

Jerzy S. OSTROWSKI

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

ZASADY KONSTRUOWANIA PROFILI LOTNICZYCH DLA PRZEPLYWÓW NIEŚCISLIWYCH

Streszczenie: W pracy omówiono wytyczne sterowania warstwy przyściennej i przedstawiono koncepcję projektowania profili lotniczych dla szybowców i samolotów lekkich. Koncepcja opiera się na doborze kształtu konturu profili zapewniającego pożądane zmiany rozkładu ciśnień na konturze ze zmianą kąta natarcia. Zmiany rozkładu ciśnień określone są z warunku zapewnienia stateczności przepływu w strefach przejścia i odpowiedniego przemieszczenia tych stref. Szczególną uwagę zwrócono na ukształtowanie przepływu wokół noska z uwagi na uzyskanie odpowiedniej korelacji pomiędzy krzywymi c_x i c_z . Związane jest to z wymuszeniem odpowiednio wczesnego przepływu laminarnego na dolnej części konturu.

Teoria profili lotniczych ma już swoją długą historię. Poczynając od prób czysto matematycznego odwzorowania z jedynym fizycznym warunkiem Kutty-Zukowskiego, poprzez okres lat dwudziestych, w których rozpoczęły się intensywne badania eksperymentalne i rozwinięta została teoria warstwy przyściennej, do końca lat trzydziestych, kiedy to zostały sformułowane w głównych zarysach elementy teorii profili w formie właściwie używanej do dzisiaj. Ostatni okres lat trzydziestych przyniósł rozwiązania, które pozwalały na uzyskanie profili o pewnych zadanych właściwościach, a sprawą główną stała się minimalizacja oporu przez laminaryzację profili. Siłę nośną zwiększano na drodze mechanicznej zmiany kształtu /sloty i klapy/. Lata czterdzieste to w zasadzie pięciocyfrowe profile NACA [1], które to wyniki zamknęły pierwszy okres badań prowadzonych nieprzerwanie lat przeszło czterdzieści.

Spoglądając na te sprawy z dalekiego dystansu czasowego, widać, że efekty tych szeroko zakrojonych badań, prowadzonych w wielu krajach z dużym nakładem kosztów, nie przyniosły w pełni zadowalających wyników, jeśli chodzi o jakość uzyskanych profili. Z ogromnej bowiem liczby profili tylko nieliczne posiadają dobre właściwości aerodynamiczne. Większość profili nie nadaje się do konstrukcji płatów dopracowanych aerodynamicznie. W Polsce mimo wieloletnich badań i szerokiego zakresu prac teoretycznych żadnych profili o lepszych właściwościach aerodynamicznych nie zaprojektowano.

Większy rozwój badań w zakresie tej tematyki nastąpił dopiero w początkach lat sześćdziesiątych i związany był z rozwojem profili szybowcowych podjętych przez Wortmanna [2]. Jego badania objęły optymalizację pojedynczych profili w kierunku minimalizacji oporu profilów przy możliwie wysokich współczynnikach siły nośnej samego profilu, jak i profilu z małą mechanizacją.

Cechą charakterystyczną projektowanych profili była ich znaczna grubość, natomiast osiągnięciem Wortmanna było uzyskanie przy dużych współczynnikach siły nośnej znacznie mniejszych współczynników oporu niż uzyskane dotąd w innych opracowaniach, a w szczególności w seriach pięciocyfrowych NACA.

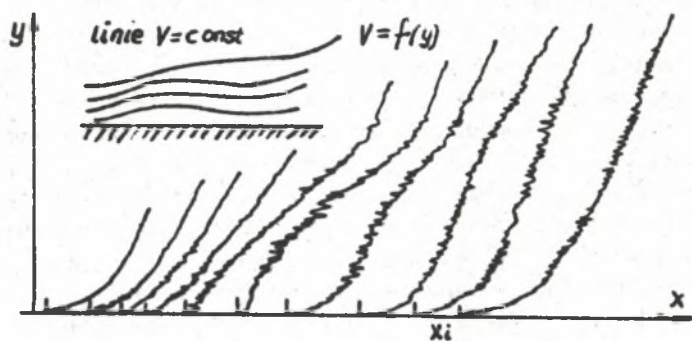
Wyniki prac Wortmanna miały wpływ silnie stymulujący. Podjęto podobne badania w innych ośrodkach w szeregu krajach /Francja, Stany Zjednoczone/. Stosunkowo wcześniej rozpoczęto prace w tym zakresie w Katedrze Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej. Wszystkie jednak te prace dotyczyły również optymalizacji określonych pojedynczych profili.

