

PŘIHLÁŠKA VYNÁLEZU

zveřejněná podle § 31 zákona č. 527/1990 Sb.

(21) Číslo dokumentu:

2012-240

(13) Druh dokumentu: **A3**

(51) Int. Cl.:

B64C 15/12 (2006.01)

B64C 1/00 (2006.01)

B64C 23/00 (2006.01)

(19)
ČESKÁ
REPUBLIKA



ÚŘAD
PRŮMYSLOVÉHO
VLASTNICTVÍ

(22) Přihlášeno: **06.04.2012**

(40) Datum zveřejnění přihlášky vynálezu: **16.10.2013**
(Věstník č. 42/2013)

(71) Přihlašovatel:

Plešek Milan Ing., Postupice, CZ

(72) Původce:

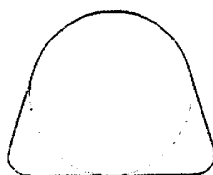
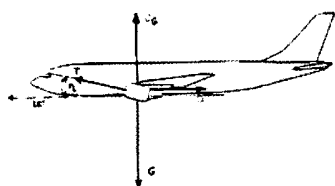
Plešek Milan Ing., Postupice, CZ

(54) Název přihlášky vynálezu:

Motorový dopravní letoun

(57) Anotace:

Motorový dopravní letoun má motory zavěšeny pod křídlem pod úhlem (η) šikmo tak, aby při ustáleném vodorovném letu působila jejich propulzní síla (T) šikmo vzhůru tak, aby letoun letěl s nejmenším možným čelným odporem. Tento motorový dopravní letoun má také tvar trupu s vysokým aerodynamickým odporem proti opadání a nízkým čelným aerodynamickým odporem.



CZ 2012 - 240 A3

Motorový dopravní letounOblast techniky

Vynález se týká dopravních letounů vícemotorových, u nichž jsou motory posazeny pod křídlo pod určitým úhlem směřujícím jejich tah šikmo vzhůru. Tento úhel je odvozen od klouzavosti letounu. Letoun proto může v ustáleném režimu letu letět s křídly a trupem s nulovým úhlem náběhu, tedy s nejmenším možným čelným odporem a tím i nejmenší spotřebou paliva. Trupu takto letícího letounu lze proto dát tvar s vyšším odporem proti opadání i při velmi malém čelném odporu a ještě více snížit jeho spotřebu paliva.

Dosavadní stav techniky

Od samého počátku létání je za podstatu „nepadání“ letounu těžšího vzduchu označován vztlak, tedy jakási zvedací síla. Tento přístup navazuje na Archimédův zákon, kdy autor vztlakem označil nadnášení tělesa ve vodě. Podobně přistupovali letci při výkladu možnosti létání v balonech a vzducholodích, jejichž náplní je teplý vzduch nebo jiný plyn lehčí vzduchu. V obou případech šlo o vztlak hydro- resp. aerostatický, působící zvedací silou na tělesa i za klidu.

Když před více než sto léty dokázali bratři Wrightové, že na motorovém letadle lze docela dobře létat i když je těžší vzduchu, bylo potřeba fyzikálně i technicky vysvětlit podstatu létání. Postupně tak bylo představeno několik teorií, které umožňují létání vysvětlit pomocí vztlaku aerodynamického L , neboť v tomto případě působí pouze na letouny v pohybu. Ve všech úvahách o podstatě létání letounů těžších vzduchu se vychází z představy proudnic, tedy čar vyjadřujících směr proudění vzduchu podél křídla s určitým vypuklým profilem.

Většina soudobých učebnic fyziky vysvětluje vztlak v rozdílné rychlosti obtékání horní a dolní plochy křídla. Podél vypuklejší horní plochy vzduch proudí rychleji, aby dostihl svého bývalého souseda právě za odtokovou hranou. Potom podle Bernoulliho zákona musí vznikat zespodu větší tlak na křídlo než na horní. Právě tento tlak je vztlakem nadnášejícím křídlo.

