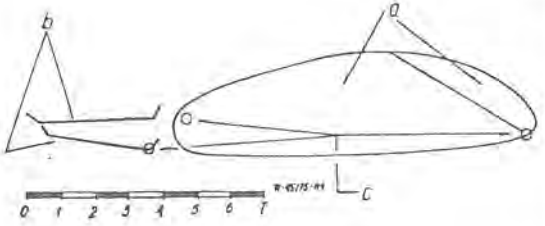
Skrzydło W. Kasprzyka —wstępne badania tunelowe

TADEUSZ WUSATOWSKI

Przebieg i wyniki pierwszych dmuchań tunelowych cechującego się dużą siłą nośną Kasper Wing.
Częściowe potwierdzenie teorii W. Kasprzyka i błędy zastosowanej metody pomiarowej.

Niedawno temu w *TLiA* (nr 9'74) ukazał się artykuł o rewelacyjnym skrzydle i szybowcu skonstruowanym przez Witolda Kasprzyka. O unikalnych własnościach aerodynamicznych *Kasper Wing*, umożliwiających lot szybowca z prędkością 32 km/h przy opadaniu własnym 0,5 m/s, dowiedział się również Daniel Walton, student ostatniego roku Uniwersytetu Kalifornijskiego. Ponieważ dane te były dyskusyjne i nie było ich oficjalnego potwierdzenia, postanowił zająć się tym zagadnieniem w ramach swej pracy semestralnej na uczelni. Badania przeprowadzał w tunelu małych prędkości w Northridge, zdając sobie sprawę z faktu, że dmuchania modelowe w tunelu nie mogły być dokładniejsze niż starannie wykonane pomiary w locie. Poniżej zamieszczamy sprawozdanie z jego doświadczeń i ich wyniki (zaczerpnięte z czasopisma *Soaring* nr 11'74).

Celem pracy było zdobycie konkretnych danych ilościowych o interesującej metodzie zwiększania siły nośnej przy dużych kątach natarcia, możliwej dzięki współpracy układu klap podtrzymujących istnienie wirów nad górną powierzchnią profilu. Do badań tunelowych wykonano skrzydło prostokątne o rozpiętości 48,3 cm i cięciwie 15,2 cm. Na jego końcach umieszczono dwie płyty brzegowe, służące również do zamocowania klapy przy krawędzi natarcia oraz klap szczelinowych przy krawędzi spływu. Te ostatnie wygięto z blachy stalowej o grubości ok. 1,6 mm według kształtu pokazanego na rys. 1. Całe skrzydło modelu starannie wypolerowano. Dmuchania przeprowadzano w tunelu aerodynamicznym, którego komora pomiarowa miała szerokość 71 cm i wysokość 50,8 cm oraz trzy punkty do mocowania modelu.



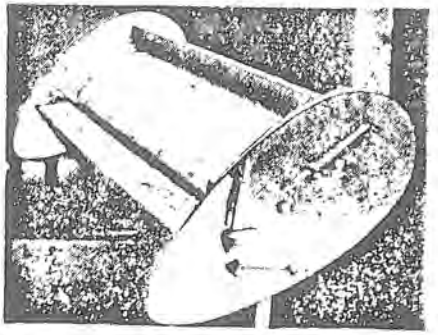
Rys. 1. Profil modelu skrzydła: a) sosnowe elementy profilu, b) klapy z blachy o grubości 1,6 mm, c) punkty obrotów

Pomiaru siły nośnej i oporu dokonywano przy użyciu dajników dynamometrycznych i licznika elektronicznego. Jak się okazało, w tunelu nie można było stosować odpowiednio dużej prędkości opływu równości liczb Reynoldsa dla modelu i rzeczywistego płata ze względu na obciążenia czujnika dynamometrycznego, cechowanego w zakresie do 4,5 kG. Zatem aby nie przeciążać i nie uszkodzić kosztownego układu pomiarowego wykonano pomiary z prędkościami mniejszymi, wynoszącymi 31,4 m/s i 22,2 m/s.

Pewną niepożądaną cechą modelu skrzydła były niewielkie drgania klap szczelinowych przy krawędzi spływu, występujące przy małych kątach natarcia. Jednak, praktycznie drgania te nie mają znaczenia, ponieważ w normalnych warunkach lotu byłyby wówczas zamknięte.

