

Návrh nízkorychlostného profilu krídla pre vysokovýkonný padákový klzák.

Ing. Peter Gašparovič

Katedra leteckého inžinierstva,

Vojenská letecká akadémia gen. M. R. Štefánika v Košiciach

Abstrakt:

Pri návrhu profilu pre padákový klzák je potrebné zohľadniť niektoré podmienky, ktoré sa nevyskytujú pri návrhu klasických nízkorychlostných profilov. Popísané sú hlavné kritériá a analýza návrhu pomocou softvérových systémov FLUENT a XFOIL.

Úvod

Padákový klzák je koncepcia, ktorá využíva výhody ľahkej skladnosti a prepravy padákového vrchlíku. Táto koncepcia sa využíva pri konštrukcii výsadkových a záchranných padákov, ale aj pri návrhu lietajúcich športových zariadení, ktoré sú schopné samostatného štartu zo zemského povrchu a najnovšie aj pri návrate kozmických prostriedkov na zem (viď NASA X-38). Komplikácie pri návrhu profilu pre krídlo takéhoto zariadenia vyplývajú jednak zo samotnej povahy padákového vrchlíku, ktorý je nevystuženou konštrukciou tvarovanou aerodynamickými silami. Druhou komplikáciou je netypický spôsob obtekania krídla, ktoré je tvorí tenkostennú dutinu s otvorom v nábežnej hrane. Motiváciou návrhu bolo vyvinúť profil s rovnakým výkonom (klzavosť, stúpacie číslo), ale s väčšou maximálnou rýchlosťou a lepšími pádovými charakteristikami. Návrh profilu obsahuje okrem tvaru profilu aj návrh nábežného otvoru.

Požiadavky na profil vysokovýkonného padákového klzáku

Špičku padákových klzákov tvorí kategória používaná na výkonné lietanie pri plachtení (využívanie stúpavých prúdov). Dôležité sú hlavne dva režimy: režim minimálneho opadania (využívanie stúpavých prúdov). Dôležité sú hlavne dva režimy: režim minimálneho opadania (najvyššie stúpacie číslo: $c_y^{3/2}/c_x$), a režim optimálneho klzania (najvyššia klzavosť: c_y/c_x). V praxi ide nielen o dosiahnutie čo najlepších parametrov v uvedených režimoch (opadanie, klzavosť), ale aj o "naladenie" rýchlostí (resp. rozsahov rýchlostí), pri ktorých sa využívajú tieto režimy. Konkrétne, aby sa najmenšie opadanie vyskytovalo pri čo najmenšej rýchlosti, a aby klzavosť zachovávala vysoké hodnoty pri čo najvyšších rýchlostiach. Čo sa týka minimálnej rýchlosti, v rozpore s uvedeným pôsobí požiadavka, aby sa padák „zahryzával“ do stúpavého prúdu. Znamená to, že pri nalietnutí prudkého poryvu nesmie dôjsť k veľkému nárastu vztlaku, ktorý spôsobí okamžité zakrivenie dráhy letu dohora, s následným poklesom, ale nesmie dôjsť

ani k následnému prudkému poklesu vztlaku (po odtrhnutí prúdenia) čo by stav ešte viac zhoršilo. Preto profil nesmie mať príliš veľký maximálny súčiniteľ vztlaku a mal by mať plochý vrchol vztlakovej čiary. Z bezpečnostných dôvodov je dôležitá stabilita tvaru profilu pri malých uhloch nábehu, a ľahkosť obnovenia pôvodného tvaru po náhodnom zbortení vrchlíka.

