



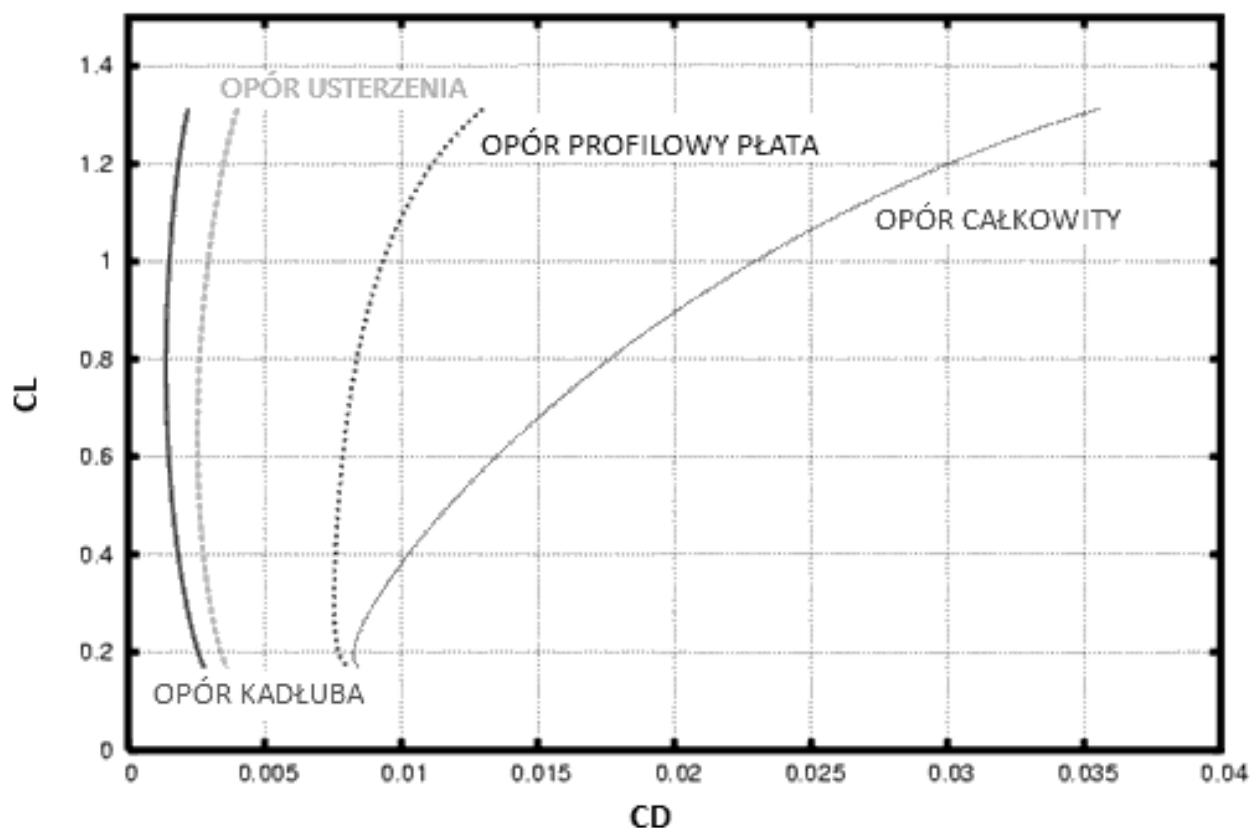
PROJEKTOWANIE AERODYNAMIKI SZYBOWCÓW

16 października 2010 w Muzeum Techniki w Warszawie odbyło się spotkanie poświęcone metodom projektowania aerodynamicznego szybowców, które poprowadził dr inż. Krzysztof Kubryński.

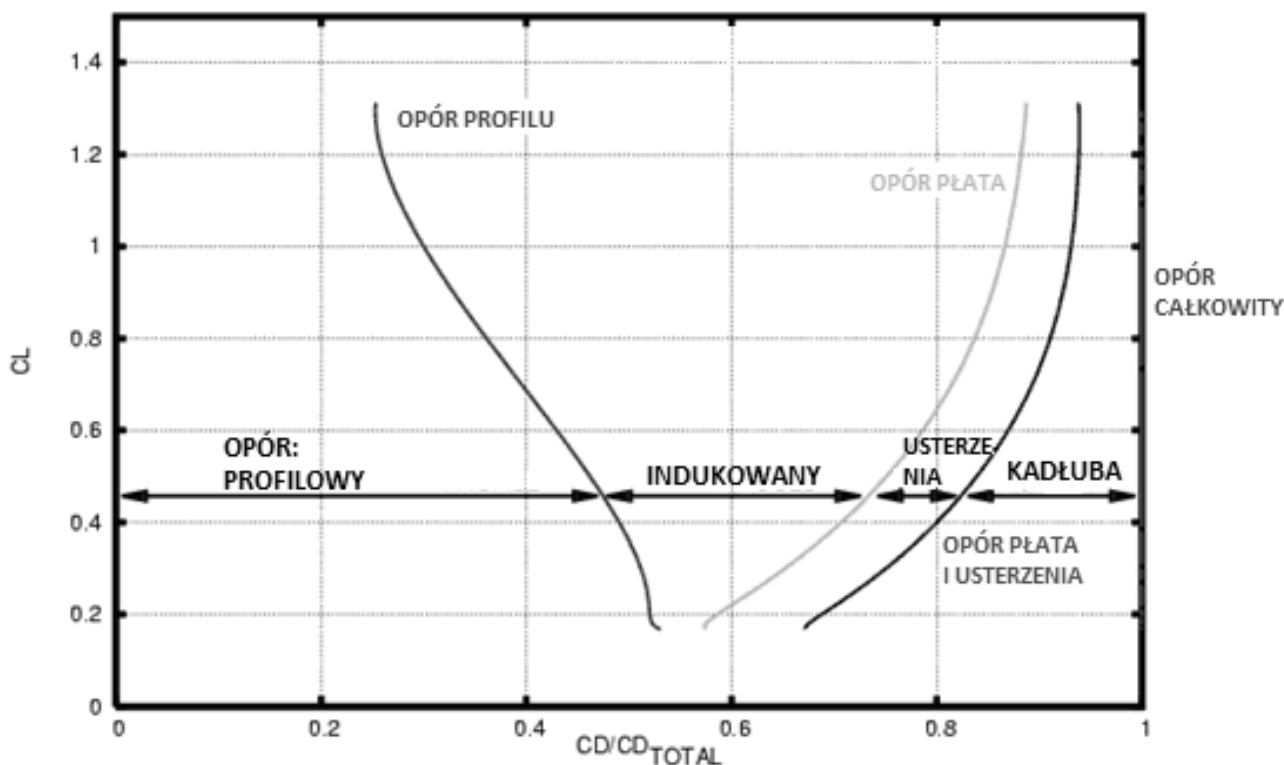
Z CZEGO SKŁADA SIĘ OPÓR SZYBOWCA?

Dzisiejsze spotkanie będzie nietypowe – nie będzie ogólnego opisu rozwoju konkretnej konstrukcji, jak zazwyczaj, lecz konkretnego etapu rozwoju płatowca: projektu i optymalizacji aerodynamiki. Trochę posłużę się przykładem Diany-2, którą współtworzyłem – szybowiec ten był bowiem dość nietypowo zaprojektowany, a i wyniki są również nietypowe.

