

ELIPTICKÉ KŘÍDLO NA ULTRALEHKÉM LETOUNU

"ELLIPSE SPIRIT"

Je všeobecně známo, že z hlediska indukovaného odporu a efektivního využití plochy křídla je eliptický půdorys křídla optimálním řešením. Důkazem jsou letadla, u jejichž návrhu zvolili konstruktéři tuto poněkud strastiplnější cestu, aby jim umožnili dosažení těch nejvyšších výkonů. Ne nadarmo se tato křídla vyskytla u rychlostních speciálů a u stíhaček. Ve své době, kdy byly běžné dřevěné a kovové konstrukce, byla výroba eliptického křídla velký technologický problém. Ale jak je tomu dnes? Je technologie opravdu tím jediným problémem použití eliptického křídla nebo za tím vězí ještě něco víc? Následující text se těmito otázkami bude zabývat.

Technologie

Začneme tedy technologií. Povrch eliptického křídla není tvořen přímkovou plochou, ale plochou zborcenou (neboli plochou dvojí křivosti). To klade vysoké nároky na výrobu nejen potahu křídla (lisování panelů, složité ohýbání v obou směrech atd.), ale i jeho dalších částí (např. nosníku, jehož pásnice jsou zakřivené). Jednoduše se dá říci, že na eliptickém křídle není rovné vůbec nic. To se projeví kromě zmíněných vysokých nároků na výrobu také mnohem náročnější kontrolou správnosti tvaru křídla.

V dnešní době jsou však dostupné CNC technologie a laserová měřicí zařízení a ve spojení s kompozitními materiály tak máme k dispozici silné nástroje, které umožňují vyrobit eliptické křídlo mnohem snadněji, než tomu bývalo dříve. Je ale samozřejmé, že i dnes bude výroba takového křídla o něco náročnější než výroba křídla obdélníkového nebo lichoběžníkového.

Geometrie

Jak již bylo nastíněno, složitý geometrický tvar křídla způsobuje spoustu dílčích problémů, na které narážíme neustále v celém průběhu návrhu, konstrukce a výroby. Jako příklad lze uvést ztenčující se tloušťku odtokové hrany směrem ke konci křídla (z praktických důvodů je vhodnější ji mít konstantní) nebo fakt, že teoretická osa otáčení křidélek nebo osa, kolem které se vysouvá vztlaková klapka, mohou být i prostorové křivky. Náhrada takové křivky přímkou (jinak by nešlo klapku vysunout) způsobí, že optimální poloha klapky je v tomto případě dodržena pouze v (maximálně) dvou jejích řezech a tím pádem klesá i její účinnost.

Na druhou stranu má eliptické křídlo díky své geometrii příhodné rozložení hmotnosti podél rozpětí nebo i to, že zmíněná zborcená plocha křídla bude mít pravděpodobně lepší tvarovou stabilitu než plocha přímková, což může vést k úsporám hmotnosti při dimenzování konstrukce křídla.

Rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí křídla

je velmi důležité

Kolem rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí se točí veškeré problémy související s aerodynamikou křídla s eliptickým půdorysem. Konstantní průběh rozložení je ideální z hlediska indukovaného odporu a křídlo je beze zbytku efektivně využito (obr. Cista_elipsa.jpg). Z praktického

pohledu je ovšem nutné zajistit správné a předvídatelné chování letadla a tedy vytvořit jistou rezervu součinitele vztlaku v oblasti křídélka, která bude zaručena ve všech letových konfiguracích. Rezervu součinitele vztlaku určíme z rozdílu maximálního místního profilového součinitele vztlaku a součinitele vztlaku v daném místě, který je určen rozložením součinitele vztlaku podél rozpětí. Průběh tohoto rozložení získáme například pomocí Glauertovy metody.

Řekněme si něco o chování rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí křídla. Pokud pracujeme s linearizovaným problémem (což Glauertova metoda je), křivka rozložení součinitele vztlaku je výsledkem superpozice jednotlivých složek. Máme tedy rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí. Ostatní složky modifikují průběh této křivky, ale mají charakter nulového rozložení. To znamená, že jejich integrace podél rozpětí dá nulový celkový přírůstek součinitele vztlaku. Nebo jednodušeji – plocha reprezentující přírůstek součinitele vztlaku je rovna ploše, která reprezentuje úbytek součinitele vztlaku. Tím, co mění tvar rozložení součinitele vztlaku, je například lineární změna daná geometrickým zkroucením.