Konkrétne podmienky návrhu profilu

Pretože pri výkonnom súťažnom lietaní často rozhoduje kľzavosť pri lete proti vetru, dôraz bol kladený predovšetkým na čo najvyššiu maximálnu rýchlosť a až potom na výkony. Aby bol tvar profilu staticky určitý, je potrebné aby vo vnútri krídla bol statický tlak vyšší než na jeho vonkajšom povrchu. To vyžaduje aby sa v celom rozsahu režimov stagnačný bod nenachádzal mimo nábežný otvor. Pri maximálnej rýchlosti už malý posun stagnačného bodu na okraji otvoru spôsobuje pretlačenie nábežnej hrany dovnútra. Toto zbortenie nie je náhle, ale prejavuje sa postupným prehnutím okraja. Veľký otvor v najzakrivenejšej časti profilu spôsobuje neplatnosť podmienky obtekania obrysu, tým vytvára úplne iný profil s horším výkonom. Preto sa otvor nachádza vždy až pod najzakrivenejšou časťou nábežnej hrany a táto oblasť profilu je pri návrhu považovaná za skoro rovnú. Aby bola dosiahnutá odolnosť voči zborteniu, musí byť dosiahnutý čo najmenší posuv stagnačného bodu pri tom istom rozsahu režimov. V priebehu výpočtu sa ukázala ďalšia potrebná vlastnosť, ktorou je tuhosť odtokovej hrany a jej malé zaťaženie záporným vztlakom pri maximálnej rýchlosti. Odtoková hrana je už tak dosť zaťažená odporom riadiacich šnúr. V prípade odklonenia hrany smerom dole, musí byť zvýšenie vztlaku kompenzované znížením uhla nábehu, čo vedie k nepriaznivému posunu stagnačného bodu a následnému zborteniu nábežnej hrany.

Cyklus návrhu

Pri návrhu profilu sa používa inverzná transformácia, alebo iteračná metóda. Inverzná transformácia vypočítava tvar zo zadaného rozloženia rýchlostí po obryse, ktoré je nositeľom množstva výsledných vlastností profilu. Iteračná metóda vychádza z hotového profilu a postupnými analýzami úprav, po zmene jedného, alebo viac parametrov tvaru, sa zisťujú extrémne vyšetrovaných vlastností. Otázkou býva, ktoré parametre tvaru zvoliť ako premenné.

Návrh profilu padákového klzáku nie je veľmi vhodný na výpočet inverznou transformáciou, lebo tieto metódy sú rozpracované iba pre klasické profily s nenulovou hrúbkou (a s kontinuálnym obrysom). Inverzná metóda sa komplikovane adaptuje aj na prípady obtekania s výrazným vplyvom medznej vrstvy. Vhodnejší je preto druhý prístup. V každom prípade je potrebné zaručiť, že tvar profilu bude staticky určitý. Staticky neurčitý tvar nemusí byť uskutočniteľný a vyžaduje združenú aerodynamicko-pevnostnú analýzu.

Použitá metóda

Použitá metóda je variáciou na iteračno-analytickú metódu. Veľká časť výpočtov slúžila na zistenie toho, ktoré parametre sú relevantné pre získanie optimálnych vlastností profilu.

Zmena tvaru prebiehala ručne v CAD softvéri Rhinoceros, pretože program XFOIL spôsobil pri zmene tvaru diskontinuity na nábežnej hrane. Tvar profilu bol definovaný pomocou kubických NURBS kriviek so spojitosťou C2 a po zmene tvaru boli po obryse vygenerované body progresívne sa zhusťujúce v záujmových zónach. Prenos týchto súradníc do programu XFOIL bol zabezpečený pomocou formátu IGES a na tento účel vytvoreného filtra `igspread`, ktorý extrahoval súradnice z IGES súboru do čistého textového súboru.

Na analýzu boli použité dva diametrálne odlišné programové systémy: XFOIL 6.1 a FLUENT 5. Softvér XFOIL je založený na panelovej metóde a integrálnej metóde výpočtu medznej vrstvy, ktorý umožňuje veľmi presným spôsobom (pri porovnaní s experimentálnymi meraniami) riešiť medznú vrstvu s prechodom a obmedzenou separáciou. Umožňuje riešiť iba obtekanie okolo jednoduchého profilu s nenulovou hrúbkou. Obsahuje aj inverznú metódu. Jeho možnosti úpravy tvaru profilu sú však značne obmedzené. Softvér je voľne dostupný na adrese <http://raphael.mit.edu/xfoil/> pod GNU licenciou na používanie.