Jiné výklady využívají sice rovněž asymetrie proudění kolem obou ploch křídla, ale za zdroj vztaku považují Newtonovu reakci vzduchu na nutnost více ohýbat proudnice při obtékání horní plochy. Tuto teorii vztaku vyznává i jedna z největších autorit v oblasti letectví, americká NASA. Na jejich stránkách jsou uvedeny velmi ilustrativní simulace, jak takto odvozený vztlak narůstá neomezeně se čtvercem rychlosti letounu. Podle této teorie vztaku letoun při startu nabere tak vysokou rychlost, že vztlak dosáhne a převýší tíhu letounu G a ten může stoupat.

Při hledání optimálního profilu křídla již tehdy používali Wrightové aerodynamický tunel, ve kterém testovali části křídel zavěšená na kloubovém závěsu umožňujícím měřit aerodynamický odpor D (síla působící proti směru proudu vzduchu) a vztlak (síla působící kolmo na směr proudu) v závislosti na rychlosti proudění vzduchu. Dokázali tak, že důležitým parametrem režimu letu je úhel náběhu. Je to úhel, pod kterým má letoun nakloněnou spodní rovnou plochu křídla. Podle výsledků z aerodynamických tunelů vyplývá, že vztlak roste s úhlem náběhu. Proto letadla při svých režimech letu s tímto úhlem počítají. A při ustáleném vodorovném letu si cestující mohou všimnout, že letoun je vždy mírně skloněn předkem vzhůru. Tento náklon souvisí s úhlem náběhu a tedy požadovaným vztlakem. Obr. 1 v příloze demonstruje vektorové rozložení sil při ustáleném vodorovném letu podle teorie vztaku.

Vztlak se postupně stal důležitým atributem nejen pro vysvětlování příčin létání, ale i pro návrh letounů, konstrukci různých částí letadel, zejména křídel. Jako jeden z prvních patentů lze uvést řešení bratrů Wrightů USP 821.393 používající změny vztaku zkrucováním konců křídel a tím možnosti zatáčení a tedy řízení letounu. Od těch dob byly jen v USA podány tisíce patentů obsahujících v textu kombinaci slov „lift plane“ a týkajících se nějakým způsobem vztaku letounů. Postupně se objevila celá řada návrhů zvětšujících vztlak, neboť vyšší vztlak by přinášel nižší nároky na pohonné jednotky a tím úspory paliva.

Rovněž v ČR bylo uděleno několik patentů týkajících se vztaku. Zatímco H. Junkers se ještě věnoval omezení čelního odporu a tím údajně vztlak zvyšoval (CZP 14 986), O. Haller se již pokoušel zvýšit vztlak pomocí vrtulí ofukujících pomocná křídla (CZP 15 686). Z mnohem mladších patentů lze zmínit J. Malíka, který navrhl odsávat vzduch z mezní vrstvy plochy křídla (CZP 120 667) a konečně myšlenku J. Sattlera, který pro zvýšení vztaku navrhl profil se dvěma či více konvexními vrcholy na horní ploše (CZP 295 938).

Při zvyšování vztlaku pomocí větších úhlů náběhu ovšem roste i čelný odpor a zvyšuje se spotřeba paliva. Proto se obvykle při startu a přistání volí použití tzv. vztlakových klapek, které zvětšují půdorysnou plochu křídel a navíc zakřivují profil křídla. Zkoušky v tunelu potvrdily, že takto zakřivený profil křídla sice má i vyšší čelný odpor, avšak pozitivní zisk vztlaku převládá. Pro ustálenou část letu se potom klapky zasunou a podstatná část letu probíhá s co nejmenším čelným odporem. Pro dopravní letouny je charakteristickým režimem ustálený vodorovný let. V něm se letoun nachází po 90% doby letu, zbytek jsou start a přistání. Z hlediska spotřeby paliva je proto právě vodorovný let rozhodujícím režimem.

Zásadním nedostatkem letounů konstruovaných v duchu teorie vztlaku je proto nutnost létat v kladném úhlu náběhu, aby byl vůbec možný motorový let v ustáleném režimu. Kladný úhel ovšem vystavuje celou spodní plochu křídla i trupu vzduchu a tím zvyšuje čelný odpor letounu. Zvýšený čelný odpor znamená zvýšenou spotřebu paliva v ustáleném režimu.