Zanim zabierzemy się do optymalizacji zobaczymy, co można i należy poprawić. W tym celu przedstawiłem zależność oporu od współczynnika siły nośnej dla typowego szybowca o rozpiętości 15 m – ale z uwzględnieniem poszczególnych składników oporu.



Biegunowe poszczególnych zespołów szybowca



Udział procentowy oporów poszczególnych zespołów szybowca w jego oporze całkowitym

Z tego zestawienia widać, że na małych prędkościach (np. w krążeniu) opór kadłuba stanowi zaledwie ok. 5% oporu całkowitego, ale wzrost prędkości zwiększa ten udział do ok. 35% - zatem kadłub zaczyna wywierać istotny wpływ. Usterzenie dodaje zaledwie kilka procent oporu, w całym zakresie prędkości – tu nie można wiele zyskać. Widać więc, że najwięcej oporu stawiają skrzydła – od 60% przy małych prędkościach do niemal 90% podczas szybkiego lotu. Opór płata, jak wiadomo, można rozbić na opór profilowy i indukowany. Ten pierwszy stanowi od 25 do 55 procent oporu szybowca. Warto powiedzieć o tym kilka słów.

PROFILE SZYBOWCOWE I ICH ROZWÓJ

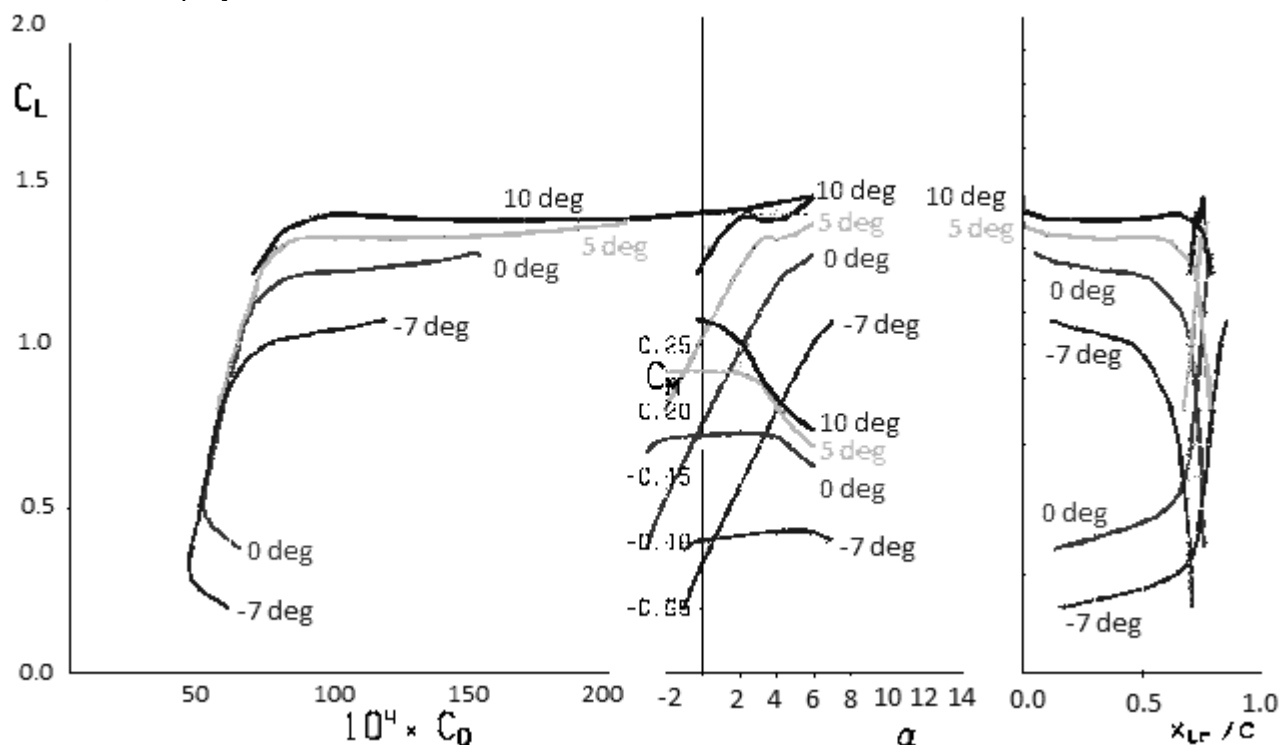
Początkowo szybowce posiadały profile klasyczne, np. NACA, tworzone często przez nałożenie standardowego rozkładu grubości na konkretnie dobraną linię szkieletową. Jednak w latach 60-tych wprowadzono profile laminarne – również NACA. Profil tej grupy, NACA-63₂618, miała nasza Foka.

Z punktu widzenia aerodynamiki szybowców miały one pewną wadę: gwałtowny przeskok punktu turbulizacji do przodu. Rozkład ciśnień był tak ukształtowany, że do 30% cięciwy (w serii 63) gradient ciśnienia był ujemny. To stabilizowało warstwę laminarną w tym obszarze – choć przy małych liczbach Reynoldsa obszar laminarny sięgał znacznie dalej, prawie do 60%. Jednak wzrost kąta natarcia powoduje, że ciśnienia w przedniej części profilu wyrównują się – gradient ciśnienia zmniejsza się, aż w pewnym momencie osiąga 0. Wtedy przepływ jeszcze jest laminarny, ale dalszy wzrost kąta natarcia sprawia, że na samym nosku pojawia się wąski obszar podciśnienia, a także wyraźny dodatni gradient. W efekcie punkt przejścia laminarno-turbulentnego gwałtownie wędruje do przodu. To samo, ale na dolnej powierzchni, występuje na ujemnych kątach natarcia. Na biegunowej jest to widoczne jako słynne siodło laminarne, typowe dla profili NACA.

Tak gwałtowny przeskok punktu turbulizacji nie był korzystny – pojawiało się oderwanie laminarne i wzrost oporu. Modyfikacją profili NACA pod kątem wymagań szybowcowych zajęli się panowie Wortmann i Eppler. Profile Wortmanna miały nie punkt, lecz strefę destabilizacji warstwy przyściennej; zapobiegało to silnemu oderwaniu warstwy przyściennej.

Okazało się, że profile laminarne, nawet po modyfikacji Wortmanna, nie dawały specjalnego spadku oporu w porównaniu do klasycznych. Dokładniej – dawały, ale tylko w pewnym zakresie; w innych profil klasyczny mógł nawet być korzystniejszy. Można było jednak ustawiać sobie ten zakres, czyli siodło laminarne, zmieniając wygięcie profilu. Pokazują to poniższe szkice. Z kolei jego grubość wpływała na wartość oporu i szerokość zakresu laminarnego: cienki profil mógł mieć mniejszy opór, ale kosztem zwężenia siodła. Z tego wynikła koncepcja profili kłapowych: wziąć cienki profil o głębokim, ale

wąskim siodle, i zmieniając położenie klapy, a więc wysklepienie profilu, przesuwać siodło w ten zakres Cz, który nam jest aktualnie potrzebny. Właśnie dzięki tej koncepcji powstał znany profil Wortmann FX-67-K-170/150, w Polsce znany z Jantara-2. To był pierwszy profil, który miał pewną filozofię projektowania, tzw. projektowanie wielokierunkowe.



