PROJEKTOWANIE AERODYNAMICZNE I OPTYMALIZACJA SAMOLOTU W UKŁADZIE LATAJĄCEGO SKRZYDŁA

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI, KONRAD WIĘCKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (ex), Warszawa e-mail: kkubryn@itwl.pl

> W pracy omówiono problemy pojawiające się przy projektowaniu samolotu w układzie skośnego latającego skrzydła oraz przedstawiono ideę relatywnie prostej metody projektowania takiego układu samolotu. Zaprezentowano też efekty realizacji rzeczywistego projektu takiego układu. Opracowana metoda wykorzystuje pakiet programów KK-AERO wspomagających proces projektowania aerodynamicznego, opartych o wielopunktową metodą odwrotną z elementami bezpośredniej optymalizacji. Pomimo relatywnej prostoty i raczej umiarkowanej czasochłonności prezentowanej metody uzyskiwane wyniki są w pełni satysfakcjonujące. Zapewniają osiągi na znacznie wyższym poziomie niż uzyskiwane w oparciu o powszechnie stosowane metody, bazujące na intuicji i nienumerycznym podejściu do projektowania.

1. Wprowadzenie

Popularnym układem aerodynamicznym, stosowanym zwłaszcza do bezzałogowych statków powietrznych, jest latające skrzydło – układ pozbawiony odrębnego usterzenia poziomego. W samolotach tej konfiguracji stosuje się zwykle stosunkowo znaczny skos. Podstawowym problemem w projektowaniu aerodynamicznym takiego układu jest zapewnienie odpowiedniej stateczności, skuteczności sterowania (zwłaszcza podłużnego i kierunkowego), uzyskanie możliwie dużej doskonałości aerodynamicznej (warunkującej długotrwałość lotu i zasięg), zapewnienie odpowiednio niskiej prędkości startu i lądowania (spowodowane specyfiką stosowanych metod startu i lądowania) oraz zapewnienie odpowiednich własności i bezpieczeństwa w locie z dużymi kątami natarcia. Rozwiązanie tych problemów nie jest banalne, a klasyczne podejście do problematyki projektowania nie gwarantuje sukcesu.

Skrzydło skośne charakteryzuje się niekorzystnym opływem końcówki, prowadząc w tym obszarze do większych wartości współczynnika siły nośnej, niekorzystnego rozkładu ciśnienia i rozwoju warstwy przyściennej – zwłaszcza przy większych kątach natarcia. Wychylenia powierzchni sterowych, typowo lokalizowanych w zewnętrznych partiach rozpiętości, redukują nieco problem, ale powoduje niekorzystny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości, zwykle poważnie zmniejsza maksymalne wartości współczynnika siły nośnej skrzydła oraz znacząco zwiększają opór indukowany i redukują doskonałość aerodynamiczną. Prowadzi to również do początku oderwania w obszarze końcówki skrzydła, a to z kolei powoduje utratę stateczności podłużnej przy małych prędkościach (zjawisko "pitch up"). Ilustrują to poniższe rysunki.

Rzeczywiste kąty natarcia (uwzględniając kąty indukowane) wzrastają na skrzydle skośnym w kierunku końcówki, przesuwając maksymalne wartości współczynników siły nośnej w jej kierunku (rys. 1a). Dodatkowo efekt skosu zmienia znacząco rozkład ciśnienia w przekrojach skrzydła. W przekrojach centralnych następuje redukcja maksymalnych podciśnień i przesunięcie ich do tyłu (tzw. efekt środkowy skrzydła skośnego), natomiast znacząco rosną podciśnienia i przesuwają się ku noskowi w przekrojach końcowych (tzw. efekt końcowy skrzydła skośnego) – rys. 1b.



Rys. 1. (a) Rozkład współczynnika siły nośnej na skrzydle skośnym [1], (b) układ izobar na skrzydle skośnym [2]

W efekcie zmianie ulega obraz oderwania na skrzydle. W przekrojach końcowych upodabnia się do oderwania typowego dla profili cienkich. Rozpoczyna się na krawędzi natarcia z formowaniem długiego pęcherza laminarnego i charakteryzuje się mniejszymi kątami natarcia początku oderwania oraz znacznie mniejszymi maksymalnymi wartościami współczynników siły nośnej (w porównaniu z oderwaniem typowym dla profili grubszych) – rys. 2a. W konsekwencji oderwanie na skrzydle skośnym rozpoczyna się na końcówce (rys. 2b) i prowadzi do szybkiej redukcji siły nośnej generowanej na końcówce zaraz po wystąpieniu oderwania.