Podstata vynálezu

Uvedené nedostatky a nevýhody odstraňuje vícemotorový letoun konstruovaný na základě odlišné představy o podstatě létání v klidném vzduchu. Takový vzduch nemá žádné proudnice obtékající křídlo a celý letoun. Představíme-li si let křídla dopravního letadla v ustáleném režimu vodorovného letu, tak křídlo znova a znova vstupuje do nehybného vzduchu. Ten před ním ustupuje svým vlastním pružným stlačením a tedy s určitým tlakem na povrch letounu. Po průletu křídla i trupu se vzduch vrátí na své původní místa. Nikam neproudí a nemá tedy žádné proudnice.

Letoun tedy neletí proto, že má vztlak zajišťovaný proudícím vzduchem. Letí proto, že má mnohonásobně větší aerodynamický odpor proti opadání D_G než čelný odpor ve směru letu D . Právě proto v bezmotorovém letu neпадá svisle dolů, ale klouže k zemi šikmo pod malým úhlem. V optimálním režimu letu o maximální klouzavosti letí letoun pod úhlem η . Takový režim letu se vyznačuje tím, že aerodynamický čelný odpor je v dané chvíli nejmenší možný.

Pokud chceme pokračovat v letu vodorovně, musíme natočit motory na křídle pod úhlem η směrem vzhůru. Potom letoun přestane klouzat dolů a letí ustáleně vodorovně. A to s nulovým úhlem náběhu a tedy minimálním čelným odporem. Vektorové rozložení sil je uvedeno na Obr.2. Takový vodorovný ustálený let se projeví v úspoře paliva oproti letounům létajícím s kladným úhlem náběhu.

Důležitým aspektem takové podstaty letu je dále poznatek, že odporu proti opadání celého letounu se účastní nejen křídlo, ale i trup a ocasní plochy. Plocha trupu u běžných dopravních letounů činí asi třetinu celkové půdorysné plochy, takže jeho příspěvek k celkovému odporu proti opadání je poměrně významný.

Let dopravního letadla s motory směřujícími jejich tah šikmo vzhůru pod úhlem η přináší ještě další výhodu. Pokud dáme trupu v jeho spodní části tvar rovné plochy nebo dokonce konkávní výduti, může jeho odpor proti opadání výrazně vzrůst. A protože letoun letí s nulovým úhlem náběhu, může mít takový letoun zachován velmi malý čelný odpor. Takový letoun má proto menší spotřebu paliva, neboť jeho odpor D_G je výrazně vyšší ve srovnání s běžným trupu kruhového nebo oválného tvaru.

Příklady provedení vynálezu

V následujících příkladech je úhlem η rozuměn úhel odpovídající úhlu kluzu v režimu letu s maximální klouzavostí.

Příklad 1

Dvou nebo vícemotorový dopravní letoun tradičních tvarů trupu má motory zavěšeny (fixně nebo stavitelně) pod křídlem pod úhlem η tak, aby propulzní síly motorů směřovaly poněkud šikmo vzhůru při ustáleném vodorovném letu. V tomto režimu letu má letoun nejmenší možný čelný odpor a přitom letí ustáleně vodorovně. Protože v tomto režimu letí letoun s nulovým úhlem náběhu, je jeho čelný odpor o asi 4% nižší než je tomu v dosavadním režimu letu s nynějším obvyklým úhlem náběhu kolem 3° . Úspory paliva budou činit rovněž kolem 4%.

Příklad 2

Vícemotorový dopravní letoun podle příkladu 1, avšak mající tvar trupu v řezu podle obr. 3. Plocha trupu činí u obvyklých dopravních letounů jednu třetinu celkové půdorysné plochy, pokud nezapočítáme plochu korespondující s centroplánem, to znamená plochu protínání křídla a trupu. Potom letoun s průřezem trupu podle obr. 3 bude mít součinitel odporu proti opadání vyšší o 29% než letoun podle příkladu 1. Letoun poletí s nulovým úhlem náběhu, proto se plochá spodní strana prakticky vůbec neprojeví na čelném odporu. Úspory paliva budou činit kolem 20%.