Softvér FLUENT 5 je založený na numerickom riešení Navier-Stokesových rovníc. Oproti systému XFOIL nie je obmedzený konfiguráciou objektu a umožňuje riešiť aj nestacionárne prípady obtekania. Nevýhodou je jeho neschopnosť rozlišovať prechod medznej vrstvy, čo sa prejavuje v odchýlkach predikovaného súčiniteľa odporu v rozsahu až desiatok percent. Na druhú stranu je schopný predpovedať plne odtrhnuté prúdenie, čo je naopak nedostupné pre XFOIL. Veľkou nevýhodou FLUENT-u je niekoľkokrát násobne väčšia výpočtová náročnosť.

Na základe rozboru vlastností týchto systémov bol navrhnutý tento postup návrhu:

1. analýza vplyvu nábežného otvoru na prúdenie pomocou FLUENTu
2. analýza rozsah posuvu stagnačného bodu na nábežnej hrane pri zmene uhla nábehu v závislosti na parametroch profilu. (XFOIL)
3. voľba predbežného tvaru (XFOIL)
4. zmena profilu s cieľom čo najväčšieho posunutia stagnačného bodu smerom dole pri zadanom súčiniteli vztlaku (XFOIL)

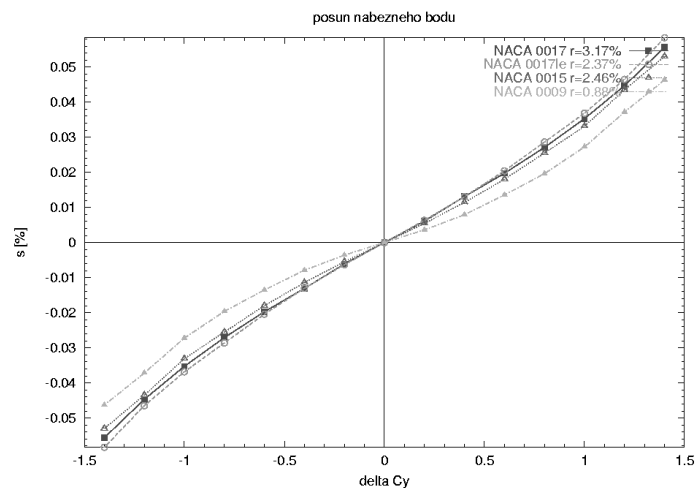
1.krok:

Pri analýze pomocou FLUENTu sa nedarilo dosiahnuť konvergenciu stacionárneho prúdenia. Problém spôsobil výpočet zabrzdeného prúdenia v dutine. Model bol veľmi náchylný na vznik zvukových vln v dutine, takže prúdenie sa muselo počítať ako nestacionárne. V skutočnosti sú vlny úplne tlmené pružným poťahom, ale taký výpočet by vyžadoval združenú aerodynamicko-statickú analýzu, alebo zavedenie umelého tlmenia v riešených rovniach. Jeden poznatok z toho ale vzišiel, a to - že v dutine nie je možné dosiahnuť hodnotu celkového tlaku vonkajšieho prúdu. Z experimentálnej aerodynamiky sú známe rôzne charakteristiky sond celkového tlaku, ale tento jav sa tu prejavuje len veľmi málo kvôli miniatúrnym rozmerom dutiny. Na profile padákového profilu má však nábežný otvor veľké rozmery, takže sa v ňom vyskytujú pomerne veľké rýchlosti a teda aj nižší statický tlak. Kvôli uvedeným problémom s výpočtom stacionárneho prúdenia sa nepodaril zistiť ani tvar rozhrania medzi vonkajším nabiehajúcim prúdom a vnútornou hmotou vzduchu. Pre potreby návrhu je však vhodné nahradiť toto rozhranie len mierne zakriveným

obrysom, plynule nadväzujúcim na okraj nábežného otvoru. Predpokladalo sa, že takýto tvar povrchu sa najviac blíži podmienke skutočného rozhrania s chýbajúcou medznou vrstvou.