Rys. 2. (a) Typy charakterystyki $Cz(\alpha)$ profili cienkich i grubych na profilach cienkich i grubszych [3], (b) rozwój oderwania na skrzydłach o różnych obrysach o różnych kształtach

Ponieważ końcówka skrzydła skośnego ulokowana jest z tyłu za środkiem ciężkości, utrata siły nośnej końcówki powoduje przesunięcie wypadkowej siły nośnej do przodu, a to wytwarza gwałtowny wzrost momentu podłużnego i niestateczność podłużną. Efekty te doskonale ilustruje rys. 3a: po przekroczeniu kąta natarcia, przy którym rozpoczyna się oderwanie, następuje redukcja nachylenia $dCz/d\alpha$, znaczny wzrost oporu oraz gwałtowny wzrost momentu podłużnego (zjawisko "pitch-up" – tendencja do samoczynnego wzrostu kąta natarcia, pogłębiającego przeciągnięcie).

Intensywność zjawiska wzrasta z oddaleniem się końcówki od środka ciężkości w kierunku osi Ox, a to ma miejsce ze wzrostem skosu oraz wydłużenia skrzydła. W konsekwencji przy małych skosach i/lub małych wydłużeniach problem może być pomijalny, natomiast przy dużych wartościach tych parametrów staje się istotny i groźny. Na rys. 3b przedstawiono granice poważnego problemu wynikającego z tego zjawiska w zależności od kombinacji wartości skoswydłużenia dla skrzydła bez zbieżności. W przypadku wzrostu zbieżności następuje pogłębienie problemu (z powodu wzrostu wartości Cz na końcówkach i szybszego oderwania), natomiast dla bardzo dużych zbieżności (np. dla skrzydła delta) następuje redukcja problemu (spada powierzchnia końcówek skrzydła i bezwzględna wartość występujących sił).



Rys. 3. (a) Typowe charakterystyki [1], (b) granice zjawiska "pitch-up" skrzydła skośnego zależnie od skosu i wydłużenia

Jak widać na rys. 3b, dla kątów skosu o praktycznym znaczeniu dopuszczalne wydłużenia są zbyt małe jak na rzeczywiste wymagania samolotów bezzałogowych. Przykładowo dla skosu 30° dopuszczalne wydłużenie wynosi zaledwie ok. 4,5. Sprawa jest szczególnie istotna, jeżeli chcemy zapewnić dobre własności w szerszym zakresie warunków lotu: od niskich prędkości startu i lądowania, poprzez dużą doskonałość aerodynamiczną w warunkach przelotowych, do niskiego oporu w warunkach dużej prędkości, zwłaszcza dla większych dopuszczalnych zmian wyważenia.

2. Przykładowe problemy aerodynamiczne skośnego latającego skrzydła

Praktyczne realizacje małych skrzydeł latających projektowanych bez zastosowania metod obliczeniowych są dość specyficzne. Zwykle stosuje się mało wygięte profile bądź tzw. profile samostateczne (z podgiętą do góry krawędzią spływu, kształtując szkieletową profilu w postaci leżącej litery S). Przyjmuje się, że w celu skutecznego zapewnienia sterowania należy umieścić powierzchnie sterowe w obszarze końcówki, w celu oddalenia ich możliwie znacznie do tyłu od środka ciężkości. Na rys. 4 przedstawiono jeden z typowych zrealizowanych na takiej zasadzie układów latającego skrzydła z widoczną wychyloną powierzchnią sterową, stosowaną do sterowania podłużnego jak i poprzecznego.

W celu zapewnienia równowagi podłużnej względem środka ciężkości powierzchnie sterowe wychylane są do góry, a wychylenie zwiększa się ze wzrostem kątów natarcia. Powoduje to redukcję siły nośnej na końcówce i zapewnia wymaganą wartość momentu podłużnego.

