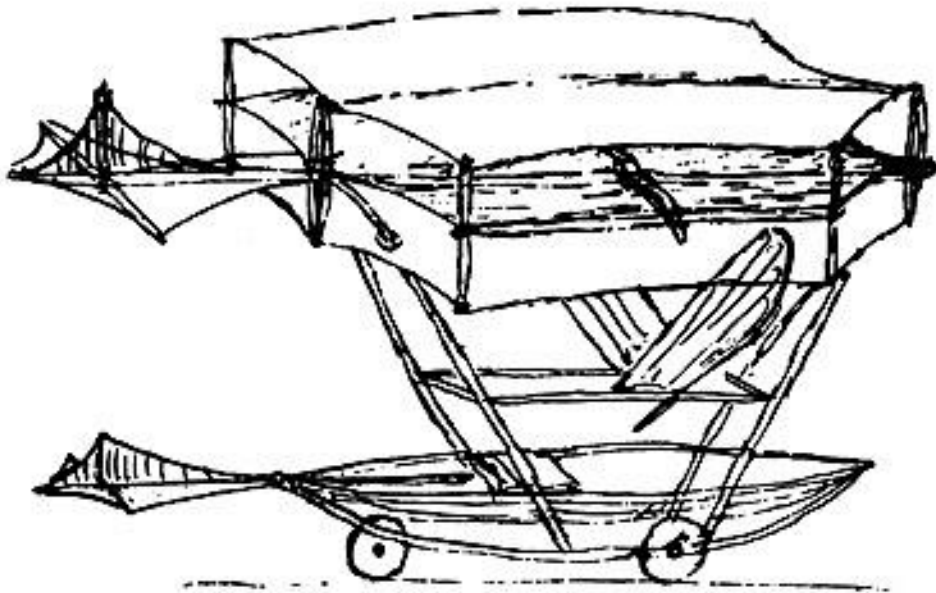


## 9. Poznámky k historii



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

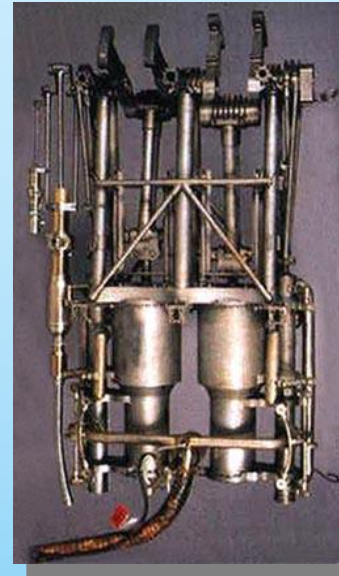
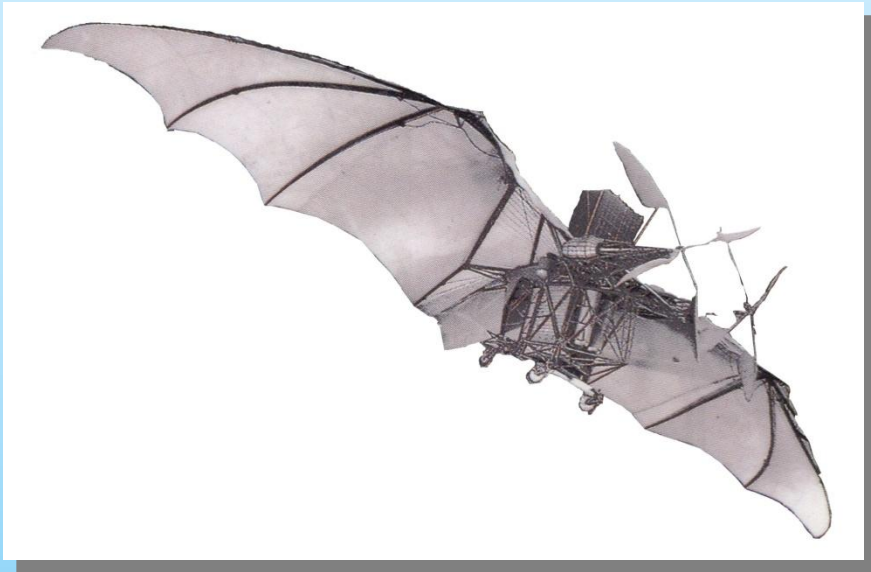
Na pravé straně je znázorněno šikmou deskou křídlo, na které nabíhá proud vzduchu ve směru šipky. Ten vyvolává při obtékání křídla aerodynamickou sílu, jejíž rozklad do složky vztlakové kolmé na nabíhající proud a do složky odporové ve směru proudu je zakreslen. Podává tak poprvé na světě vysvětlení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