Charakterystyki profilu FX-62-K131 dla różnych wychyleń klapy, wykonane programem XFOIL

Profile Wortmanna nie były idealne i można je było poprawić. Modyfikacją zajął się prof. Jerzy Ostrowski, twórca profili NN (m.in. NN-8 z Jantara Standard i NN-27 z SZD-55). Miał on pewną koncepcję odnośnie wpływu geometrii przepływu na przejście laminarno-turbulentne, którą weryfikował wyłącznie eksperymentalnie (w tunelu aerodynamicznym). Chodziło o to, żeby ze zmianą kąta natarcia niejako zaprojektować położenie punktu przejścia zapobiegając oderwaniu laminarnemu, które powoduje powstanie dodatkowego oporu. W efekcie obszar destabilizacji był nieco inaczej ukształtowany.

Niestety, na profilu NN-27-13, zastosowanym w pierwszej Dianie, przy mniejszych liczbach Reynoldsa dochodzi do oderwania – powstaje pęcherz oderwania laminarnego. Oczywiście, daje to dodatkową składową oporu ciśnieniowego – wszak zawsze w obszarze oderwania następuje spadek ciśnienia. Trzeba to zlikwidować projektując obszar destabilizacji, co nie jest łatwe.

W pewnym momencie powstała koncepcja zastąpienia naturalnego przejścia, charakteryzującego wszystkie opisane wyżej profile, przejściem wymuszonym. Pozwoliło to zwalczyć podstawowy problem profili z naturalnym przejściem: może on być idealnie zaprojektowany tylko dla określonego kąta natarcia (czy też współczynnika siły nośnej) i liczby Reynoldsa. W innych warunkach albo przejście następuje za wcześnie, albo tworzy się pęcherz oderwania laminarnego.

Niestety, koncepcja przejścia wymuszonego przejścia zakończyła pewną epokę: publikowania profili. Wykorzystany w Jantarach profil FX-67-K-150/170 był ostatnim, którego geometria i charakterystyki były publicznie dostępne. Nowsze profile trzeba było projektować na zamówienie. Konieczna była też bardziej kompleksowa analiza aerodynamiki szybowca jako bryły. Tego w Polsce długo nikt się nie podejmował. W rezultacie polskie szybowce musiały ustąpić pola konkurentom z Niemiec, gdzie takie prace były prowadzone. Inną przyczyną był kłopot z dostępem do kompozytów.

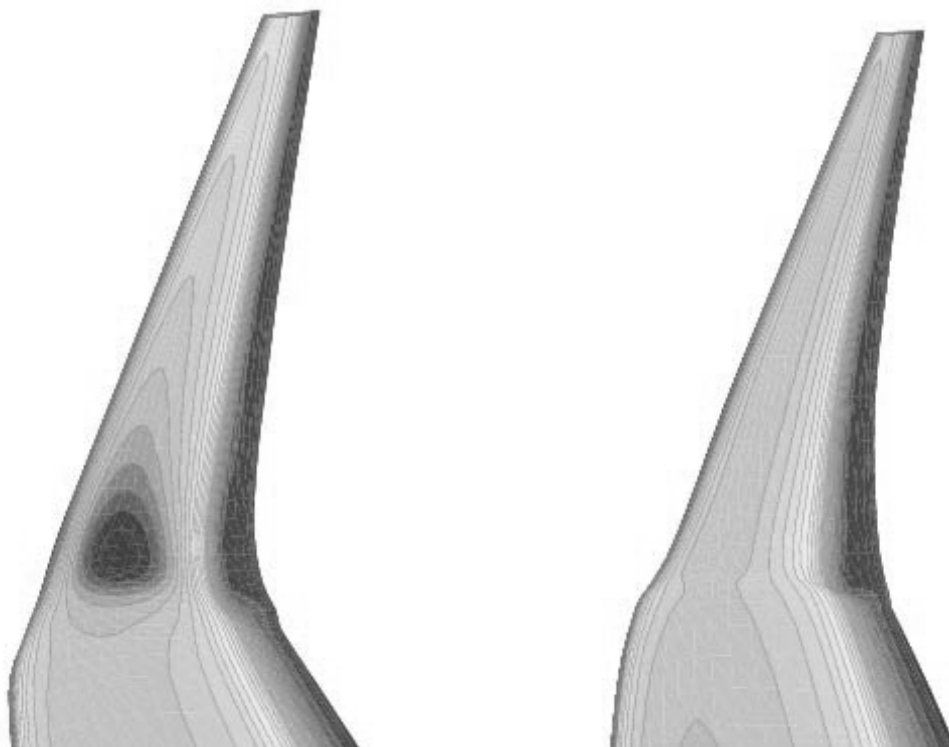
EFEKTY SKOŃCZONEJ ROZPIĘTOŚCI

Oczywiste jest, że płat nośny to nie to samo, co profil. Skończona rozpiętość skrzydeł wprowadza dodatkowe elementy, które należy uwzględnić podczas analizy aerodynamiki szybowca. Pierwszym z nich jest opór indukowany, który na małej prędkości może stanowić nawet 65% oporu szybowca.

Opór indukowany, jako siła, zależy przede wszystkim od siły nośnej i rozpiętości płata, lub – jeśli zastąpimy obie zależności jedną – od obciążenia rozpiętości. Zauważmy, że nie zależy od wydłużenia płata, które wpływa tylko na bezwymiarowy współczynnik oporu indukowanego.

Zmniejszenie oporu indukowanego można uzyskać nie tylko przez zmianę obciążenia rozpiętości, ale również przez zmianę rozkładu siły nośnej lub zastosowanie wingletów. Z kolei rozkład siły nośnej w dużym stopniu zależy od obrysu płata i jego zwichrzenia (aerodynamicznego i geometrycznego). Tu trzeba dodać, że obecnie rzadkością jest stosowanie tego samego profilu u nasady i na końcówce skrzydła szybowca. O ile obrys płata nie jest prostokątem, to jego cięciwa zmienia się z rozpiętością. Wynika z tego różna liczba Reynoldsa dla każdego przekroju skrzydła. Jak już wiemy, liczba Re wyraźnie wpływa na charakterystyki profili szybowcowych. Nie można więc opracować profilu skrzydła bazując na jednym profilu – trzeba dobierać ich cały szereg.