První problémy na sebe nenechají dlouho čekat. Pokud budeme uvažovat čistou letovou konfiguraci nezkrouteného eliptického křídla (geometricky ani aerodynamicky), tak rozložení součinitele vztlaku a maximálního profilového součinitele vztlaku po rozpětí budou shodné. Rezerva součinitele vztlaku na křídélkách je tedy nulová a k odtržení proudění by mělo dojít naráz po celém rozpětí křídla. Ve skutečnosti je situace ještě o něco horší, protože jsme zatím neuvažovali vliv Reynoldsova čísla. Je známo, že se zvyšujícím se Reynoldsovým číslem se zlepšují prakticky všechny vlastnosti profilu, tedy i součinitel vztlaku a kritický úhel náběhu, které jsou v tomto případě podstatné. Při uvažování vlivu Reynoldsova čísla, které se směrem ke konci křídla snižuje, se tedy stejným způsobem zhoršují i vlastnosti profilu a je pravděpodobné, že k odtržení proudění dojde nejdříve v oblasti křídélka, což je z hlediska ovladatelnosti letounu nežádoucí.

Nejhorší situace nastává v přistávací konfiguraci (obr. Vysunuta_klapka.jpg). U eliptického půdorysu je právě vlivem konstantního rozložení součinitele vztlaku po rozpětí způsobeno, že mimo vztlakovou klapku toto rozložení jen velmi neochotně klesá, což způsobuje překročení místního maximálního profilového součinitele vztlaku mimo klapku a tím i odtržení proudění v těchto místech. Další negativní vliv zde má trup. Jelikož pod trupem často není umístěna vztlaková klapka, pak hodnota součinitele vztlaku u klapkového rozložení má možnost klesat nejen v oblasti křídélka, ale také v oblasti trupu. To bohužel zhoršuje situaci na křídélku, protože pokud by vztlaková klapka byla i pod trupem, na křídélkách by došlo k mnohem výraznějšímu poklesu křivky hodnoty součinitele vztlaku vlivem klapkového rozložení.

Tím se dostáváme k dalšímu problému. Abychom dokázali na křídélku snížit hodnotu součinitele vztlaku od rozložení pod úroveň maximálního součinitele vztlaku profilu, nemůžeme použít příliš účinnou klapku, která má velký přírůstek součinitele vztlaku proti čistému profilu. A jelikož se křídlo navrhuje podle minimální rychlosti, potom je nutné zvýšit plochu křídla, aby bylo možné dosáhnout potřebného vztlaku pro požadovanou minimální rychlost. To se samozřejmě negativně projeví na maximální rychlosti, při které je třecí odpor omočené plochy letadla (tedy i křídla) rozhodující složkou celkového odporu.

Abychom mohli zajistit rezervu součinitele vztlaku v oblasti křídélka, můžeme použít různé prostředky. Jedním z nejjednodušších je kroucení křídla. To může být buď geometrické (koncový profil má nižší úhel nastavení vůči profilu kořenovému) nebo aerodynamické (na konci křídla je použit

profil s vyšším maximálním součinitelem vztlaku, případně s vyšším kritickým úhlem náběhu). Často to bývá kombinace obou způsobů. Dále lze modifikovat půdorys křídla tak, aby zatížení křídla bylo v daném místě nižší (např. takzvaný „psí zub“). Další možností je mechanické řešení (prostředky pro zvýšení vztlaku, symetrické výchylky křidélek nahoru apod.).

Každý takovýto zásah do eliptického křídla však bude mít za důsledek zvýšení indukovaného odporu křídla. Pak se také může ovšem stát, že složitě eliptické křídlo bude mít stejný indukovaný odpor jako vhodně navržené křídlo založené na lichoběžníku (či několika segmentů z přímkových ploch).

Zatím to tedy vypadá, že eliptické křídlo není v praxi zas tak výhodné, jak se může na první pohled zdát. Negativní důsledky volby eliptického půdorysu jsou však vhodnou kombinací různých konstrukčních prvků řešitelné a jak je vidět na reálných letadlech s eliptickým křídlem, celkem úspěšně. Následující část se bude zabývat tím, jak bylo eliptické křídlo vyřešeno na ultralehkém letounu Ellipse Spirit.