Podczas dmuchań przeprowadzono wizualizację przepływu. Ze względu na brak wytwornicy dymu w tunelu zastosowano metodę nitek przyklejanych do powierzchni profilu. Po ustawieniu modelu na dużych kątach natarcia, przy których spodziewano się wystąpienia zjawiska wirowego, uruchamiano tunel i zwiększano stopniowo prędkość przepływu. W zakresie małych prędkości opływ profilu odbywał się w sposób normalny, przy większych kierunek opływu zmieniał się na przeciwny. Początkowo punkt zmiany kierunku był niestabilny, lecz wraz ze wzrostem prędkości odwrócony przepływ ustatecznił się (rys. 2). Ten odwrócony przepływ świadczył o istnieniu wiru za klapą krawędzi natarcia (jak to opisano w *TLiA* nr 9'74 s. 18). Obserwacja wizualna potwierdziła istnienie podobnego wiru za klapą krawędzi spływu.

Następnie obserwacji dokonywano przy kilku innych, dużych kątach natarcia, zawsze z tym samym pozytyw-

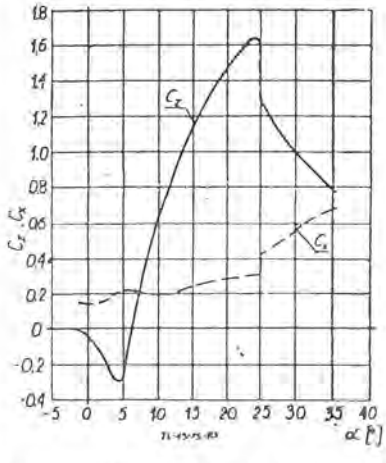


Rys. 2. Model w tunelu; widoczne nitki wskazują odwrotny przepływ na górnej powierzchni skrzydła przy otwartych klapach

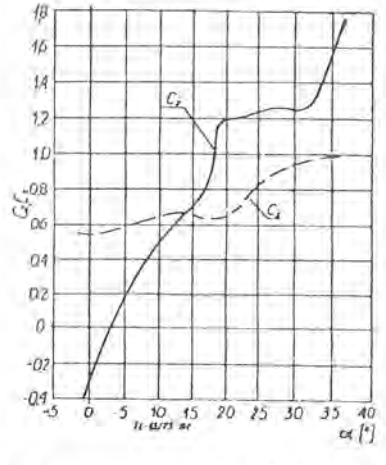
nym rezultatem. Jedynie prędkość, przy której opływ zmieniał kierunek, malała w miarę jak zwiększano kąt natarcia. Następnie przy stałej prędkości dokonywano pomiarów siły nośnej i oporu w całym zakresie kątów natarcia (rys. 3). Model z klapami otwartymi dmuchano przy dwóch różnych prędkościach, z tym że jedynie przy mniejszej z nich możliwe było zbadanie całego zakresu kątów natarcia do 55° (ze względu na obciążenia czujników dynamometrycznych).

Przedstawione na wykresach wyniki (dla otwartych klap) wykazują znaczne różnice oporu i siły nośnej w porównaniu z bardziej konwencjonalnymi profilami (rys. 4 i 5). Profil z klapami schowanymi daje wykresy podobne do konwencjonalnego profilu, przedstawionego na rys. 3.

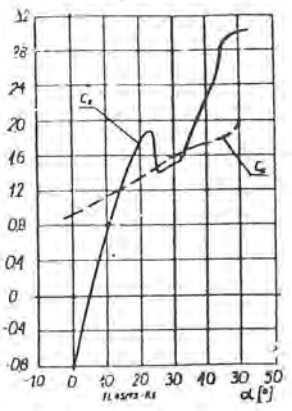
Z rysunku 4 widać, że przy większej prędkości i otwartych klapach skrzydło nie wykazuje tendencji do przeciągnięcia rozumianego w normalnym sensie. Opór skrzydła ogólnie okazał się bardzo duży i nie wzrastał parabolicznie ze wzrostem kąta natarcia, jak to zachodzi w innych profilach. Na rysunkach 4 i 5 zaznacza się wyraźnie wspomniany obszar znajdujący się w



Rys. 3. Przebieg C_z i C_x w zależności od kąta natarcia dla układu z klapami schowanymi, prędkość v = 31,4 m/s, Re = 330 000