W efekcie zmiany kątów natarcia i kątów wychylenia sterów powodują zmiany w rozkładach współczynników siły nośnej Cz (oraz obciążenia $Cz \cdot c$). Na rys. 5 przedstawiono rozkłady współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości dla siły nośnej skrzydła $Cz = 0, 1, \ldots, 0, 6$ z przyrostami co 0,1 w warunkach równowagi podłużnej.



Rys. 4. Przykład samolotu w układzie latającego skrzydła



Rys. 5. Rozkłady wzdłuż rozpiętości współczynnika siły nośnej ${\cal C}z$

Wypadkowe rozkłady obciążenia są dalekie od optymalnych, co powoduje, że opór indukowany jest znacznie większy w porównaniu z minimalnym możliwym do uzyskania. Rysunek 6 przedstawia wartość współczynnika Kv, który jest swoistym "wskaźnikiem jakości" rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości, występującym w wyrażeniu na współczynnik oporu indukowanego. Jest on zawyżony o 25-30%.



Rys. 6. Wartość Kvz wyrażenia na współczynnik oporu indukowanego w funkcji współczynnika siły nośnej

Największym problemem jest jednak przebieg przeciągnięcia i zachowanie po przeciągnięciu. Oderwanie typowe dla profilu cienkiego rozpoczyna się na krawędzi natarcia w postaci oderwania laminarnego. Może się ono zamknąć (w postaci zamkniętego pęcherza oderwania laminarnego) lub może nastąpić pełne, otwarte oderwanie, powodując gwałtowną utratę siły nośnej. Nie ma aktualnie możliwości wiarygodnej analizy takiego oderwania w oparciu o praktycznie stosowane metody obliczeniowei. Istnieją jednak skuteczne kryteria quasi-empiryczne, które pozwalają ocenić typ oderwania. Rysunek 7 przedstawia obraz rozkładu współczynnika kształtu warstwy przyściennej. Dla Cz = 0,6 występuje oderwanie warstwy laminarnej, które zamyka się po jej turbulizacji. Dla Cz = 0,72 (a więc relatywnie wcześnie) na wewnętrznej części skrzydła następuje turbulizacja bez oderwania, natomiast na części zewnętrznej, według stosownych kryteriów [4], [5], wystąpi otwarte oderwanie laminarne, które powinno spowodować efekt "pitch-up" doprowadzające do gwałtownego wzrostu kąta natarcia i przepadnięcia. Obserwowane zachowanie samolotu potwierdza przewidywania. Warto zaznaczyć, że pomimo zdecydowanej redukcji kątów natarcia i wartości współczynników siły nośnej w obszarze końcówek płata, zmiana rozkładu ciśnienia i gwałtowny wzrost podciśnień na nosku w przekrojach końcowych prowadzą do tak niekorzystnego przebiegu zjawisk.



Rys. 7. Rozkład współczynnika kształtu warstwy przyściennej dla dwóch wartości współczynników siły nośnej

3. Opracowana uproszczona koncepcja projektowania aerodynamicznego latającego skrzydła

Ogólna metoda wielopunktowego projektowania aerodynamicznego skrzydła (lub nawet układu skrzydło-kadłub-usterzenie) oparta o pakiet programów KK-AERO pozwala na bardzo efektywne rozwiązanie postawionego problemu [6], [7]. Oparta jest ona na wielopunktowej metodzie odwrotnej i optymalizacji. Podstawowym problemem jest relatywna złożoność i czasochłonność takiego podejścia. W celu przyspieszenia i uproszczenia procesu projektowania układu latającego skrzydła opracowano uproszczoną metodę.

Na rysunku 8 przedstawiono układ płaskiego skrzydła skośnego, w którym zastosowano trzy segmenty powierzchni sterowych na krawędzi spływu. Przewidziano niezależne wychylenia tych segmentów celem zapewnienia zarówno równowagi podłużnej (zerowania momentu podłużnego względem środka ciężkości), jak i możliwie bliskiego optymalnemu rozkładowi obciążenia wzdłuż rozpiętości.