Příklad 3

Vícemotorový dopravní letoun podle příkladu 1, avšak majícím tvar trupu v řezu podle obr. 4. Letoun s trupem tohoto průřezu bude mít součinitele odporu proti opadání o 33% vyšší úspora paliva tak bude činit až 25%.

Příklad 4

Vícemotorový dopravní letoun podle příkladu 1, mající stavitelné odporové klapky na trupu podle obr. 5. Podle velikosti klapek bude mít letoun po jejich otevření součinitel odporu proti opadání až o 40% vyšší. Úspory paliva budou tedy činit až 30%.

Příklad 5

Vícemotorový dopravní letoun podle příkladu 1, mající pevná trupová podélná křídélka podél téměř celého trupu podle obr. 6. Podle jejich rozpětí bude zvýšení odporu proti opadání celého letounu o 15 až 30% vyšší. Úspory paliva budou tedy činit 10 až 20%.

Přehled obrázků na výkresech

Obr.1 Vektorové rozložení sil dopravního letounu podle teorie vztlaku při ustálené vodorovném letu

Obr.2 Vektorové rozložení sil dopravního letounu uspořádaného podle předmětu vynále: při ustáleném vodorovném letu podle příkladu 1

Obr. 3 Tvar trupu v řezu podle příkladu 2

Obr. 4 Tvar trupu v řezu podle příkladu 3

Obr. 5 Tvar trupu v řezu podle příkladu 4

Obr. 6 Tvar trupu v řezu podle příkladu 5

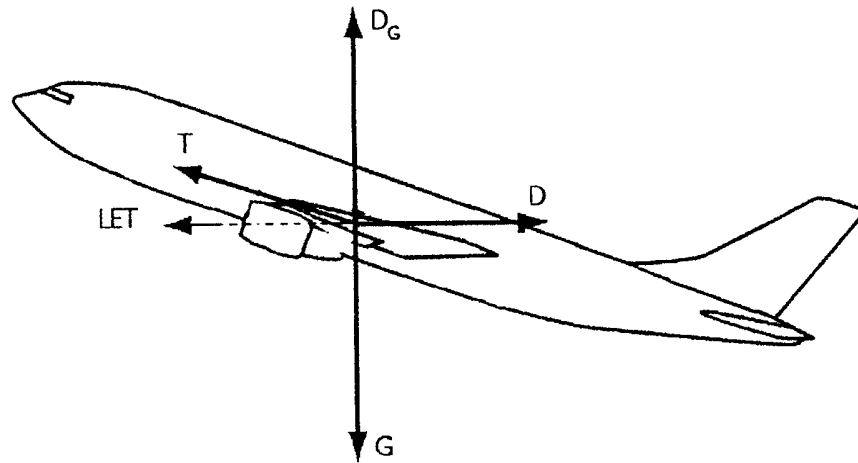
PATENTOVÉ NÁROKY

1. Motorový dopravní letoun, v y z n a č u j í c í s e t í m, že má motory zavěšeny pod křídlem šikmo tak, aby při ustáleném vodorovném letu působila jejich propulzní síla šikmo vzhůru tak, aby letoun letěl s nejmenším možným čelným odporem .
2. Motorový dopravní letoun podle nároku 1, v y z n a č u j í c í s e t í m, že má tvar trupu s vysokým aerodynamickým odporem proti opadání a nízkým čelným aerodynamickým odporem.