Křídlo ultralehkého letounu Ellipse Spirit

Nároky na křídlo letounu Ellipse Spirit nebyly nízké. Bylo nutné splnit stavební předpis z hlediska minimální rychlosti a přitom byla požadována vysoká cestovní rychlost. Dále bylo nutné zajistit příznivé vlastnosti křídla při přetažení, protože bezpečné letadlo je nejvyšší prioritou výrobce. A to vše se mělo realizovat na křídle eliptického půdorysu.

Hledat kompromis mezi těmito naprosto protichůdnými požadavky je velmi složité. Proto se žádný kompromis nedělal a tím se dospělo k výsledku, jímž je jedinečná koncepce, která přistupuje k řešení eliptického křídla zcela jiným způsobem.

Prvním požadavkem byla vysoká cestovní rychlost. To znamená minimalizaci odporů. A když už bylo zvoleno eliptické křídlo, bylo rozhodnuto, že není vhodné kazit to kroucením. Bylo proto ponecháno nezkroutené, čímž byl minimalizován indukovaný odpor. Nejvýznamnější složkou odporu při vysokých rychlostech je ale třecí odpor křídla, což znamená, že bylo nutné snížit plochu křídla.

Malá plocha křídla ovlivnila (ale také usnadnila) řešení druhého požadavku – minimální rychlosti. Za předpokladu, že máme nízkou plochu křídla, lze požadované minimální rychlosti dosáhnout už jen zvýšením součinitele vztlaku. Proto byla zvolena velmi účinná Fowlerova vztlaková klapka se součinitelem vztlaku 3,2.

Jak lze využít, takto ostře nekompromisní koncepce křídla musí někde způsobovat problémy. Tak tomu skutečně bylo. Ani ne tak v letové konfiguraci, kde by chování letadla nemuselo být tak tragické, ale v přistávací konfiguraci. Kombinace účinné vztlakové klapky a nezkrouteného eliptického křídla musí způsobit odtržení proudění na křídélku. A rozdíl mezi profilovým maximálním součinitelem vztlaku a součinitelem vztlaku od rozložení je skutečně vysoký. Zde to přestává být jednoduché a přímočaré, protože se zde vyskytuje několik protichůdných vlivů. Situaci trochu vylepšuje fakt, že kritický úhel náběhu profilu se vztlakovou klapkou je mnohem nižší než kritický úhel náběhu samotného profilu, čímž by k odtržení na klapce mohlo dojít dříve než na křídélku.

Vysunutá klapka zase naopak způsobuje zvýšení indukovaného úhlu náběhu na křídélkách.

Dále je nutné si uvědomit, že vztaková čára není přímka až do odtržení (Glauertova metoda je pouze lineární) a její vrchol se u samotného profilu a u profilu s klapkou může výrazně lišit.

A konečně proudění kolem křídla je trojrozměrné a kromě jiných jevů jsou zde různé koncové víry, které mohou například lokálně zabránit odtržení atd.

Bylo tedy nutné najít způsob, jakým zajistit dostatečnou rezervu součinitele vztaku na křídélku a přitom výrazným způsobem nezhorsit samotné křídlo, aby zůstaly zachovány výhody, které přináší eliptické křídlo. **Tímto řešením se stala štěrbina v náběžné hraně křídla**, umístěná v oblasti křídélka. Štěrbina, jako klasický prostředek pro zvýšení vztaku, je schopná snášet výrazně vyšší kritické úhly náběhu profilu a zároveň také poskytnout vyšší hodnoty součinitele vztaku (na rozdíl od vztakové klapky, kde dochází sice ke zvýšení součinitele vztaku, ale také k poklesu hodnoty kritického úhlu náběhu). Tím eliminuje nebezpečí odtržení proudění v oblasti křídélka, které zde hrozí právě díky nárůstu indukovaného úhlu náběhu, způsobeném vysunutou vztakovou klapkou. Kritický úhel náběhu profilu se štěrbinou je totiž vyšší než indukovaný úhel náběhu v oblasti křídélka, což je výhodné z hlediska letových vlastností.