Schematický náčrtek konstrukce letadla obsahujícího všechny základní funkční části:

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

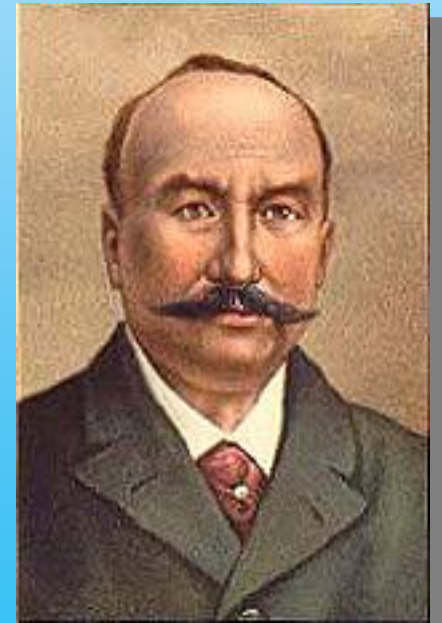
## 9. Poznámky k historii



### 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.



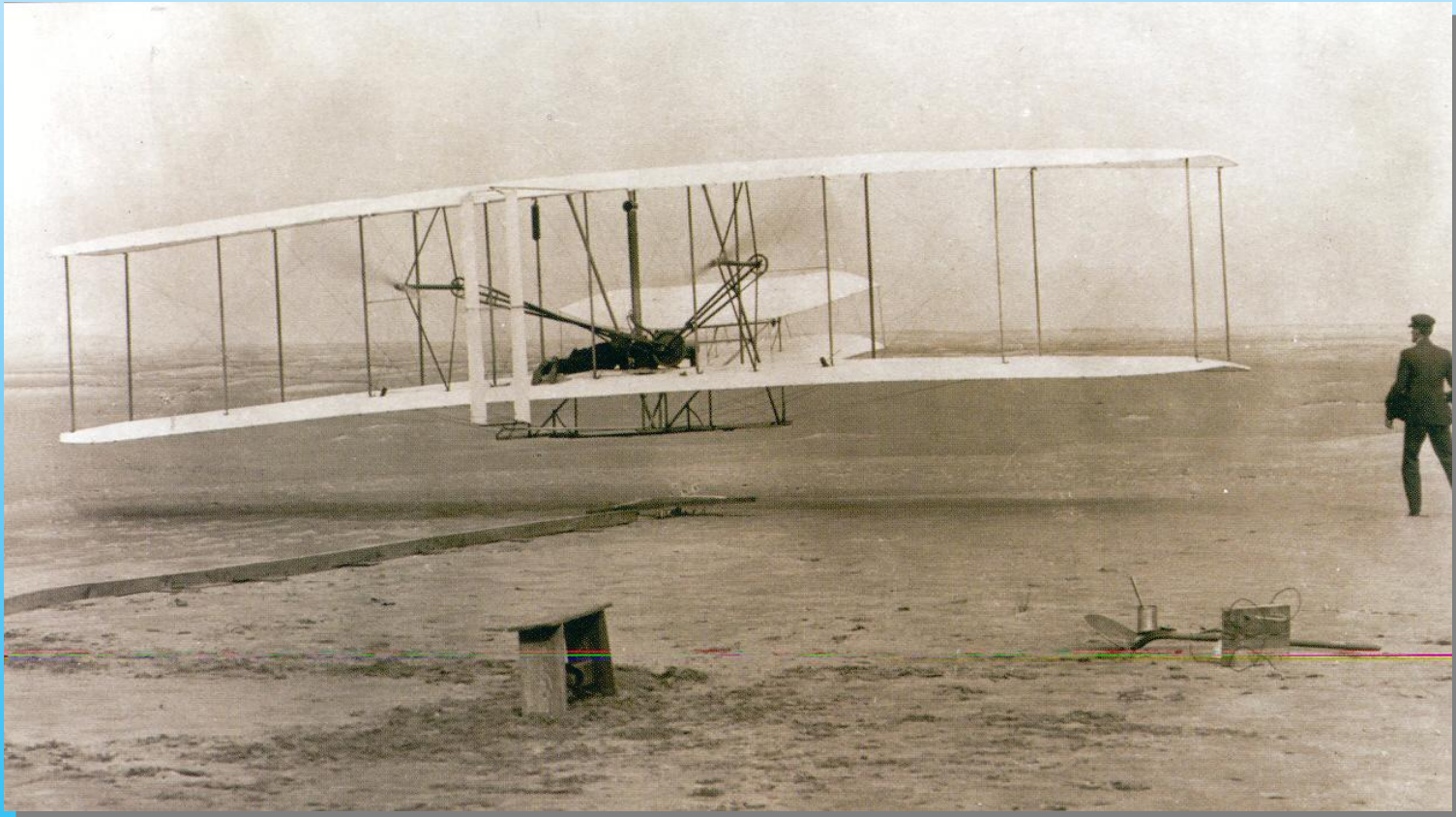


## 9. Poznámky k historii

---

### 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 chladičem 90.7 kg, měrná hmotnost motoru 7.7 kg/kW. Konstrukteři letounu i motoru včetně vrtule byli bratři Oliver a Wilbur Wrightovi z Daytonu, stát Ohio.



## 9. Poznámky k historii

---



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