Funkcją celu była minimalizacją oporu indukowanego dla trzech wartości współczynnika siły nośnej (Cz = 0,2, 0,4 i 0,6) przy równoczesnym zapewnieniu równowagi podłużnej względem środka ciężkości w takiej pozycji, aby zapas stateczności statycznej wynosił 10% średniej cięciwy aerodynamicznej. Aby to zapewnić, określono optymalny rozkład skręceń skrzydła i wychyleń segmentów powierzchni sterowych. Liczba Reynoldsa w przeprowadzonych obliczeniach wynosiła $2,9/\sqrt{Cz}$ mln. Profile skrzydła były zadane na początku i nie podlegały modyfikacji. Na rys. 9 przedstawiono uzyskane rozkłady cyrkulacji i obciążenia wzdłuż rozpiętości dla projektowych wartości Cz. Jak widać, rozkłady cyrkulacji dla wszystkich przypadków są bliskie optymalnym (czyli w przypadku analizowanego tu skrzydła płaskiego – rozkłady eliptyczne).



Rys. 8. Układ skrzydła skośnego z trzema niezależnymi segmentami powierzchni sterowych



Rys. 9. Rozkład cyrkulacji i obciążenia na zaprojektowanym skrzydle w punktach konstrukcyjnych

Ma rysunku 10 przedstawiono wartości współczynnika Kv związanego z oporem indukowanym, przy czym wykres uzupełniono wartościami spoza zakresu projektowego. Teoretyczne minimum tego współczynnika dla prezentowanego skrzydła płaskiego wynosi jeden. Jak widać, jest on praktycznie na poziomie minimum, podczas gdy początkowa wartość (dla skrzydła nieskręconego i z niewychylonymi powierzchniami sterowymi) była większa i dodatkowo nie zapewniała równowagi.



Rys. 10. Wartości współczynnika Kv oporu indukowanego

Przekroje skrzydła z widocznymi wychyleniami powierzchni sterowych i rozkładami ciśnienia dla Cz skrzydła równym 0,8 (czyli spoza zakresu optymalizacji, ale przy zapewnieniu równowagi)



przedstawiono na rys. 11. Wartości i gradienty ciśnień dla tych warunków zapewniają przepływ bez jakichkolwiek tendencji do oderwania warstwy przyściennej.

Rys. 11. Przekroje i rozkłady ciśnienia w kolejnych przekrojach skrzydła dla Cz=0,8

4. Przykład rzeczywistego projektu latającego skrzydła

Prezentowana metodyka projektowania została opracowana do realizacji projektu bezzałogowego samolotu obserwacyjnego, a uzyskane efekty okazały się w pełni zadowalające. Poniższy przykład pokazuje pełną ideę takiego procesu projektowania.

W odróżnieniu od pełnej metodyki projektowania [6], [7] w obecnej uproszczonej wersji wyjściowe profile przekrojów są zadawane na wstępnie i podlegają w trakcie projektowania jedynie ograniczonym modyfikacjom, w postaci wychylania części powierzchni traktowanych jako segmenty symulujące klapy tylne lub przednie (noskowe).

Na rys. 12 pokazano wstępną geometrię układu samolotu z zastosowanymi początkowo symetrycznymi profilami przekrojów skrzydła, brakiem skręceń i bez wychyleń powierzchni sterowej. Funkcją celu użytą podczas projektowania były:

- minimalizacja oporu w pięciu punktach konstrukcyjnych wartościach współczynnika siły nośnej Cz = 0,1, 0,3, 0,5, 0,7 i 0,9, przy czym największą wagę miał Cz = 0,5 (główny punkt konstrukcyjny),
- zapewnienie równowagi podłużnej przy 5% zapasie stateczności statycznej,
- niedopuszczenie do powstania nadmiernych podciśnień na nosku w zewnętrznych partiach rozpiętości w celu zapobieżenia tendencji do oderwania i utraty stateczności podłużnej ("pitch-up").



