

# Role proudových motorů v konstrukci letadel

od: Robert Lusser (r. 1941)

## A. Letové výkony proudových letounů

### 1. Horní hranice rychlosti

U vrtulových pohonů je známa horní hranice rychlosti letu, což je dáno především sledkem úbytku účinnosti vrtule při vysokých rychlostech.

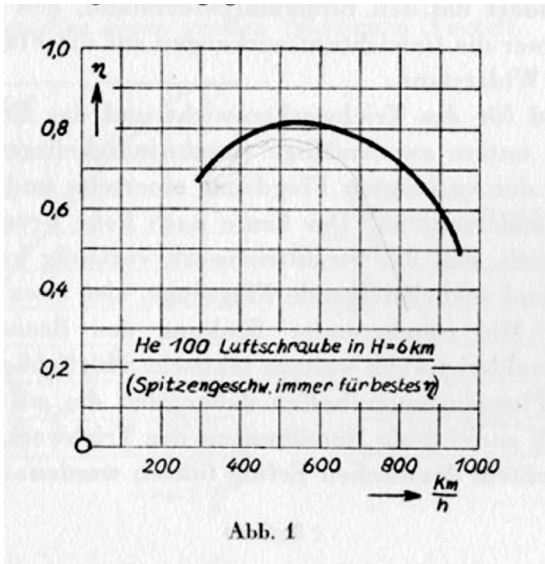


Abb. 1

Obr. 1

U letadla s proudovým motorem je tato hranice dosažena nejprve na draku letounu kvůli výskytu lokálních nadzvukových rychlostí. Hranice rychlosti samotných proudových letounů závisí především na výšce a je pravděpodobně omezena dosažením kritické rychlosti ve vstupním difuzoru. Tímto je nejvyšší rychlost proudového letounu omezena kvůli především statickým podmínkám tloušťky křídla a prostorové dané tloušťky trupu, při níž je kritická rychlost dosažena nejprve na předech křídla a trupu následkem protichůbných vlivů. Tyto místní nadzvukové rychlosti doprovází jak známo silný nárůst odporu a za určitých okolností následuje snížení vztlačku, což sebou přináší nestabilitu.

-str. 83-

### 2. Spodní hranice rychlosti

Nyní vzniká otázka, od které rychlosti můžeme dát přednost proudovému motoru před vrtulovým. Při tom hraje podstatnou roli na jedné straně vysoká spotřeba paliva a na straně druhé malá hmotnost proudového motoru. Součet hmotnosti paliva a motoru (nazývaný šhmotnost pohonu) nesmí být při stejném využitelném tahu větší než u normálního letounu. Pod pojmem využitelný tah se rozumí: tah motoru, snížený o odpor vzduchu, odpor chladiče, a dále dle sledky hmotnosti na velikost letounu a tím i na odpor.

Požadavky na hmotnost motoru a paliva, a tím i spodní podmíněná hranice rychlosti, závisí významně na jedné straně na požadovaném trvání letu a požadované stoupavosti. Dnes je to vysoká spotřeba paliva sebou přináší to, že je proudový motor použitelný prozatím především pro letouny krátkého dosahu a pro rychle stoupající letadla, tedy například pro stíhačky. S rostoucím snížením spotřeby paliva se proudovému motoru otevírají další taktické možnosti. My stavitelé letounů tímto doufáme, že úsilí konstruktérů proudových motorů, směřované ke snížení spotřeby paliva, brzy povede k výraznému úspěchu.

### 3. Start

Zatímco u vrtulového letounu iní startovací tah p inejmen-ím dvojnásobek neř p i rychlém letu, je u proudového motoru startovací tah p iblifn stejn velký! Problém startu tímto nabývá u proudových letoun zvý-eného významu, p edev-ím kdyřl je pořadována v t-í doba letu.