Instalace štěrby před křídélko ve výsledku propůjčila letounu další skvělé vlastnosti, které původně vůbec nebyly uvažovány. Především křídlo získalo výborný prvek pasivní bezpečnosti, protože štěrbina, která byla navržena pro přistávací režim, samozřejmě chrání křídélko před odtržením i v letové konfiguraci s velmi velkou rezervou. Tím jsou křídélka funkční i v okamžiku, kdy je na zbývající ploše křídla utržené proudění, dokonce fungují i přímo během pádu.

Díky tomu je také letoun schopen řízeně létat na vysokých úhlech náběhu. Dále se letoun přiblížil kategorii STOL, tedy letadlům s krátkou délkou vzletu a přistání.

Otázkou ještě zůstává, jestli štěrbina nemá příliš vysoký součinitel odporu, který by veškeré předchozí výhody znehodnotil. Nárůst součinitele odporu je nevyhnutelný, ale jeho celkový vliv na odpor křídla není příliš výrazný. Je důležité si uvědomit, že veškeré součinitele odporu se přepočítávají na celkovou plochu křídla a tedy i plocha oblasti křídla se štěrbinou, která je jen určitým zlomkem celkové plochy křídla, přispívá k celkovému odporu letounu jen svou poměrnou částí. Dále je absolutní hodnota součinitele odporu profilu se štěrbinou v cestovním režimu jen o něco málo vyšší než součinitel odporu čistého profilu. Díky tomu je pokles maximální rychlosti letounu v horizontu vlivem štěrby pouze v řádu jednotek km/h, což bylo ověřeno letovými zkouškami.

Závěrem lze tedy říci, že se tímto ojedinělým přístupem podařilo navrhnout eliptické křídlo výjimečných vlastností, které již byly potvrzeny letovými zkouškami.

Ing. Martin Vyskočil

Použité zdroje:

Software Glauert III: VANĚK, F.; HLINKA, J. *Glauert III*. 2003, Letecký ústav VUT v Brně.

Fotografie a videozáznamy z majetku firmy A2CZ, výrobce ultralehkého letounu Ellipse Spirit.

Komentáře k obrázkům:

Obr.1 stup z programu Glauert III. Jednotlivé složky, přispívající k výslednému rozložení součinitele vztlaku podél rozpětí křídla. Příkladem je zkroucené lichoběžníkové křídlo. Slabá tmavě zelená čára vyjadřuje místní maximální profilový součinitel vztlaku. Černou barvou je rozložení součinitele vztlaku nezkrouceného lichoběžníkového křídla. Zeleně je vyjádřen příspěvek od geometrického zkroucení křídla a modře příspěvek vysunuté vztlakové klapky. Superpozice těchto složek je vyjádřena červenou čarou a zároveň je toto rozložení vykresleno při maximálním součiniteli vztlaku a malý zelený bod vyjadřuje místo, od kterého se začíná šířit odtržení proudění na křídle.

Obr.2 Vysunutá klapka.jpg:

Eliptické křídlo s vysunutou vztlakovou klapkou. Modelováno je křídlo Ellipse Spirit ve verzi UL. Obrázek popisuje situaci, kdy na křídle není umístěna štěrbina. Oblast křídla, kde červená křivka výsledného rozložení součinitele vztlaku je vyšší než místní maximální profilový součinitel vztlaku, je ta oblast, kde by mělo dojít k odtržení proudění. Oblast nalevo od vysunuté klapky patří trupu.

Obr. 3 a 4.

Snímky z videozáznamů z letových zkoušek letounu Ellipse Spirit. Oba obrázky jsou pořízeny v situaci, kdy došlo k odtržení proudění na celém křídle. Obr. 3 je běžné sériové křídlo letounu se štěrbinou. Červená čára značí hranici, kde se zastavilo šíření odtržení proudu. Část křídla od této čáry až ke konci (tedy podstatná část křídélka) je zcela viditelně chráněna před odtržením a bavlnky prozrazují normální obtékání křídla i během pádu. Obr. 4 je totéž křídlo se zakrytou štěrbinou. Odtržení na celém křídle je zcela evidentní a tento rozdíl poukazuje na to, jak velký význam zaujímá tato štěrbina v aerodynamice křídla.