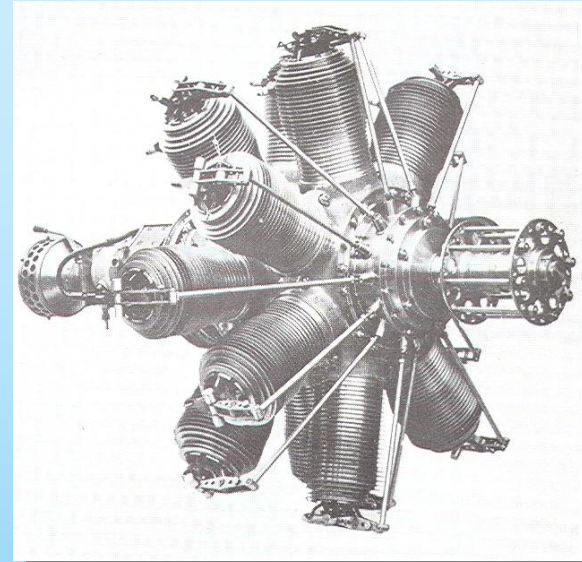
**První motorový let v historii uskutečnili bratři Wilbur a Orville Wrightovi na písčiné kose v osadě Kitty Hawk v Severní Karolíně. První let pilotoval Orville. Let trval jen 12 vteřin, přičemž uletěná vzdálenost byla 37 metrů. Letadlo startovalo ze dřevěné kolejnice položené šikmo ze svahu písčiné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

## 9. Poznámky k historii

### 1914 – Francie

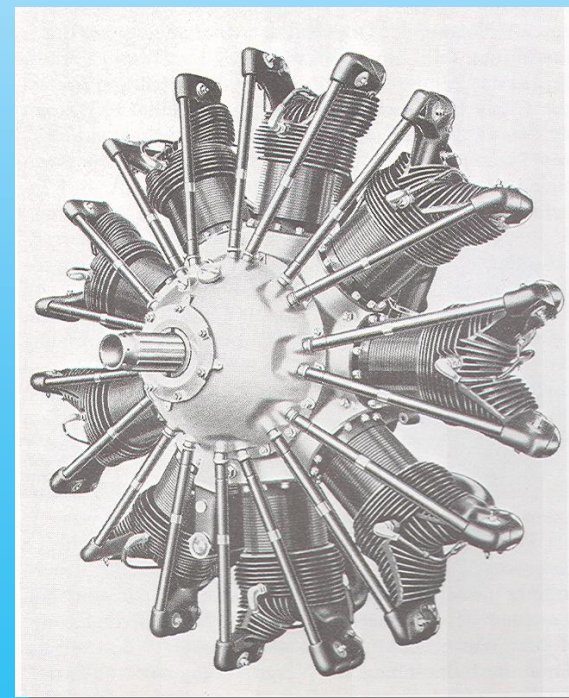
Dvoj hvězdicový rotační 14 válec vzduchem chlazený firmy Gnome Rhone o obsahu válců 23.6 l a maximálním výkonu 115 kW při 1200 ot.min<sup>-1</sup>, měrná hmotnost 1.4 kg/kW.