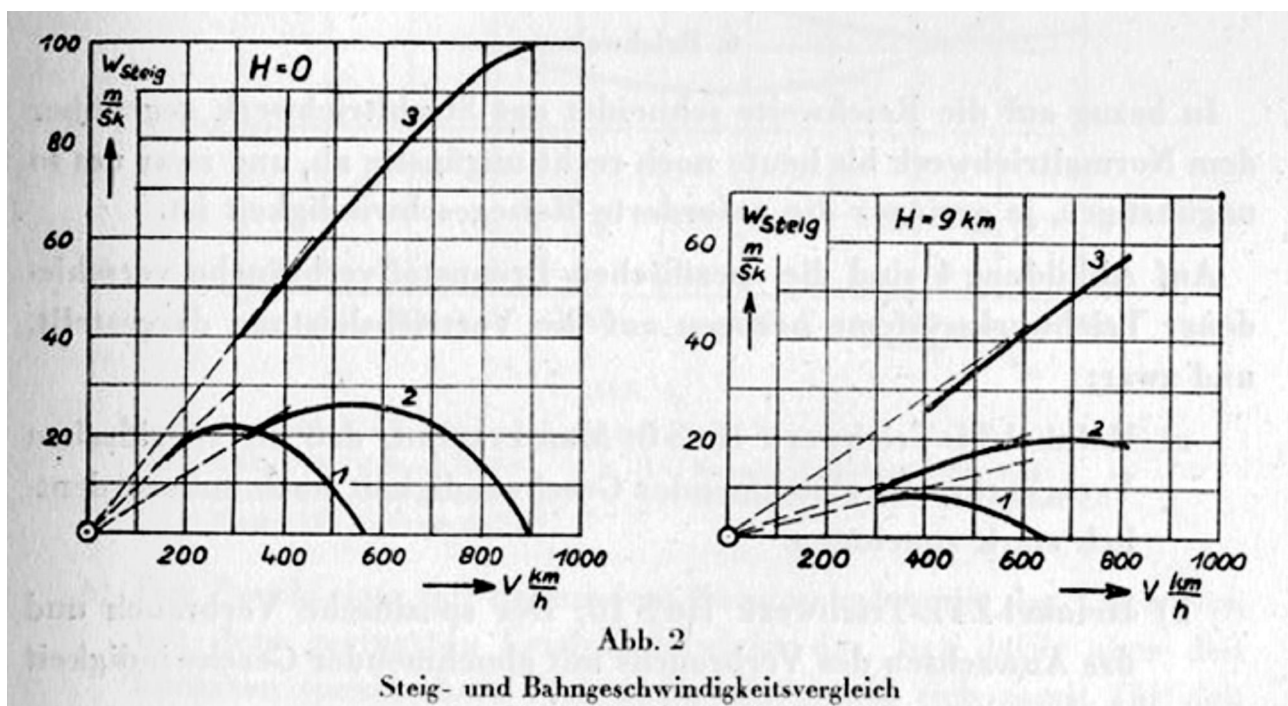
Na-t stí jsou pro pořadované v t-í rychlosti nutné beztak velké tahy v pom ru k velikosti letounu. Naproti tomu existuje možnost krátkodob zvý-ít startovací tah, ov-em za cenu zvý-ené spot eby paliva.

-str. 84-

Proto doporu ujeme k dosaření nejen vy-ího startovacího tahu, ale také stoupavosti, v novat tomuto nejvy-í pozornost. V t-inou m ře být se zvý-ením startovacího tahu dosařen také v t-í dolet proudového letounu. Docházíme pak ov-em k novým omezením kv li rozm r m drak letoun , které jsou ovlivn ny umíst ním a nesením paliva.

### 4. Stoupavost

Podobné zvý-ení tahu, jaké bylo zmín no, je pouřitelné také pro zlep-ení stoupavosti. Dráhové rychlosti p i nejlep-ím stoupaní jsou kv li nár stu výkonu s rychlostí u proudových letoun p iblifn dvojnásobn tak velké jako u normálních letadel. P i stíhání a k odpoutání znamená toto velkou taktickou výhodu.