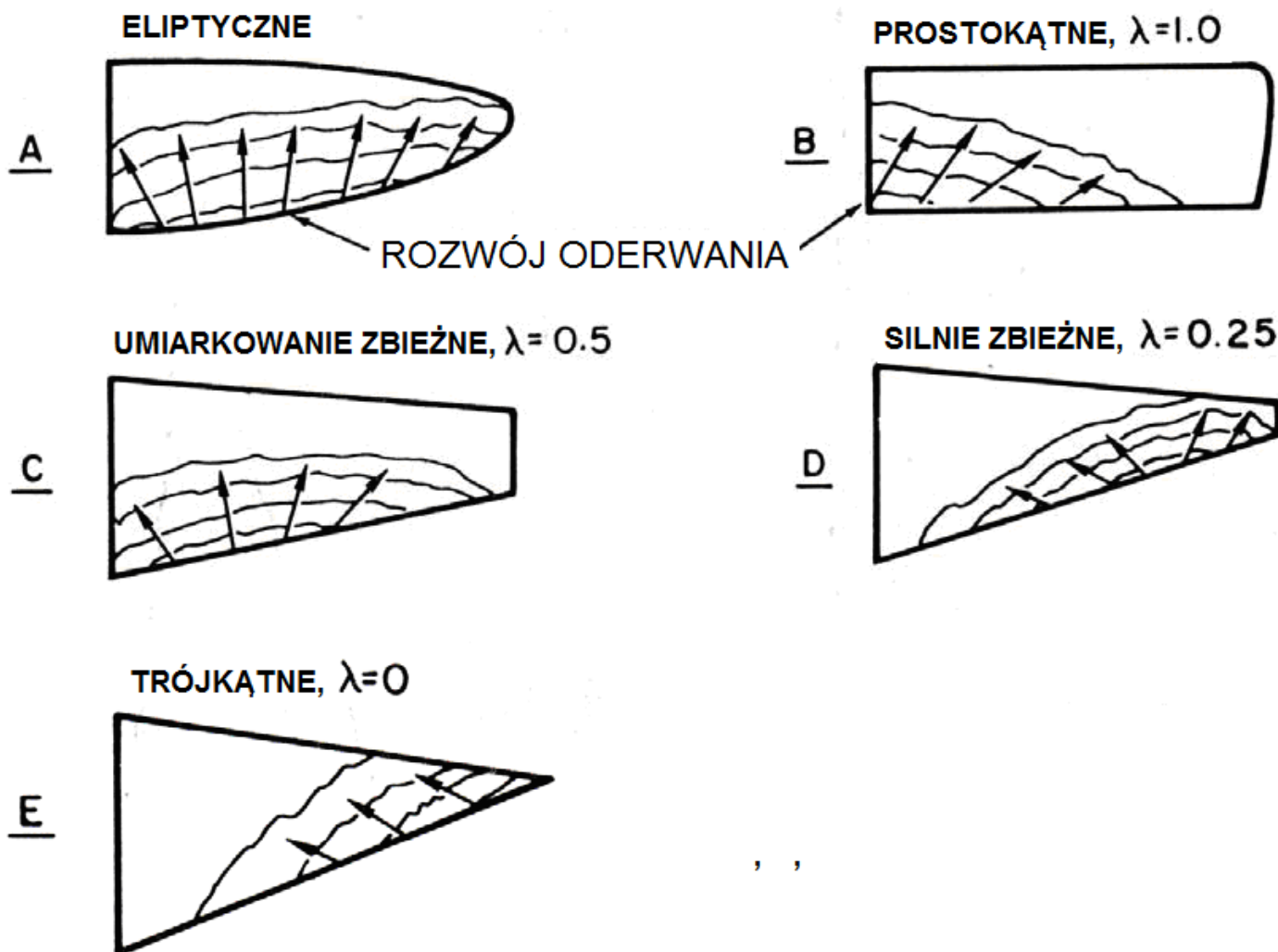
Dobór geometrii (czyli profili i obrysu) skrzydeł szybowca okazuje się zagadnieniem dość skomplikowanym, jeśli uwzględnimy tezy postawione przez Wila Schuemanna. Jego teoria, stosowana obecnie przez wszystkich twórców wyczynowych szybowców mówi, że klasyczna teoria płata o skończonej rozpiętości nie jest wystarczająca w przypadku płatów szybowcowych. Według Schuemanna cięciwa końcówki powinna być znacznie mniejsza, niż by się wydawało, a krawędź spływu powinna być skośna. Warto też stosować winglety, które mogą wyraźnie poprawić charakterystyki płata: winglet o wysokości 30 cm zmniejsza opór szybowca o 5%, wyższy – jeszcze bardziej. Moje doświadczenie mówi, że winglety wpływają nie tylko na charakterystyki aerodynamiczne skrzydeł, ale również na własności korkociągowe szybowca czy samolotu. Swego czasu pomagałem studentom z koła SAE w opracowaniu wingletów do ich modelu udźwigowego. Okazało się, że ich dodanie zlikwidowało poważny problem, jakim było zwalanie się modelu na skrzydło w pobliżu krytycznego kąta natarcia (a udźwigowiec z ciężkim ładunkiem lata prawie wyłącznie w takich warunkach). Okazało się, że przyczyną problemu były poprzeczne gradienty ciśnienia, które znacząco przyspieszają oderwanie i zmniejszają skuteczność lotek. Nawiasem mówiąc, w taki sam sposób udało mi się poprawić szkolnego Orlika, który w wersji TC-II otrzymał nowe skrzydło z wingletami. Okazało się, że wszystkie dotychczasowe sztuczki, jak potrójne generatory wirów, stały się niepotrzebne.



Rozkłady ciśnień na skrzydle z wingletem: z lewej – przed optymalizacją (widoczny obszar wyższego ciśnienia), po prawej – po optymalizacji przejścia skrzydło-winglet.

Projektując winglety konieczne trzeba dobrać promień zaokrąglenia przejścia skrzydło-winglet. W ten sposób można bowiem skutecznie pozbyć się oporu interferencyjnego, jak pokazuje powyższy rysunek.

Duży wpływ na charakter oderwania ma, oprócz wingletów, obrys płata. Jak widać na poniższym szkicu, rozwój strefy oderwania w przypadku płatów trapezowych silnie zależy od ich zbieżności: przy zbieżności $\lambda=1$ (skrzydło prostokątne) oderwanie następuje w pobliżu nasady skrzydeł i postępuje w stronę końcówki. Dla skrzydeł silnie zbieżnych i trójkątnych ($\lambda=0 - 0.25$) kierunek rozwoju jest odwrotny – oderwanie rozpoczyna się w pobliżu końcówki i postępuje w stronę kadłuba. Jak łatwo się domyślić, dla $\lambda=0.5$ występuje stan pośredni – strefa oderwania rozwija się równomiernie, mniej-więcej prostopadłe do krawędzi spływu. Podobny charakter ma oderwanie na płacie eliptycznym. Oczywiście, we wszystkich przypadkach początek oderwania strug ma miejsce przy krawędzi spływu i postępuje w stronę krawędzi natarcia.