2.krok:

Na analýzu parametrov, ktoré majú vplyv na veľkosť posuvu stagnačného bodu, boli vybrané profily štvormiestnej rady NACA. Tieto profily sú popísané funkciou, takže bolo ľahké postupne meniť vybrané parametre: hrúbku, polomer nábežnej hrany, prehnutie. Bola sledovaná veľkosť posuvu stagnačného bodu po obryse (vyjadrená v % hĺbky profilu) pri zmene c_y . Zistilo sa že najpomalší postup stagnačného bodu je práve v okolí priesečníku strednej krivky s obrysom a to bez ohľadu na parametre profilu (prvý obr.). Preto bol tento bod vybraný za spoločný stred grafu. Ďalej bolo zistené, že zakrivenie profilu vôbec neprispieva k zmene tejto charakteristiky. Najmenší posuv nastáva u tenkých profilov. Pretože s hrúbkou profilu sa mení aj polomer nábežnej hrany, pri profile NACA 0017 bola vykonaná modifikácia so zmenšením polomeru, ale prekvapujúco to viedlo k väčšiemu posuvu. Takže z tohto pohľadu je ideálny profil čo najtenší s čo najväčším polomerom nábežnej hrany.



3.krok:

Pri predbežnom návrhu tvaru profilu bola využitá analýza existujúceho profilu. S konštrukčných dôvodov bola zvolená 19% hrúbka (zmenšenie počtu nosných šnúr). Nový profil nemal mať tak vysoký súčiniteľ vztlaku (1.3 pri $Re=1\text{mil.}$), preto bola iteračno-inverzným spôsobom upravovaná distribúcia rýchlostí na povrchu prednej časti s cieľom skoršej destabilizácie medznej vrstvy. To sa priaznivo odrazilo aj v plochšom vrchole vztlakovej krivky. Nábežná hrana bola tvarovaná tak, aby bola pomerne krátka, mala strmú spodnú časť a pomerne veľký polomer. Dôvodom bolo konštrukčne zaručiť väčšiu statickú určitosť a vytvoriť si jednoducho zakrivený priestor pre umiestnenie nábežného otvoru. Väčšina pozitívneho prehnutia profilu bola sústredená do prvých 30% hĺbky. Zadná časť strednej krivky bola rovná. Kvôli

neskorším úpravám s touto časťou, bola hrúbková funkcia volená tak, aby mal profil dostatočne konvexné zakrivenie.

4.krok:

Na iteračné zmeny tvaru sa využil hlavne tvar strednej krivky profilu. Záporným prehnutím v zadnej časti sa posúval stagnačný bod smerom dole (pri konštantnom c_y – tj. pri konštantnej rýchlosti letu). Maximálna rýchlosť bola pritom definovaná tak, že pri tejto rýchlosti sa stagnačný bod dostane práve na okraj nábežného otvoru. Obmedzujúcou podmienkou bolo, aby horný povrch zadnej polovice profilu mal konvexný tvar (staticky určitý). V konečnej fáze bol zväčšovaný uhol odtokovej hrany, aby sa dosiahlo pozitívne zaťaženie

Zhodnotenie profilu

Výsledný profil bol označený PG-3P-190. Z rozloženia tlaku pri max. rýchlosti je zrejme vyrovnané zaťaženie odtokovej hrany. Na odporovej poláre (ďalší obr.) je porovnaný s existujúcim profilom (označeným ako RK01). Vidno, že nový profil má pri porovnateľnej kĺzavosti znateľne nižší $c_{y\ min}$, a teda aj vyššiu maximálnu rýchlosť. Cez to všetko je ešte potrebné experimentálne potvrdiť tieto charakteristiky, lebo nie je úplne isté či sa nejako zvláštne neprejaví vplyv nábežného otvoru. Predpoklad je že by sa tak nemalo stať, pretože:

- nábežný otvor má iba jednoducho zakrivený tvar
- výpočet počítal s plne turbulentnou medznou vrstvou, takže prípadný nábehový vír na hornom okraji nemôže významne znížiť max. súčiniteľ vztlaku.