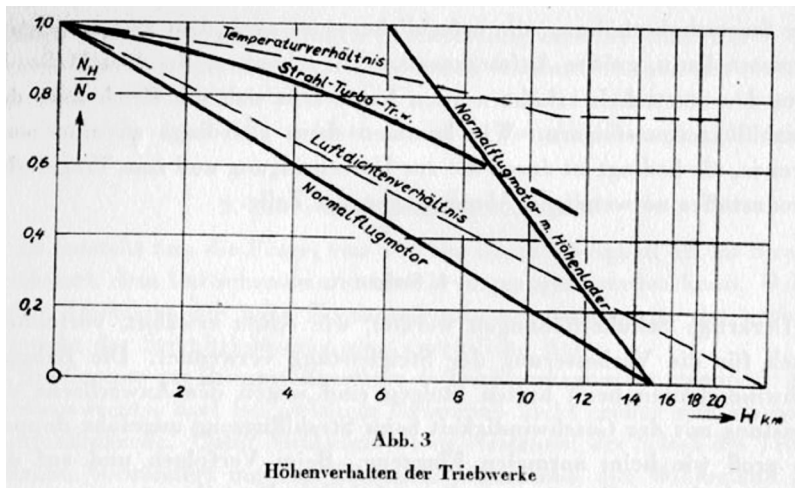


Obr. 2

### 5. Dostup

Turboproudové motory ztrácejí s vý-kou výkon z eteln pomaleji neř normální motory (obr. 3). Toto dáva podstatn v t-í maximální dosařitelnou vý-ku letounu.

-str. 85-



Obr. 3

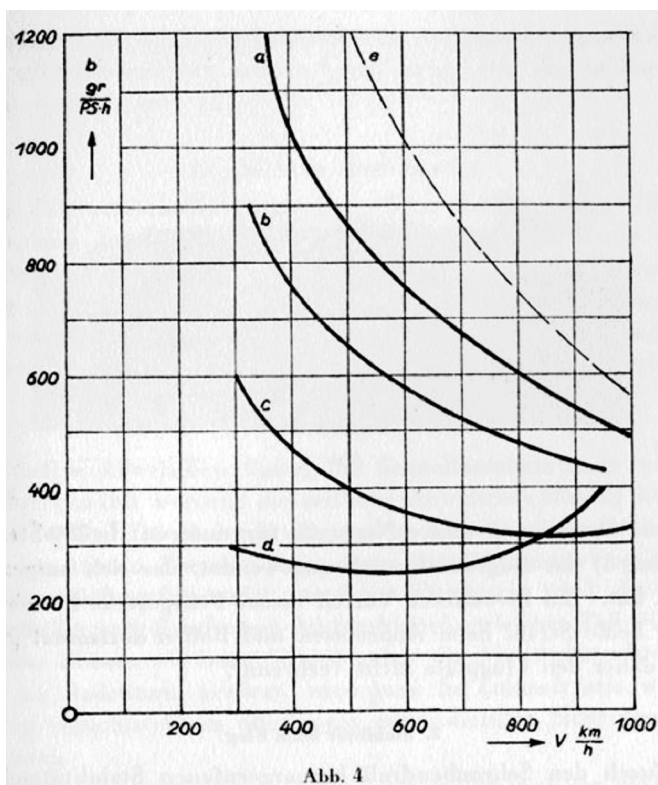
### 6. Dolet

V doletu proudový motor oproti normálnímu motoru dnes je-t p íli-neobstojí, a sice bude to tím hor-í, ím men-í je požadovaná cestovní rychlost.

Na obr. 4 jsou vyobrazeny specifické spot eby paliva r zných pohonných systém vztahené na tahový výkon, a sice:

- Heinkel v proudový motor He S 8: lze vid t, že se specifická spot eba se se snižující rychlostí je-t mimo ádn rychle zvyšuje.
- Heinkel v dvouproudový motor He S 10: specifická spot eba a nár st spot eby s klesající rychlostí je men-í.
- Heinkel v motokompresorový motor He S 50: pom ry, blííící se p i vysokých rychlostech normálnímu vrtulovému letounu.
- Normální letadlo s vrtulí: u n ho je pozoruhodný silný nár st specifické spot eby p i vy-ích rychlostech, vyvolaný zhor-ením ú innosti vrtule (srovnej s obr. 1).

-str. 86-



Obr. 4 Specifická spot eba paliva vztahená na tahový výkon (neomezený)

- e) Dvouproudový motor s p ídavným tahem znázor uje motor s menší výkonovou hmotností, má proto ale vyšší specifickou spotřebu. Hodí se proto pro šinterceptorů, jehož taktický úkol je ovšem dnes je třeba sporný.

## B. Letové vlastnosti

### 1. Stabilita při rolování

Nutné z eknutí se b řlného uspo řádání ocasních ploch p ínáí u letounu s normálním podvozkem obtížně p í startu, nebo řdrlení sm ru p í rolování je bez vrtulového proudu v t ěnou obtížné.