Badania kompleksowe podjął w latach siedemdziesiątych Liebeck, który zajął się do tej pory pomijaną sprawą określenia maksymalnej siły nośnej dla pojedynczego profilu. Niezależnie od wpływu kształtu linii szkieletowej /wygięcie profilu - efekt klapowy/ udało się uzyskać Liebeckowi kontury kształtu części przedniej zapewniające szeroki obszar podciśnień na części górnej i nadciśnienia na części dolnej profilu.

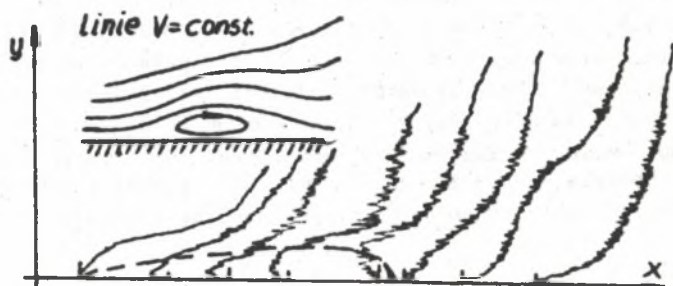
Badania podjęte w Katedrze Aerodynamiki w drugiej połowie lat sześćdziesiątych realizowano w małym tunelu aerodynamicznym /wymiały przestrzeni pomiarowej 0,25 x 0,6 m/. Ograniczało to zakres liczb Reynoldsa, a przy umiarkowanych liczbach Reynoldsa zakres kątów natarcia. Niemniej jednak z uwagi na dostatecznie małą turbulencję można było prześledzić zjawiska przepływu w obszarze przyściennym i ustalić, na drodze porównania wyników badań profili o znanych charakterystykach, poprawki uwiarygodniające wyniki badań własnych.

W opracowaniach profili własnych oparto się na badaniach zjawisk przepływu w strefach przejścia i wpływu zmian konturów profili na kształtowanie się zjawisk w tych strefach, w szczególności rozwoju tzw. pęcherzy laminarnych będących w końcowym stadium deformacji przepływu poprzedzającym oderwanie [3,4,5] /rys.1,2/. Według bowiem badań przeprowadzonych w tym zakresie oderwanie przepływu zaczyna się zawsze w strefie przejścia w wyniku rozwinięcia pęcherza /oderwanie laminarne/. Podobnie przyspieszenie przepływu powoduje powstanie pęcherza tak przy zmniejszaniu kąta natarcia, jak i wzroście liczby Reynoldsa /rys. 3/. Wielkość i forma pęcherzy zależą od kształtu profilu /wielkości i charakteru zmiany gradientu ciśnień/ oraz liczby Re. W szczególności różnorodne formy przyjmują one na profilach o dużych grubościach i profilach o silnej asymetrii.

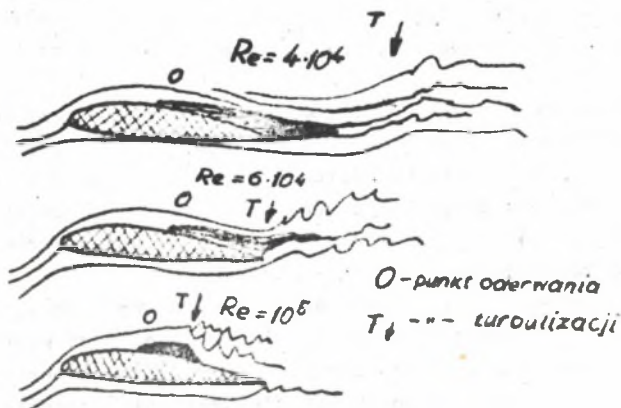
Z uwagi na zastosowania do szybowców i samolotów lekkich zajęto się właśnie głównie profilami grubymi /ciężar płata/. Profile cienkie posiadają na ogół "ostry" nosek, przy którym już przy niewielkich kątach na-



Rys. 1. Przejście z deformacją



Rys. 2. Przejście z pęcherzem



Rys. 3. Powstawanie pęcherza przez turbulizację śladu ze wzrostem Re

tar. . powstają oderwania określające wpływ całego profilu.

Duża grubość profilu ułatwia sterowanie przepływem przez wymuszanie odpowiednich zmian ciśnienia w szerokim zakresie kątów natarcia tak w okolicy noska, jak i w dalszych partiach konturu.