Potrebné je overiť aj ľahkosť obnovenia tvaru po zborení takto tvarovanej nábežnej hrany.

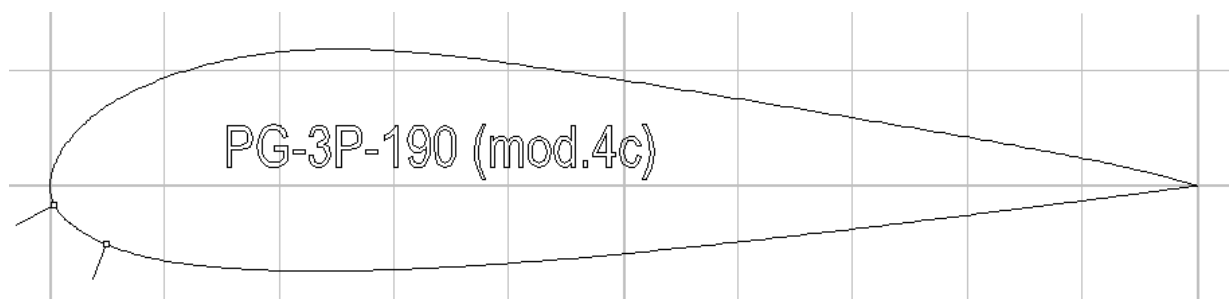
Literatúra

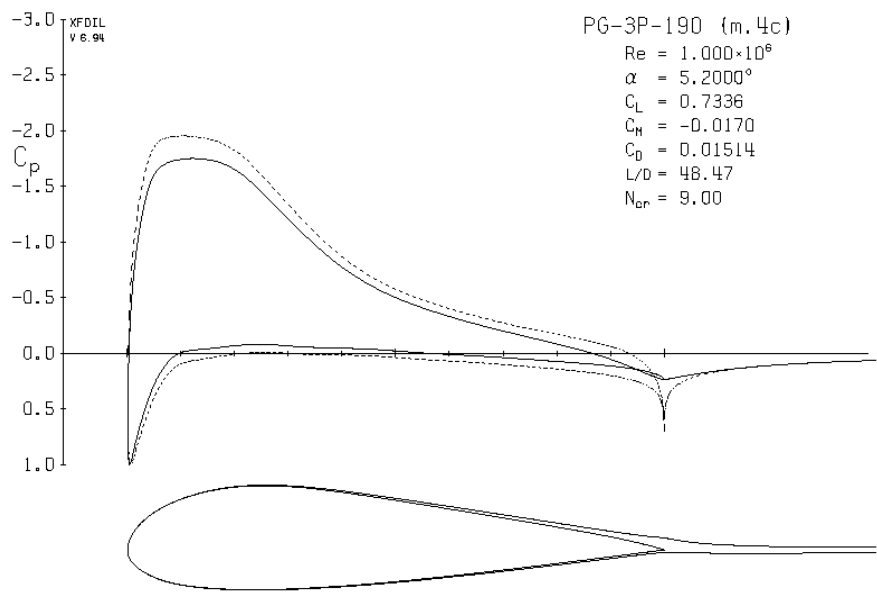
[1] J. J. Bertin, M. L. Smith: *Aerodynamics for Engineers*, New Jersey 1989.

[2] Fluent, Inc., Lebanon: *FLUENT 5. User's Guide*, Volume 1-4, 1998.

[3] M. Drela, H. Youngren: *XFOIL 6.94 User Guide*, 2001,

http://raphael.mit.edu/xfoil/xfoil_doc





odporove polary, $Re=1\text{mil.}$ (turbulent m.v.)