-str. 87-

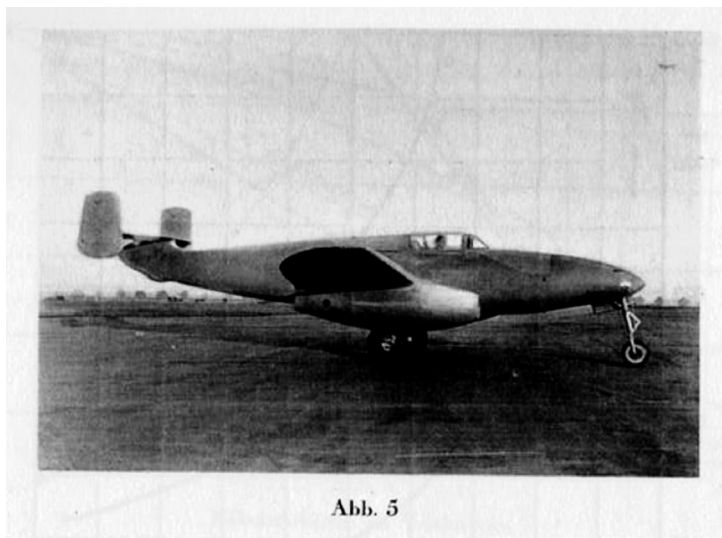


Abb. 5

Obr. 5

Pro odstran ění této nevýhody byl u proudového letounu He 280 (obr. 5) poufít p í ový podvozek, který se v ýte n osv d il. Zvlá ětní výhoda tohoto podvozku spo ívá v tom, ře je horký proud p í odbrzd ění a rolování sm ován horizontáln ě a proto není opalována letí ětní plocha.

### 2. Stabilita při letu

Potíře se stabilitou, zavin ěné rotací vrtule u normálního letounu, a nep řznivý vliv p ídání plynu na stranové vyvážení p í startu se u proudového letounu nevyskytují. S tímto související nejistota p í odlepení u ocasních ploch zaniká.

### 3. Zpomalení letové rychlosti

Zatímco u vrtulového letadla je p í ubrání plynu v t ěnou dosafen pofladovaný brzdící ú ěnek díky odporu vrtule, u proudového letounu se toto brzd ění nevyskytuje. Brzdící klapky nebo podobná za řizení mající podobný ú ěel, letoun krátce p ed manévrem rychle zpomalí, nebudou pravd podobn nutné. U prototypu He 280 jsme uplatnili klapky na zp sob brzd p í st emhlavém letu, které mají p íblifn ě stejný brzdící ú ěnek, jako vrtule p í ubrání plynu. Zda m ře být v budoucnu od t chto brzd upu ět no, závisí na taktických zkou ěkách letadla.

-str. 88-

## C. Taktické možnosti

í í í í .

## F. Požadavky na konstruktéry motor

Akoliv má proudový motor oproti normálnímu dnes ufl v mnohých bodech p evahu, je je-t p i p edpokladech jejich úsp –ného nasazení nutná ada dal-ích zlep-ení:

1. Zásadní snížení spot eby paliva, obzvlá-t p i -krcení motoru.
2. Vy-í p ídavný tah pro start a stoupavý let p i minimálním dodate ném nár stu rychlosti.
3. Snížení zpořd ní a spolehlivost regulace jako u normálního motoru.
4. Zabrán ní námrazy.
5. Zamezení exploze p i zni ení rotujících ástí.

## G. Zpráva o proudových letounech He 178 a He 280

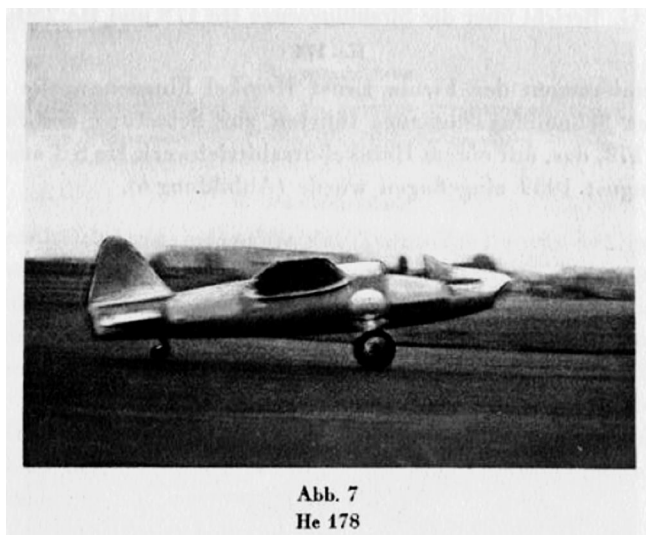
### He 178

Úsilí firmy Letecké závody Ernsta Heinkela v oblasti stavby rychlých letoun vedla k vytvo ení proudového letounu He 178, vybaveného proudovým motorem Heinkel HeS 3, který vzlétnul 27. srpna 1939 (obr. 6).