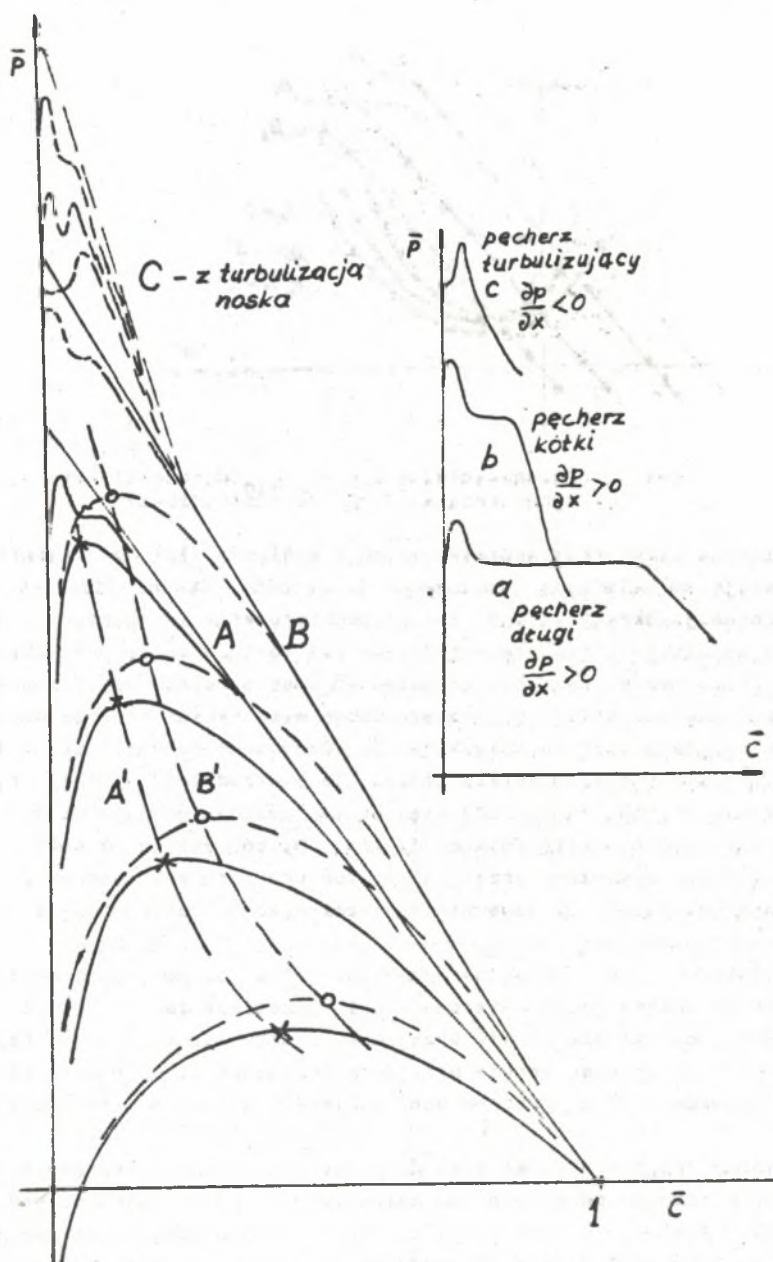
Badania zależności zjawisk od kształtu profili prowadzono eksperymentalnie. W tym zakresie bowiem nawet opracowania teoretyczne bazujące na rozległej empirycznej podbudowie nie dostarczają informacji odnośnie do współzależności ewolucji pęcherzy i kształtu płata.

Powstawanie pęcherzy można natomiast prześledzić drogą bezpośrednich pomiarów pola prędkości i pola turbulencji w warstwie, a ponadto miejsca powstawania pęcherzy i ich wielkość ocenić można w oparciu o rozkłady ciśnień. W momencie bowiem uformowania się pęcherza otrzymuje się na rozkładach charakterystyczne spłaszczenia /półki/ różnej wielkości zależnie od wielkości pęcherza. Pęcherze występują głównie w obszarach o dodatnim gradientcie ciśnienia w miejscu jego silnych zmian /nosek lub obszar poza maksymalną grubością/. Można ich powstanie wymusić również w obszarach ujemnych gradientów ciśnienia przez odpowiednio dużą zmianę gradientu /duża krzywizna profilu/. Taka sytuacja zachodzi właśnie w okolicy noska, gdzie przez odpowiednie ukształtowanie uzyskać można lokalne oderwanie /pęcherz/, lub silną deformację pola powodującą turbulizację warstwy. Jest to bardzo istotny element kształtowania przepływu, bowiem turbulizacja warstwy przy nosku, na dużych kątach natarcia w obszarze ujemnego gradientu, zwiększa jej stateczność w obszarze dodatniego gradientu i opóźnia oderwanie. Zmiany rozkładu ciśnień dla przypadków występowania różnego rodzaju pęcherzy pokazane są schematycznie na rys.4 /a,b,c/.