Rys. 12. wstępna geometria projektowanego samolotu

Układ ten podlegał następnie projektowaniu/optymalizacji. Zmiennymi projektowania były:

- skręcenia w czterech przekrojach skrzydła i dwóch przekrojach wingleta,
- 5 wartości kątów natarcia,
- 3 segmenty klap przednich wychylanych niezależnie, lecz o te same wartości dla wszystkich kątów natarcia (cięciwa względna klap 25%),
- 3 segmenty klap tylnych wychylanych niezależnie, lecz o te same wartości dla wszystkich kątów natarcia i cięciwie względnej 30-25%,
- 5 wartości wychyleń powierzchni sterowej (pojedynczej, bez segmentowania) w celu zapewnienia równowagi podłużnej samolotu

Obliczenia realizowane były dla liczby Reynoldsa $\text{Re} = 0.8/\sqrt{Cz}$ mln.

Po określeniu optymalnych wartości zmiennych projektowania wyznaczone wychylenia poszczególnych segmentów "klap" przednich i tylnych "wkomponowano" w geometrię poszczególnych profili (przekrojów) skrzydła i wingleta. Jako dodatkowy element procedury zastosowano wygładzanie tak uzyskanych nowych profili. Rysunek 13 przedstawia geometrię kolejnych przekrojów skrzydła uwzględniającą wyznaczone wychylenia "klap" oraz przekroje po wkomponowaniu tych wychyleń w kształt konturu profili. Odpowiadają one przekrojom skrzydła począwszy od części przykadłubowej, a kończąc przy nasadzie wingleta.

Jak widać, program optymalizacyjny określił dość zaskakujące rozwiązanie, całkowicie niezgodne z powszechnie stosowanym rozwiązaniem intuicyjnym. Przekroje przykadłubowe zostały wysklepione ujemnie (i ustawione pod dużym kątem poprzez dodatnie skręcenie przekroju przykadłubowego), co zwiększyło podciśnienia na nosku i wygenerowało silny moment zadzierający w tej części skrzydła, przybliżając układ do równowagi podłużnej. Przekrój w obszarze zmiany kąta skosu krawędzi natarcia wygenerował znaczne opuszczenie noska, zapobiegające powstaniu naturalnej tendencji generowania dużych podciśnień na takim uskoku. Natomiast przekroje końcowe uzyskały kształt klasycznych dodatnio wysklepionych profili o relatywnie dużej nośności i małych podciśnieniach na nosku.

Na kolejnym rysunku (14) przedstawiono geometrię i rozkłady ciśnienia na zaprojektowanej konfiguracji samolotu dla Cz = 0.9, czyli dla górnego punktu konstrukcyjnego. Jak widać, największe podciśnienia występują na wewnętrznych partiach rozpiętości, sugerując małe ryzyko oderwania na końcówce i wystąpienia zjawiska "pitch-up", a w efekcie wystąpienia problemów z zachowaniem samolotu na dużych kątach natarcia i z poprawnym sterowaniem samolotem.



Rys. 13. Kolejne przekroje skrzydła z wychylonymi segmentami "klap" oraz profile powstałe z wkomponowaniu tych wychyleń w kontur



Rys. 14. Geometria i rozkłady ciśnienia dla Cz = 0.9 po projektowaniu aerodynamicznym

Na rysunku 15 zaprezentowano rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości dla wartości Cz od 0,1 do 1,0 (więc aż poza zakres konstrukcyjny) oraz przedstawiono optymalny rozkład wyznaczony z twierdzenia Munka dla Cz = 0,5. Zaznaczono też położenia przekrojów, w których określano skręcenia skrzydła. Jak widać, dla głównego punktu konstrukcyjnego (Cz = 0,5) niemal osiągnięto optymalny rozkład cyrkulacji, zapewniając niemal teoretyczne minimum współczynnika Kv (który dla tej konfiguracji może osiągnąć wartość 0,778).



Rys. 15. Rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości zaprojektowanego układu skrzydła

Wykres na rysunku 16 przedstawia przebieg wartości tego parametru dla różnych wartości współczynnika siły nośnej w warunkach równowagi podłużnej, zapewniając w efekcie minimalizację tzw. oporu wyważania ("trim drag"). Wskazano też wartości dla konfiguracji początkowej (bez zapewnienia równowagi podłużnej) oraz teoretyczne minimum.