Tato bizarní 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 uchládit válce při nedokonalém provedení chladičích žebér a malé rychlosti letu.



### 1929 - USA, Německo

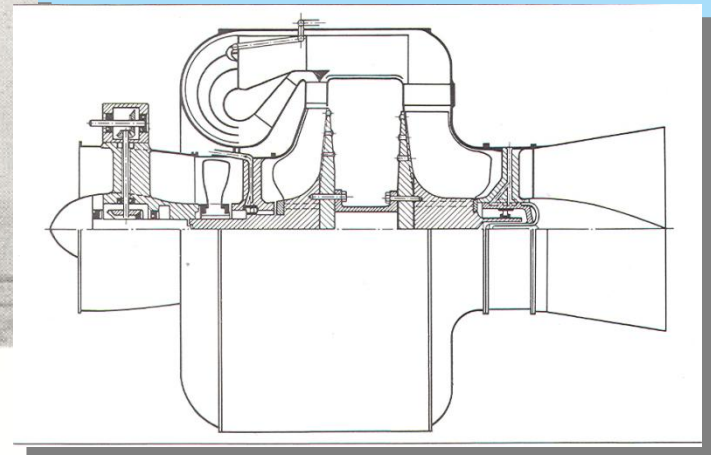
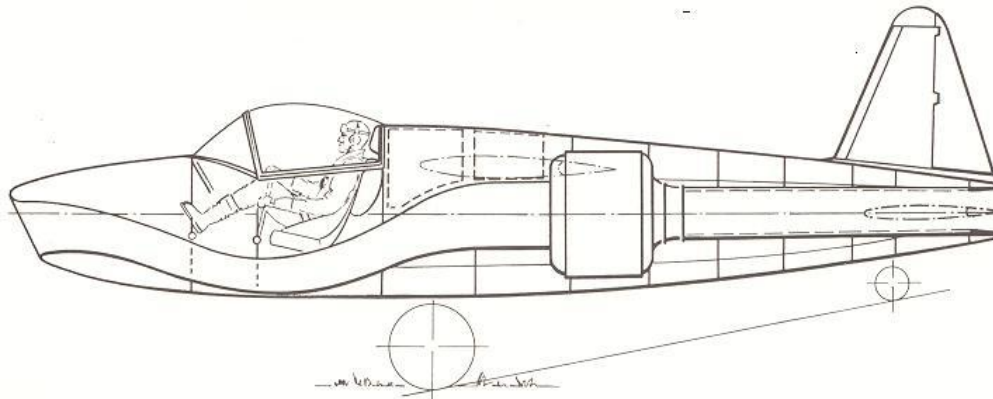
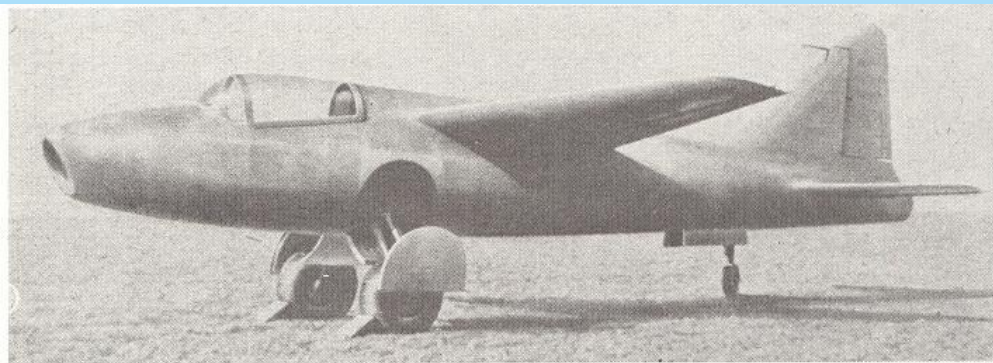
Hvězdicový vzduchem chlazený 9 válec BMW 132A / licence Pratt & Whitney, objem válců 27.7 l, výkon 385 kW při 2800 ot.min<sup>-1</sup>, měrná hmotnost 0.92 kg/kW . Zde již skříň s válci stála a rotovala jen kliková hřídel. Chlazení již bylo provedeno mnohem dokonaleji a rychlost letu se výrazně zvýšila.