-str. 93-

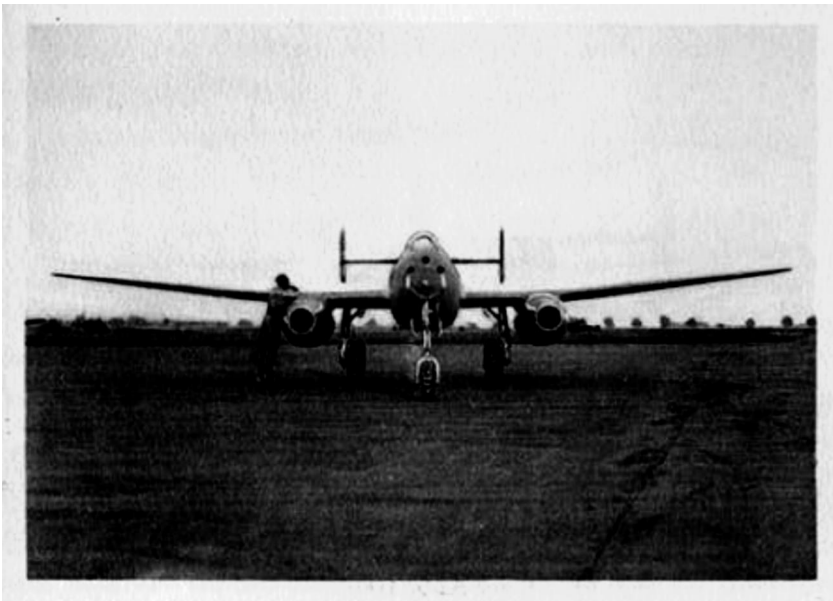
Tento model nebyl dále vyvíjen, nebo ulofení motoru v trupu (jak jsem se jifl d íve zmínil) p iná-elo r zné nevýhody. Krom toho neodpovídalo zadání úkol pro tento pokusný letoun vojenským požadavk m. P ece jen m l v-ak tento letoun mnoho zásluh - poprvé na sv t uskute nil let s íst proudovým pohonem (obr. 7).



Zmíná hodnota je je-t v tom, že volba zástavby motoru do trupu vývoj proudového motoru velmi nepříznivě ovlivnila. Musel být totiž z principiálních důvodů co nejkratší, zatímco na malý průměr nemusel být brán žádný zvláštní zeta, nebo přes trup s ohledem na umístění pilota před motorem nemohl být vytvořen příliš malý. Z těchto požadavků vznikl prototyp motoru HeS 3 a HeS 6, u nichž kompresor a turbína k sobě těsně přiléhaly a u spalovací komory byla umístěna vně kolem kompresoru.

## He 280

V létě 1939 započal vývoj stíhacího letounu He 280 byl plně v souladu s vojenskými požadavky, například se zřetel na pevnost, výzbroj, protlakovou kabinu, atd. (obr. 8).



-str. 94-

Protože se starší motor HeS 6 pro umístění pod křídla v důsledku svého velkého průměru nehodil, byl současně zahájen vývoj nového proudového motoru HeS 8, u něhož byla umístěna spalovací komora mezi kompresorem a turbínou, aby se průměr co nejvíce zmenšil. Zejména byla také přístrojová část dle požadavků konstrukce letounu. Tento letoun měl následující hlavní parametry:

Plocha křídla  $F=21,5 \text{ m}^2$ ,  
Hmotnost  $G=4,0 \text{ t}$ ,  
Výzbroj v přední části MG 151,  
Rychlost  $v_{\max}$  u země = 900 km/h.

Drak letadla byl oproti očekávání hotově níže než motory, protože u něho nedošlo k vývojovým potížím, jejichž zdržení způsobily válečné poměry. Aby se mohly zkoušky draku provést u prvního motorového letu, byl letoun asi 20krát vytažen pomocí He 111 do výšky 4000 m a zkoušen během tažení i následném klouzavém letu. Oba obrázky 9 a 10 ukazují letoun v klouzavém letu krátce před přistáním.

-str. 96-

Přeložil: E. Dokoupil