Rozkład ciśnienia w czterech przekrojach skrzydła dla warunków z rysunku 14 (Cz = 0,9) przedstawiono na wykresach na rys. 17. Maksymalne podciśnienia sugerujące ewentualny przekrój, w którym rozpocznie się oderwanie, leży w połowie rozpiętości wewnętrznego segmentu między kadłubem i załamaniem krawędzi natarcia (rys. 17b).

Rozkłady wzdłuż rozpiętości wartości maksymalnych podciśnień na nosku profilu pokazują bardziej szczegółowo potencjalnie krytyczne przekroje zagrożone najwcześniej oderwaniem zarówno na pierwotnej konfiguracji, jak i po projektowaniu – rys. 18.



Rys. 16. Wartości współczynnika Kv dla zaprojektowanego układu



Rys. 17. Rozkłady ciśnienia w czterech przekrojach skrzydła, Cz = 0.9

Jak widać, dla pierwotnej geometrii krytyczny przekrój leży w y = 1,2 m, czyli w 92% połowy rozpiętości (b/2 = 1,3 m). Po projektowaniu przewidywany krytyczny przekrój dla konstrukcyjnego zakresu współczynników siły nośnej ($Cz = 0,1,\ldots,0,9$) leży w y = 0,37 m, czyli poniżej 30% połowy rozpiętości i powinien zapewnić w pełni poprawne własności. Podciśnienia w zewnętrznych partiach rozpiętości szybko rosną dopiero po przekroczeniu zakresu projektowego – na rysunku 18 dla wartości Cz = 1,0.



Rys. 18. Rozkład maksymalnych podciśnień na nosku profili skrzydła przed projektowaniem (a) oraz po procesie projektowania (b)

5. Podsumowanie i wnioski

Zaprojektowanie samolotu w układzie skośnego latającego, który zapewniłby poprawne zachowanie w pełnym zakresie przewidywanych warunków lotu, ale też zagwarantował dobre osiągi, stanowi znaczące wyzwanie dla konstruktora. W pracy przedstawiono typowe problemy i wyzwania z tym związane. Opracowana i zaprezentowana tu metodyka projektowania, oparta o pakiet programów KK-AERO i metody optymalizacyjne, stanowi istotne uproszczenie wcześniej opracowanej pełnej metodyki projektowania aerodynamicznego skrzydła [6], [7]. Tym niemniej, jak wynika ze zrealizowanych już projektów, zapewnia w pełni zadowalające efekty przy umiarkowanym nakładzie pracy projektowej. Metoda ta została dwukrotnie zastosowana praktycznie do opracowania bezzałogowych statków latających w takim układzie aerodynamicznym, a wyniki (zarówno obliczeniowe, jak i zweryfikowane badaniami w locie) w pełni potwierdziły jej efektywność.

Bibliografia

- HARPER C.W., MAKI L.R., A Review of the Stall Characteristics of Swept Wings, NASA TN D-2373, 1964
- 2. KUCHEMANN D., The Aerodynamic Design of Aircraft, Pergamon, 1978
- 3. HOERNER S.F., Fluid Dynamic Lift, 1975
- 4. PAVELKA J., TATUM K.E., Validation of a wing leading-edge stall prediction technique, *Journal* of Aircraft, **10**, 1981

- HERRING R.N, ELY W.L., Improved Prediction of Laminar Leading Edge Separation, NASA CP-2045, 1978
- KUBRYNSKI K., Wing-winglet design methodology for low speed applications, AIAA Pap., 03-0215, 41 Aerospace Science Meeting, Reno, 2003
- KUBRYNSKI K., Subsonic aerodynamic design via optimization, [W:] Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies Inverse Design and Optimization, K. Fuji, G.S. Dulikravich (Red.), Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, 1999, Vieweg

Aerodynamic design and optimization of an aircraft in flying wing configuration

The paper describes a number of problems related to aerodynamic design of an aircraft flying in a swept wing layout (without tail). The idea of a relatively simple methodology usable for design of such a configuration is presented. The method uses software package KK-AERO which allows for multipoint inverse design and optimizetion of a coomplex three-dimensional configuration. Despite relative simplicity and limited workout, the results are fully satisfactory and provide much better characteristics compared to classical, intuitive and non-numerical treatment.