## 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

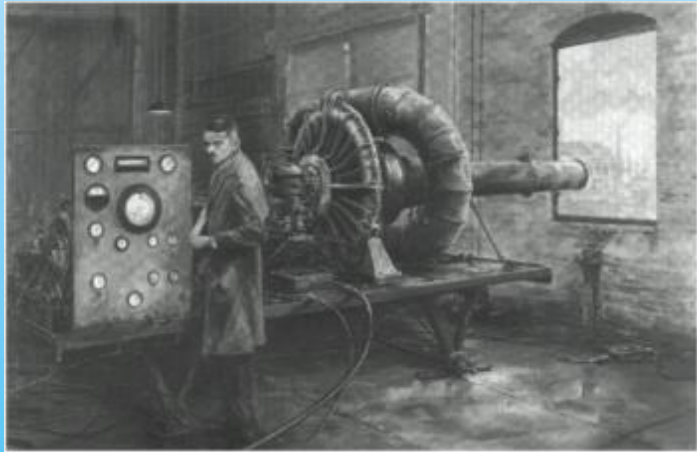


**Proudový motor s odstředivým kompresorem a dostředivou turbínou**

## 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.**

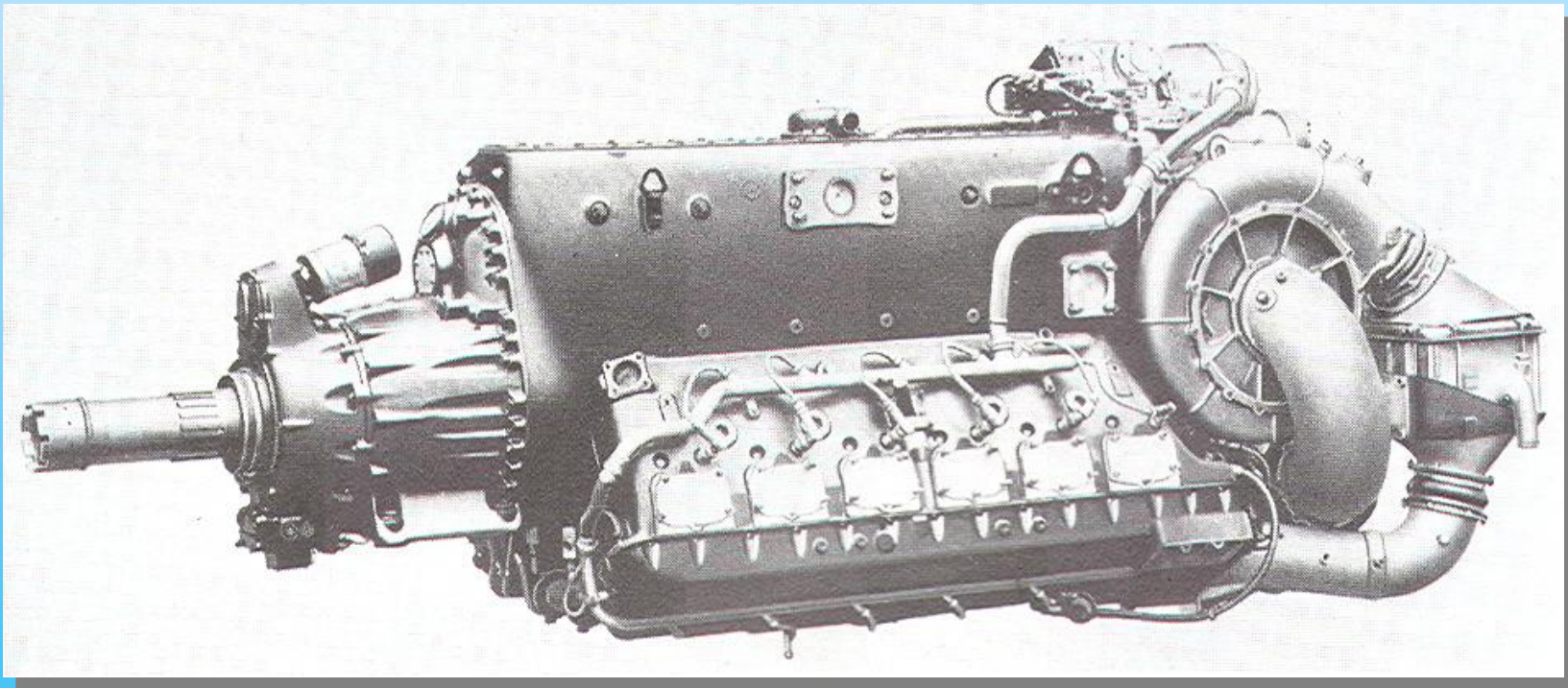
Na fotografii z roku 1937 sir Frank Whittle demonstruje na zkušebně chod prototypu svého proudového motoru. Motor W1 byl z tohoto prototypu vyvinut pro použití jako pohonné jednotky letadla až v roce 1941. Motor W1 byl založen podobně jako proudový motor německého konstruktéra Pabst von Ohaina na odstředivém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