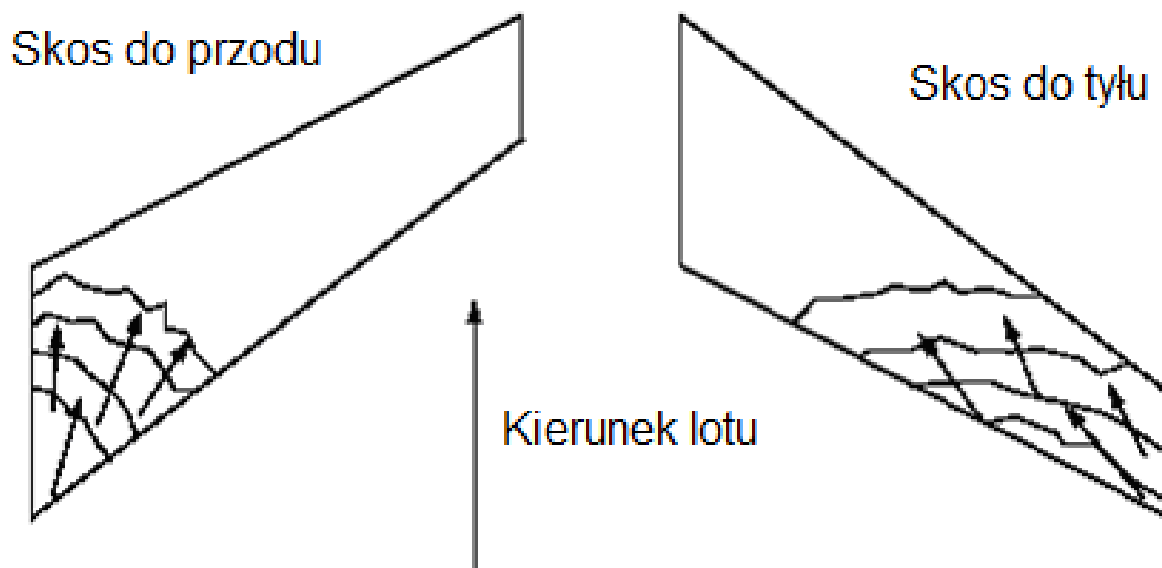


Rozwój strefy oderwania dla skrzydeł o różnych obrysach

Wpływ na rozwój oderwania, a zatem na charakter przeciągnięcia, ma również skos skrzydeł. Jeśli skrzydła są skośne do tyłu, oderwanie rozpoczyna się w pobliżu końcówek, co oczywiście może obniżać skuteczność lotek. W przypadku skosu do przodu oderwanie postępuje od kadłuba w stronę końcówek. Zapewnia to wprawdzie lepszą stateczność poprzeczną, ale może zaburzyć stateczność podłużną. Zwróćmy uwagę, że w takiej sytuacji siła nośna, powstająca w pobliżu wysuniętych do przodu końcówek, generuje moment, zadzierający nos szybowca. W rezultacie szybowiec ma tendencję do pogłębiania przechylenia. Wiedzą to szybowcnicy latający na Puchaczu, który przy pewnych wyważeniach ma tendencję do wchodzenia w korkociąg. Było to przyczyną kilku wypadków. Zresztą, w aerodynamice Puchacza popełniono kilka błędów, nie tylko ten. Wynikały one ze zbyt dużej wiary w uproszczone obliczenia, bez zastanowienia się nad konsekwencjami przyjęcia konkretnego

rozwiązania. Tak właśnie było z feralnym skosem, który przyjęto dla zapewnienia właściwego położenia środka ciężkości względem średniej cięciwy aerodynamicznej.

Problemy z przeciągnięciem Puchacza wynikają również z zastosowania bardziej nośnych profili na końcówkach, a także z charakteru przepływu zespołu skrzydło-kadłub. Okazuje się, że przepływ poprzeczny wokół kadłuba zwiększa kąt natarcia. Na domiar złego, w ślizu następuje dalsze zwiększenie kąta natarcia na nawietrznej a spadek na zawietrznej. Jest to charakterystyczne dla grzbietopłatów.

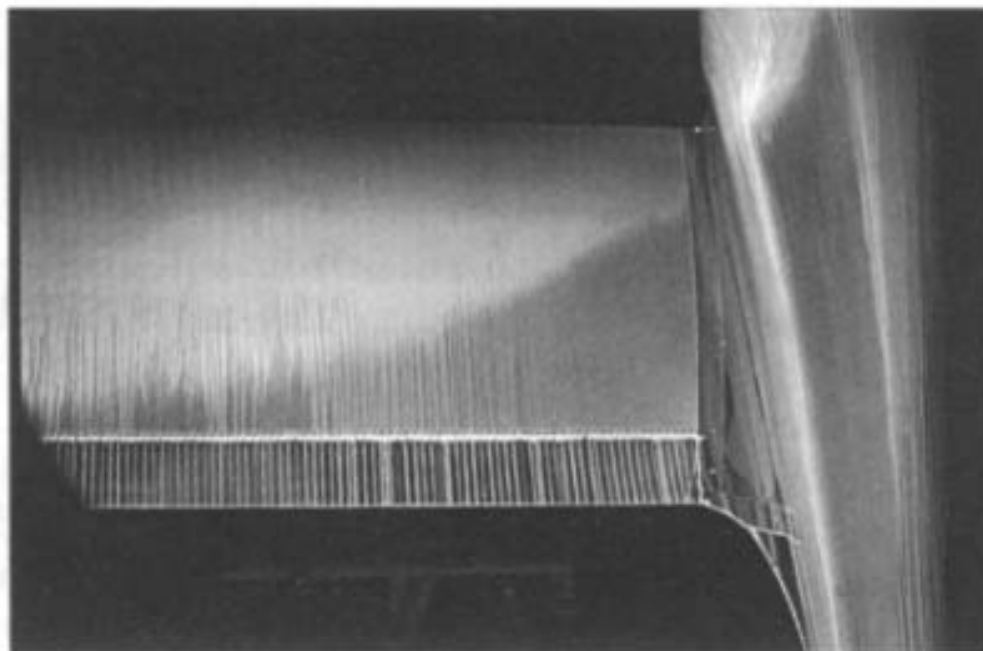
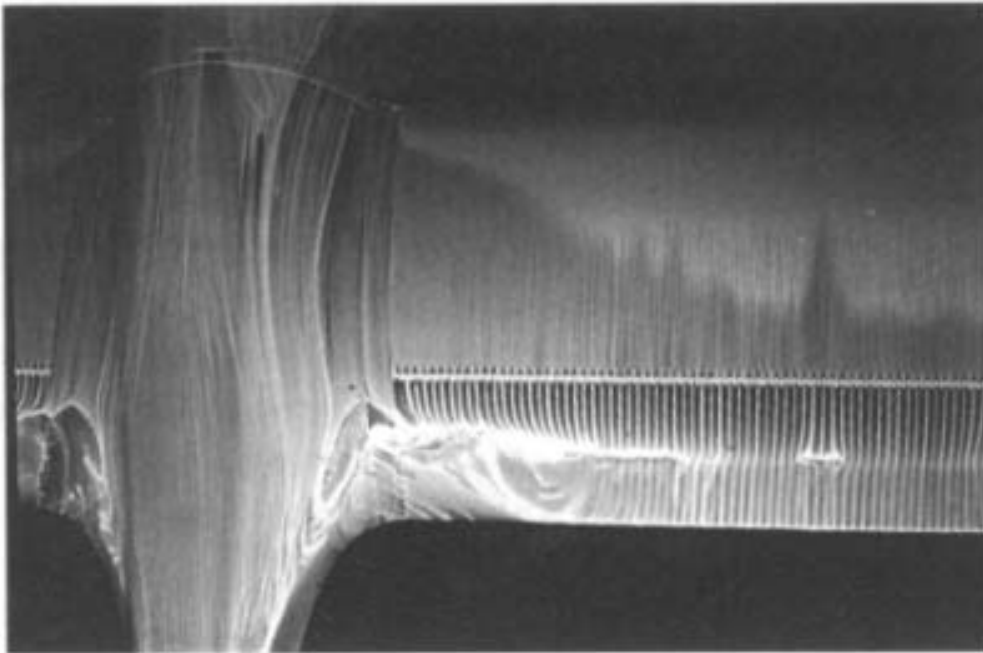


Rozwój strefy oderwania dla skrzydeł o skosie ujemnym (do przodu) i dodatnim. Skrzydła bez zwichrzenia.