Z powyższych uwag wynikają proste reguły postępowania. Należy tak kształtować kontur, aby w możliwie najszerszym zakresie kątów natarcia opóźnić powstawanie pęcherzy laminarnych. Kontur w okolicy noska należy tak kształtować, aby przy małych wartościach c_z uzyskać możliwie szybko /im mniejsze c_z , tym lepiej/ laminarną warstwę na spodzie profilu, a przy dużych kątach natarcia wymusić turbulizację w obszarze ujemnych gradientów ciśnienia.

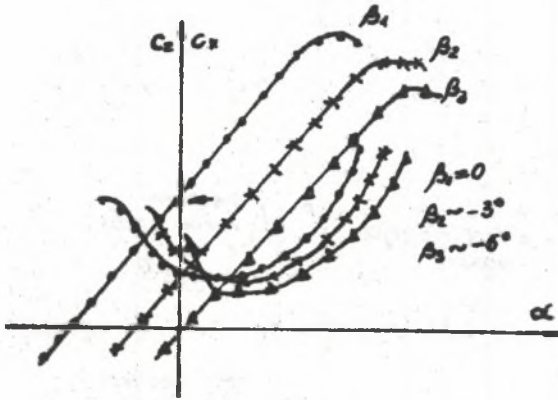
Spełnienie wszystkich tych kryteriów jest trudne i w zasadzie wymaga rozwiązań kompromisowych, tak się bowiem składa, że przy dalekiej laminaryzacji profilu nie da się ukształtować jego części przedniej w sposób zapewniający prawidłowy wpływ tej części przy dużych kątach natarcia. Ponadto C_{zmax} wymaga silnej asymetrii profilu, co z kolei prowadzi do dużych współczynników momentu.

Dla profili kłapowych zmiana położenia kłapy stanowi dodatkowy parametr ułatwiający sterowanie przepływem, a w szczególności wymuszenie przy odpowiednim ustawieniu profilu właściwego położenia punktu sprzężenia. Ma to bardzo istotne znaczenie dla uzyskania pożądanego wpływu noska.



Rys. 4. Rozkłady ciśnień dla różnego typu pęcherzy - A, Schemat kształtowania rozkładów ciśnień - B.

Rys. 5. przedstawia właśnie wpływ kąta β na wzajemną korelację krzywych c_x i c_z .

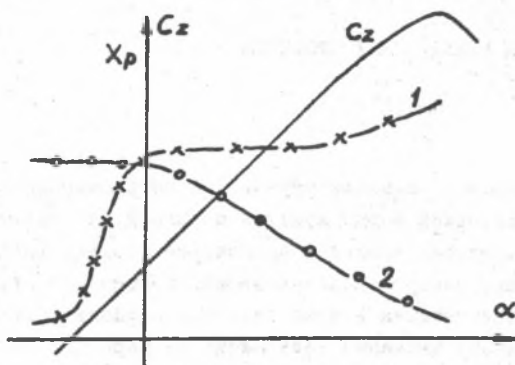


Rys. 5. Zmiana korelacji $c_z - c_x$ min w funkcji kąta wychylenia kłapy β /profil NN15-17/

Duża liczba parametrów geometrycznych i względna złożoność zjawisk nie pozwalają na ustalenie ilościowych zależności. Badania dostarczyły jedynie informacji określających zasadnicze kierunki zmian kształtu, natomiast optymalizacja i opracowanie fragmentów konturu muszą być dokonywane drogą prób. Można przedstawić pewien schemat opracowania, a mianowicie stwierdzono, że wszystkie posiadające dobre właściwości profile posiadają krzywe rozkładu ciśnień, uzyskane dla różnych kątów natarcia, wpisane w przybliżeniu w trójkąt, jeżeli nanieść je w układzie $\bar{p}_m = f/c$ - rys.4b. Optymalizacja profilu polegałaby więc na maksymalnym odchyleniu przeciwprostokątnej tego trójkąta /obwiedni/-linia B, co pociąga za sobą zmiany rozkładu ciśnień wymuszone przez zmianę konturu /linia kreskowana/. Turbulizacja noska /linia C/ zapewnić może zwiększoną stateczność, zwiększyć maksymalne podciśnienie i c_z max.