## 9. Poznámky k historii

---

### 1943- Německo

12 válcový V-motor vodou chlazený Daimler Benz DB628 s dvoustupňovým kompresorem mechanicky naháněným o výkonu 1175 kW při 1900 ot.min<sup>-1</sup>, měrná hmotnost 0.73 kg/kW

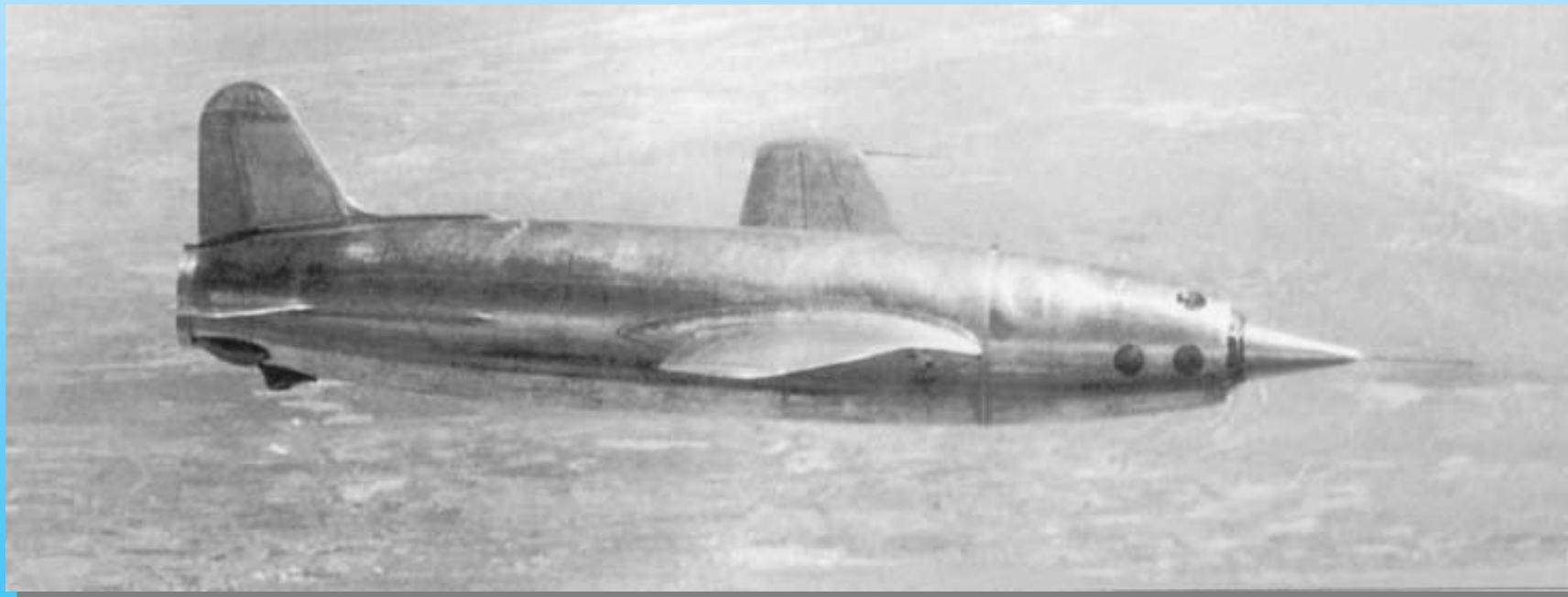


## 9. Poznámky k historii

---

19. 11. 1946 - Francie

letoun Leduc 010 s náporovým motorem dosahoval maximální rychlosti letu  $w_L = 900$  km/hod



## 9. Poznámky k historii

### Vývoj raketových motorů

#### 1232 – Čína

Dle historických záznamů byly při obraně jednoho čínského města proti nájezdu 30 000 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.