OPÓR SZKODLIWY

Jak wspomniałem na wstępie, opór płata stanowi od 55 do 85% całkowitego oporu szybowca. Reszta jest efektem obecności kadłuba i usterzenia. Optymalizacja kształtu usterzeń nie jest zbyt opłacalna – ich opór to zaledwie kilka procent oporu całkowitego, niezależnie od prędkości lotu, wobec czego nie można wiele zyskać. Natomiast warto pokusić się o dopracowanie aerodynamiki kadłuba, choć teoretycznie receptą jest zmniejszanie powierzchni omywanej. Między bajki można bowiem włożyć przepływ laminarny na kadłubie, zwłaszcza przy dużych prędkościach. Okazuje się bowiem, że krytyczna wartość nierówności powodujących turbulizację warstwy przyściennej jest zbyt mała. W dodatku przy przepływie skośnym, czyli np. na pewnym kącie natarcia, turbulizacja następuje jeszcze szybciej – m.in. wskutek przepływu poprzecznego. W związku z tym wszelkie sztuczki, jak np. integralna osłona kabiny (czyli odejmowany przód kadłuba, aż do natarcia skrzydeł) nie dają zbyt wielkich efektów.

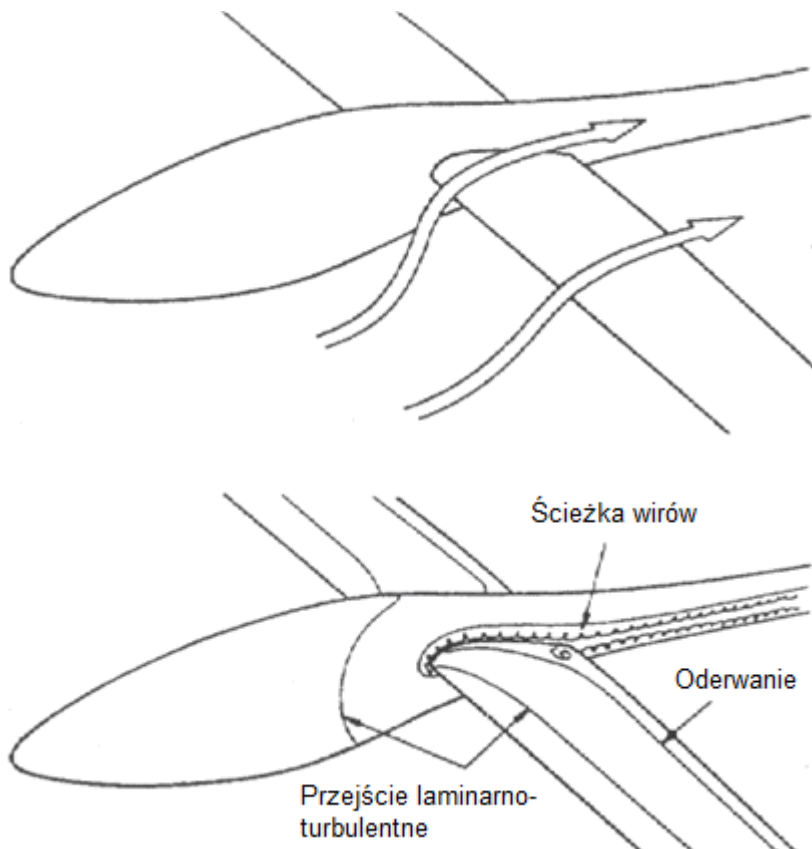
Największym polem do popisu dla aerodynamików nie jest zaprojektowanie kadłuba, ale dołożenie go do skrzydeł. Okazuje się, że nawet dobrze zaprojektowany kadłub i skrzydło nie muszą dać dobrych osiągnięć, jeśli zostaną źle połączone; tak silne mogą być efekty interferencyjne. Jednak interferencja potrafi sprawiać różne niespodzianki – także przyjemne. Dla przykładu: modyfikacja gondoli podwozia, końcówki skrzydła i końcówki kadłuba amerykańskiego transportowca C-141 Starlifter dały redukcję oporu o 8%! Jeszcze bardziej zaskakujący wynik dała zmiana kształtu gondoli silnikowej pewnego niezrealizowanego projektu samolotu. Modyfikacja końcówki kadłuba, gondoli podwoziowych i przejścia skrzydło-kadłub dała redukcję oporu przelotowego o 22 %. Na pierwszy rzut oka absurd, ale faktycznie tak jest. Widać, że typowa analiza inżynierska, znana z różnych skryptów do projektowania samolotów, nie wystarcza; wszyscy autorzy uznaliby powyższe elementy (może z wyjątkiem przejścia skrzydło-kadłub) za drobiazgi. Optymalizując szybowiec czy samolot musimy więc wykonać dużo dokładniejszych analizy, bez pomocy wzorów empirycznych czy statystyki podobnych konstrukcji.



Wizualizacja opływu przejścia skrzydło-kadłub (widok z góry i z dołu)

Interferencja nie musi dodawać oporu. Jeśli prawidłowo zaprojektujemy bryłę płatowca, możemy otrzymać mniejszy opór. Gdybyśmy dołożyli w przejściu skrzydło - kadłub prostą gondolę, jaka wydaje się najodpowiedniejsza, następuje znaczna redukcja krytycznej liczby Macha, czyli większy opór falowy. Ale gdybyśmy tę gondolę powyginali optymalnie, zmniejszając efekty w postaci fali uderzeniowej, to krytyczna liczba Macha i opór falowy maleje. Czyli interferencja może również poprawić opór aerodynamiczny, jeżeli ją inteligentnie zastosujemy.

To są przykłady „samolotowe”, ale w szybowcach interferencja ma taki sam wpływ – a może nawet większy