1/4

06-04-12
PV2012-240

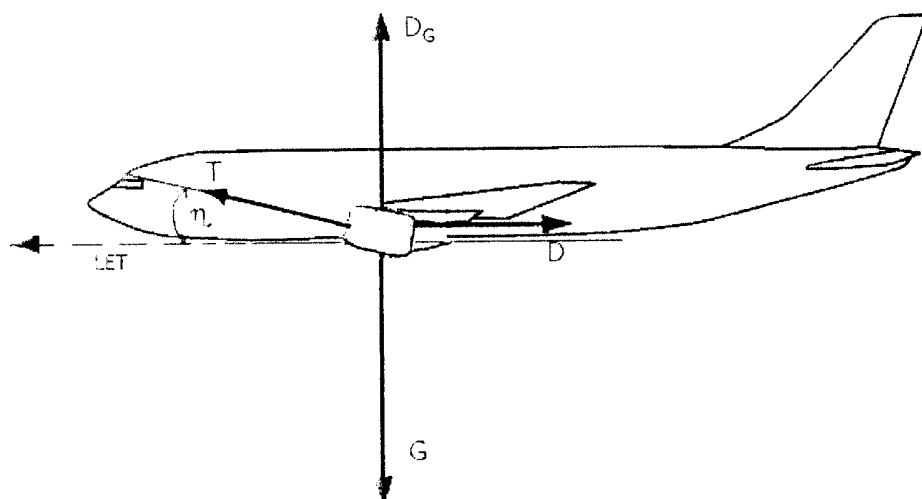
Obr.1



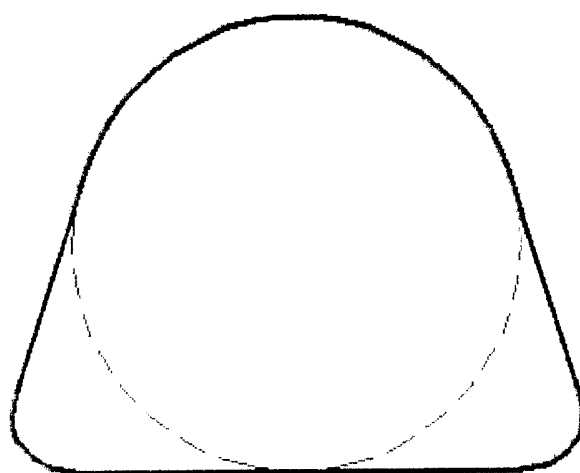
2/4

06.04.12
PV2012-240

Obr.2



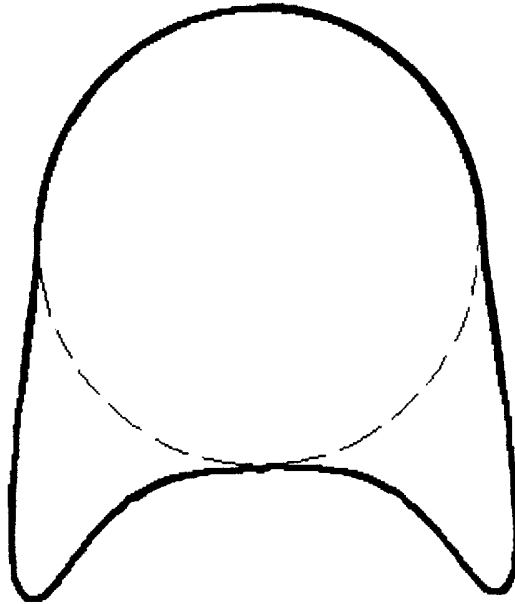
Obr.3



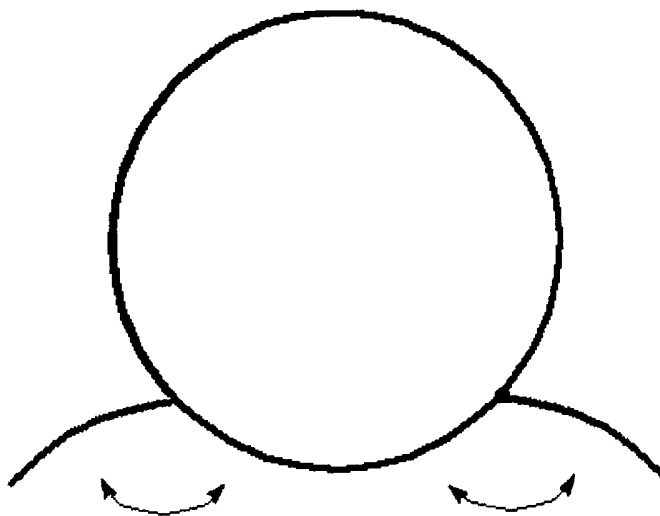
3/4

06.04.12
PV2012-240

Obr.4



Obr.5



4/4

06.04.12
PV2012-240

Obr.6