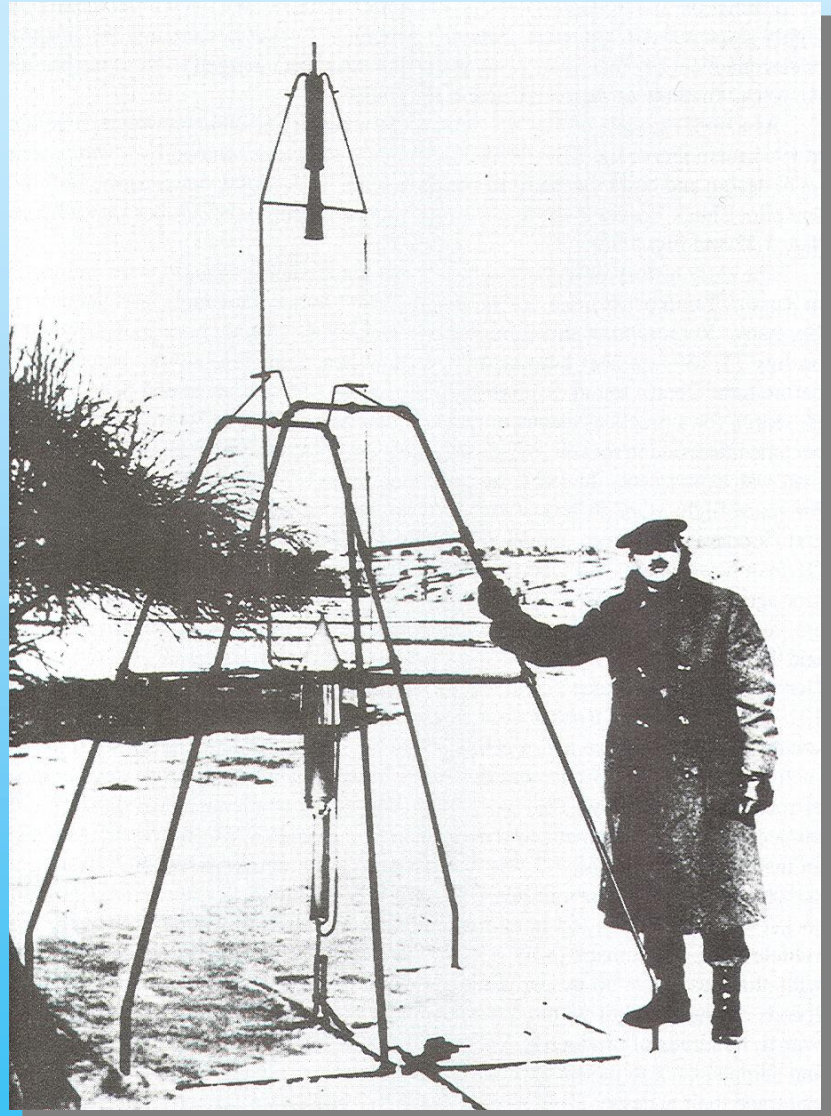


## 9. Poznámky k historii

---

**16. 3. 1926 –USA**

**Dr. Robert H. Goddard (1882–1945),  
který realizoval první úspěšný let  
rakety.**

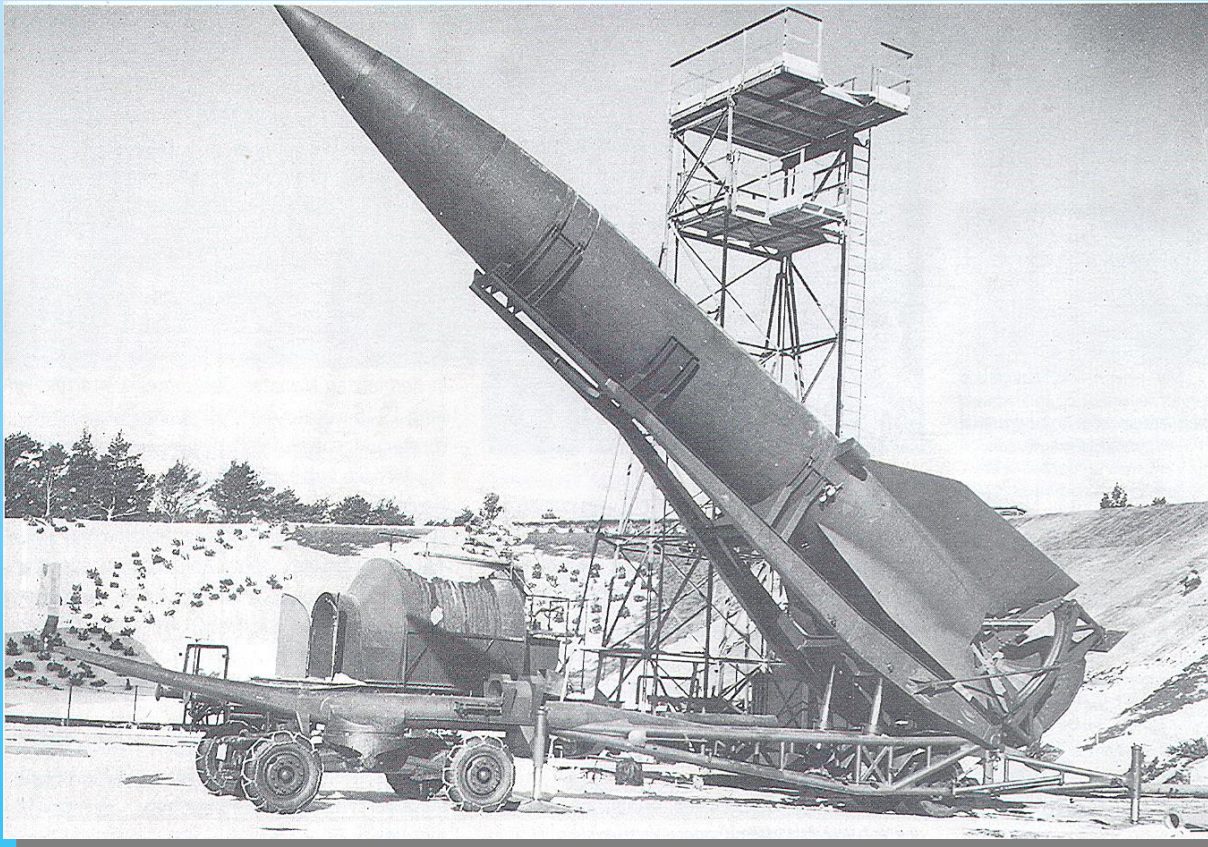