Efekty interferencji skrzydła i kadłuba

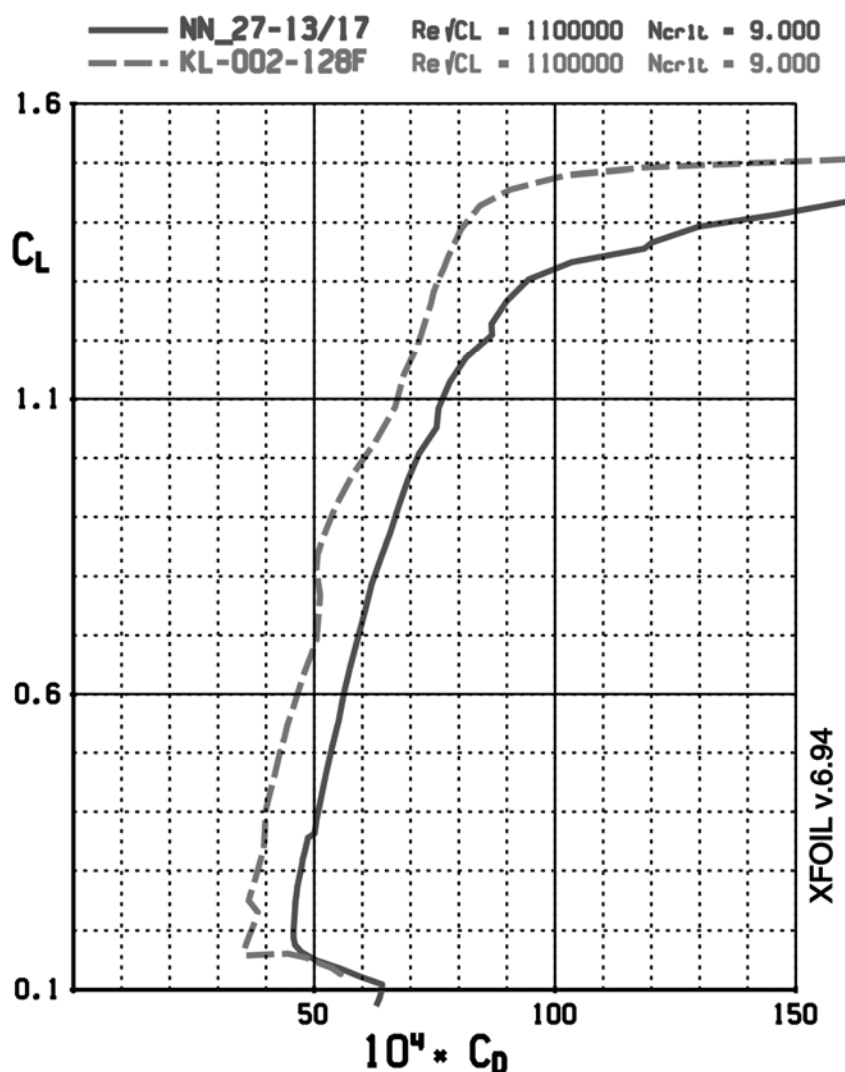
DIANA-2 – PREKURSORKA NOWOCZESNEJ AERODYNAMIKI

Pierwszym polskim szybowcem, w którym wykorzystano zdobycze nowoczesnej aerodynamiki, była Diana-2. Dwójka w oznaczeniu jest bardzo istotna, gdyż jej pierwsza wersja, SZD-56 Diana, bazowała na profilach z naturalnym przejściem laminarno-turbulentnym. Zastosowano profile NN-27-13/17, czyli polskie modyfikacje profilu Wortmanna. Była to więc, jak mówiłem, aerodynamika z czasów lat 70-tych. Diana-2 otrzymała już zupełnie nowy profil, a raczej rodzinę profili. Zmienna cięciwa skrzydeł (a więc mniejsza liczba Reynoldsa) oraz optymalizacja rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości wymusiły dobór całego szeregu profili, położonych w różnych odległościach od płaszczyzny symetrii szybowca. Powierzchnię opartą na dobranych profilach wygładzono, aby uniknąć uskoków i załamań. Efekt tego wygładzenia pokazuje poniższa fotografia lustrzanej powierzchni skrzydeł szybowca. Gładkość skrzydeł miała również znaczący wpływ na charakter warstwy przyściennej. Okazuje się bowiem, że przepływ laminarny jest możliwy tylko, gdy liczba Reynoldsa odniesiona do chropowatości powierzchni (niepłaskiej) nie przekroczy 170.



Lustrzana powierzchnia skrzydeł Diany-2

Bazą do optymalizacji stał się profil DU89-134/14, zaprojektowany przez znanego aerodynamika, prof. Loeka Boermansa i zastosowany także w ASW-27 i ASH-26. W wyniku moich modyfikacji powstały profile KL-002. Były to profile wyraźnie lepsze, niż zastosowany w Dianie-1 profil NN-27, o czym świadczą poniższe biegunowe, prawie nie posiadające punktów wspólnych. Widać, że opór zmniejszył się o ok. 20% w całym zakresie eksploatacyjnym, a w dodatku zwiększył się $C_{z_{max}}$.



Biegunowa profilu NN-27 z Diany-1 i KL-002 z Diany-2. Zestawienie typowe dla profili z naturalnym i wymuszonym przejściem laminarno-turbulentnym.

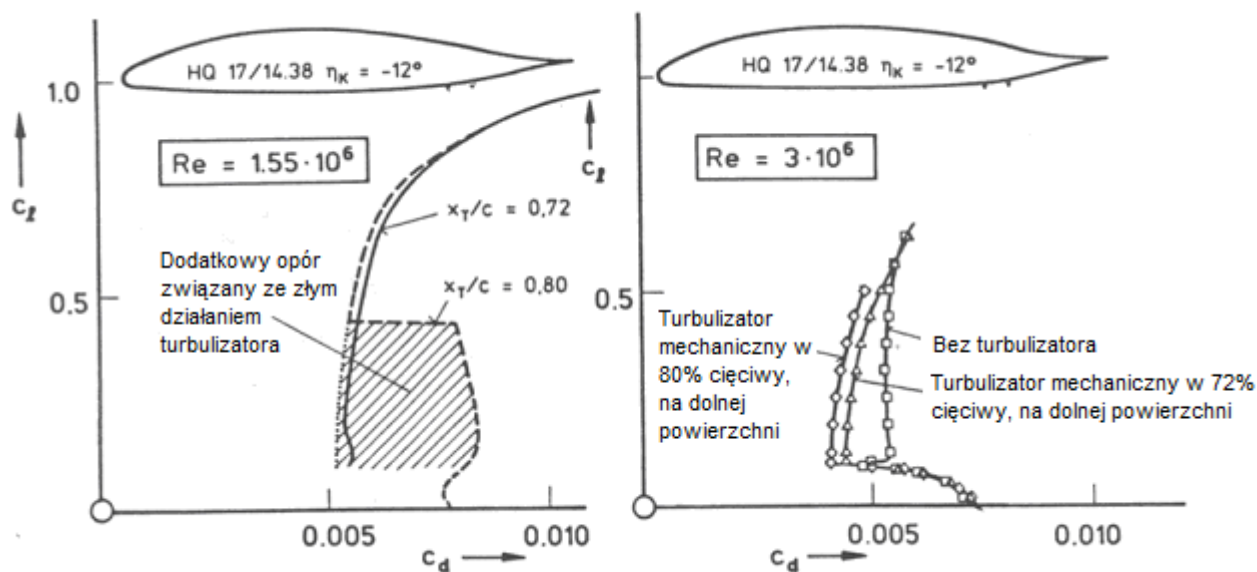
Skrzydła Diany były projektowane dość ciekawie, z wykorzystaniem projektowania wielopunktowego. Dla pewnej wartości C_z , odpowiadającej dużym prędkościom lotu, został bardzo subtelnie dobrany rozkład ciśnienia. Dodatni gradient ciśnienia jest tak dobrany, by nie spowodować przejścia. Im większe wartości podciśnienia możemy zastosować, tym większa grubość i tym większy zakres siodła laminarnego; to wszystko trzeba bardzo starannie „wyważyć”. Przy większych kątach natarcia i kłapie wychylonej w dół dolna powierzchnia przestaje być krytyczna, bo już i tak mamy stabilizację warstwy laminarnej z powodu większej siły nośnej. Problem powstaje na górnej powierzchni. Przy większych kątach wychylenia kłapy, które odpowiadają małym prędkościom – ale i mniejszym liczbom Reynoldsa – możemy inaczej jeszcze ukształtować rozkład ciśnienia, ponieważ efekt liczby Reynoldsa spowoduje, że i tak nie będzie przejścia (nawet przy dodatnim gradiencie) ciśnienia. Ale tutaj jest tak zaprojektowane żeby nie doszło do silnego oderwania laminarnego. To są bardzo subtelnie projektowane zagadnienia aerodynamiczne.