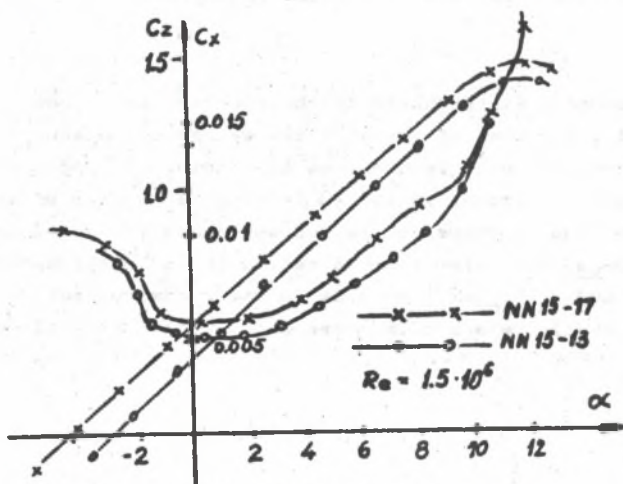
Zwrócić trzeba tu uwagę na przemieszczanie się punktów maksymalnych podciśnień ze zmianą kątów natarcia. Takie przemieszczenia powoduje również przemieszczanie się strefy przejścia, a przy zaznaczonych schematycznie rozkładach ciśnień strefa przejścia znajdować się będzie w obzazach o stosunkowo małych gradientach ciśnienia, a więc będzie stateczna /rys. 6./

Jak wspomniano, badania lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych prowadzone były w różnych ośrodkach pod kątem optymalizacji pojedynczych profili. Próby uzyskania z tych profili, profili cieńszych, np. przez proporcjonalną zmianę współrzędnych bądź względem cięciwy, bądź względem linii szkieletowej, nie dawały pozytywnych rezultatów. Próbę skonstruowania serii podjęto w Zakładzie Aerodynamiki w oparciu o przedstawione zasady, wprowadzając dodatkowo daleką laminaryzację spodu badanych konturów. Okazało się możliwe utrzymanie dobrych właściwości profili otrzy-



Rys. 6. Przemieszczanie strefy przejścia
dół - 1, góra - 2

many drogą liniowych zmian w zakresie grubości 13-17%, co w przypadku konstrukcji skrzydła o zmiennej grubości pozwala na istotną poprawę jego właściwości aerodynamicznych. Charakterystyki dla dwóch skrajnych profili przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Charakterystyki profili

Literatura

- [1] Report NACA 824.
- [2] Wortmann F.X.; Progress in the Design of Low-Drag Airfoils, G.L. Lagermann, Boundary Layer and Flow Control, London 1961, pp.742-770.
- [3] Skrzyński S.; Zjawiska przepływu w warstwie przyściennej i ich wpływ na charakterystyki profili laminarnych, Praca doktorska, 1976 /niepublikowana/.
- [4] Ostrowski J.S., Skrzyński S., Litwińczyk M.; Omówienie wyników badań związanych z konstruowaniem profili laminarnych dla szybowców wyścigowych, ABM, tom XXV, 1978, Zeszyt 1.
- [5] Litwińczyk M.; Badania wybranych przypadków przepływów w strefie przejścia na profilach lotniczych /niepublikowana/, praca doktorska, 1981.

ПРИНЦИП КОНСТРУИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОФИЛЕЙ ДЛЯ НЕВИЗКИМАЕМЫХ ТЕЧЕНИЙ

Р е з ю м е

В работе автор представил указание управления пограничным слоем и изложил замысел обоснован подборкой формы контура профилей гарантирующей требуемое изменение распределения давления на контуре соответственно изменению угла атаки. Изменение распределения давления обосновано условием гарантирования устойчивости течения в зоне перехода и соответственного перемещения этих зон. Особое внимание возвращено на формирование течения вокруг носка для заплучения соответственного соотношения между кривыми c_x и c_z . Связано это с принуждением соответственно раннего ламинарного течения на нижней части контура.

THE DESIGN OF AIRFOILS FOR INCOMPRESSIBLE FLUID FLOW

S u m m a r y

There are presented the problems of the boundary layer control and the phenomenological principles of the airfoils design are discussed.

Concept of airfoil design is based on the choice of proper pressure distribution along the chord, in the whole range of angles of attack, to stabilize the flow in transient region and delay the development of the laminar bubbles. The attention was called to the problems of correlation of $c_{x \max}$ and $c_{z \min}$ what depends on early laminarization lower surface of an airfoil. Result of measurement designed airfoil are presented.