## 9. Poznámky k historii

---

### 1944 - Německo

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

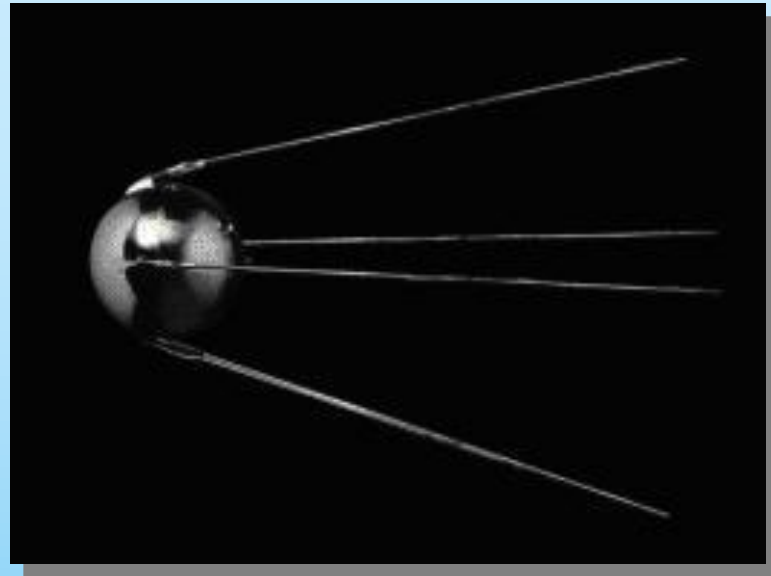


## 9. Poznámky k historii

---

**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**