Diana-1 (powyżej) i Diana-2

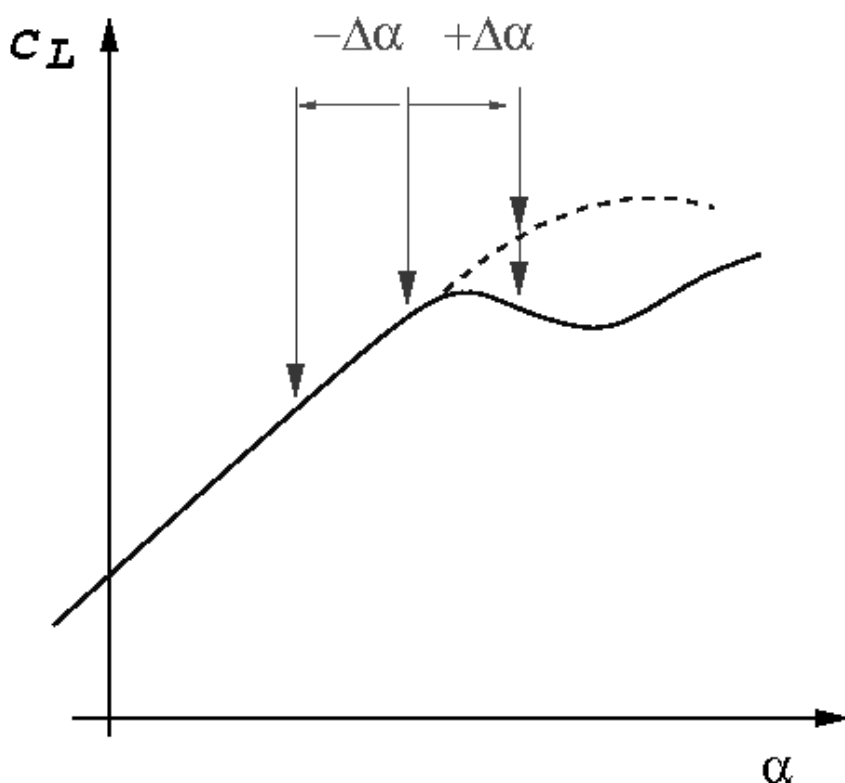


Profile z wymuszonym przejściem wymagają dokładnego dobrania położenia turbulizatora, które może bardzo drastycznie zmienić opór szybowca. Ilustrują to poniższe wykresy, pochodzące z badań w locie i w tunelu aerodynamicznym. Tu trzeba dodać, że badania tunelowe nie są najszcześniejsze dla celów profili szybowcowych. Każdy tunel ma swoją turbulencję własną, która powoduje zmianę punktu przejścia, powstanie oderwania laminarnego itp. Zawsze rzeczywistość jest inna, niż badania, trzeba więc mocno się zastanowić, jak wyniki badań przekładają się na rzeczywistość. Trzeba jednak przyznać, że to samo dotyczy obliczeń numerycznych.



Wyniki pomiarów w locie i w tunelu aerodynamicznym profilu HQ 17/14.38, ilustrujące wpływ położenia turbulizatora

W trakcie prac nad płatem Diany-2 udało mi się usunąć pewną niezbyt przyjemną cechę profilu DU-89: niemonotoniczność funkcji $C_z(\alpha)$, związana z pogrubianiem warstwy przyściennej oraz wędrówką punktu jej turbulizacji. Ma to duży wpływ na własności szybowca i jego osiągi. Jeżeli w kominie krążymy na kącie natarcia zaznaczonym środkową strzałką na poniższym rysunku, to wówczas zarówno podmuch z dołu, jak i z góry (a więc wzrost i spadek kąta natarcia) wywołają spadek siły nośnej. Ilustruje to poniższy szkic.



Szkice zależności $C_z(\alpha)$ dla profilu DU-89 (linia ciągła) i KL-002 (linia przerywana)

Oddzielnymi zagadnieniami, które również musiałem przeanalizować, były: wpływ zanieczyszczeń przez brud i owady oraz wpływ grubości krawędzi spływu, generującej opór denny. Okazuje się, że grubość krawędzi spływu 2.4mm, czyli 0.4% cięciwy, daje około 10% oporu profilowego przy dużych

prędkościach. To daje około 5% pogorszenie charakterystyk opadania całego szybowca. Z drugiej strony, gruby spływ poprawia trochę nośność profilu. Inne metody: riblety, generatory wirów, odsysanie warstwy, są kłopotliwe ze względów eksploatacyjnych a ich skuteczność na razie można między bajki włożyć.

Na zakończenie pozwolę sobie trochę się pochwalić rezultatem naszych prac, trwających 1.5 roku. To o pół roku dłużej, niż projektowanie ASW-27 przez L. Boermansa – ale on brał pod uwagę mniej parametrów. Doskonałość aerodynamiczna Diany-2 według obliczeń wynosiła około 51, co jest największą wartością wśród obecnych szybowców. Osiągi, które w locie otrzymywał przede wszystkim Janusz Centka, były jeszcze lepsze. W rezultacie Diana-2 charakteryzuje się największą doskonałością, jaką dotychczas zmierzono dla szybowca 15m. Porównanie podstawowych parametrów (nie tylko związanych z aerodynamiką) Diany-2 i innych szybowców wyczynowych przedstawia poniższa tabelka.

PORÓWNANIE PARAMETRÓW TECHNICZNYCH SZYBOWCÓW

Klasy 15-metrowej

		ASW 27	Ventus 2	ASG 29	Diana -2
Rozpiętość	[m]	15	15	15	15
Powierzchnia nośna	[m ²]	9	9,67	9,2	8,64
Wydłużenie		25	23,27	24,5	26,04
Ciężar pustego	[kg]	235*	225*	265	182
Max. ciężar startowy	[kg]	500	525	510	500
Obciążenie pow. min.	[kg/m ²]	33	29,5	36,0	27,5
Obciążenie pow. max.	[kg/m ²]	55,56	54,29	55,4	57,87
Doskonałość max.		46**	44**	50	52
Prędkość max.	[km/h]	285	270	285	277

* podane masy wzięte z folderów w praktyce weryfikowanej na zawodach, szybowce są o około 15 kg cięższe. W przypadku Diany jest to ciężar rzeczywisty.

** wyniki testów doświadczalnych wykonanych przez R. Johnsona



Porównanie osiągnięć Diany-2 i starszych szybowców według Roberta Pietracha

Opracowanie tekstu: Paweł Ruchała – SMIL

Opracowanie graficzne: Paweł Ruchała, Adam Dziubiński – SMIL

Ilustracje: ze zbiorów Krzysztofa Kubryńskiego, Robert Pietracha

UWAGA: Tekst bez autoryzacji