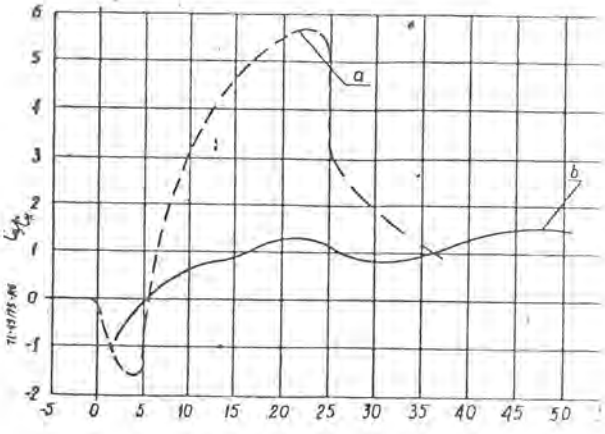


Rys. 4. Przebieg C_z i C_x w funkcji kąta natarcia; klapy otwarte, prędkość przepływu v = 31,4 m/s, Re = 330 000



Rys. 5. Przebieg C_z i C_x w funkcji kąta natarcia; klapy otwarte, prędkość przepływu v = 22,2 m/s, Re = 226 000

przedziale kątów natarcia od 19° do 30°. Na rysunku 6 przedstawiono doskonałość aerodynamiczną skrzydła czyli C_z/C_x dla klap zamkniętych przy prędkości 31,4 m/s i otwartych przy 22,2 m/s. Powoduje to różnicę w liczbach Reynoldsa, jednak wówczas dla mniejszych prędkości można było zbadać przebieg C_z/C_x w większym zakresie kątów natarcia. Optymalny kąt natarcia dla profilu *gładkiego* jest usytuowany w mniejszych kątach natarcia, natomiast dla profilu z otwartymi klapami — na większych kątach. Świadczy to, że profil Kasprzyka jest bardziej odpowiedni przy większych kątach natarcia. Uprzednio podano dwie liczby odnoszące się do prędkości opadania przy dużych kątach natarcia,



Rys. 6. Doskonałość skrzydła modelu w funkcji kąta natarcia: *a*) klapy schowane, *b*) klapy wyciągnięte

a mianowicie 1,02 m/s przy 48,2 km/h i 0,51 m/s przy 32,2 km/h. Z równości ważnej dla małych kątów $C_z/C_x = v/w$ wynika, że doskonałość w podanych przypadkach wynosi 13,3 i 17,6. Wielkości te są sprzeczne z maksymalną wartością doskonałości równą 1,6, uzyskaną w eksperymentach.

W badaniach uzyskano $C_{z\,max} = 2{,}98$ przy kącie natarcia 50°, jednak opór był zawsze znaczny. Podczas wizualizacji opływu stwierdzono, że klapy powodują powstawanie układu wirów. Zetknięto się także z drganiami typu *buffeting*. W swoim założeniu badania te nie miały być obszerne, a celem ich było sprawdzenie prototypowego profilu w tunelu i zdobycie bardziej szczegółowych informacji o korzyściach i ograniczeniach wynikających z zastosowania niecodziennego układu kla
Tak podsumował swą pracę D. Walto

A teraz spróbujmy się zastanowi
o czym świadczy przedstawiony op
badań.

● Uzyskany $C_{z\,max} = 2{,}98$ jest blis
wartości otrzymanej przez W. Kasprzy
ka w locie, to jest 3,15.

● Nadmierny opór, który w wynik
doprowadził do małej doskonałości, z
stał spowodowany zastosowaną meto
pomiarową, a mianowicie:

— w tunelu nie uzyskano przepływ
płaskiego wokół profilu, ponieważ ro
piętość skrzydła nie zajmowała cał
szerokości tunelu;

— zastosowane płyty brzegowe ust
łeczniające wir i służące do uzyskan
opływu płaskiego są do tego celu
małe i mogą powodować powstawan
dużego oporu indukowanego, zwłas
cza że maksymalne kąty natarcia
wówczas równe ok. 55°, a wydłużen
skrzydła modelu jest 3,17; wartości
dają C_x indukowany około 1 (dla prz
pomnienia: wydłużenie skrzydła K
sprzyka jest 15);

— ustawienie płyt brzegowych skrz
dła w odległości ok. 10 cm od ścian
tunelu musiało powodować wzrost tu
bulencji, a zatem i oporu (sposób te
normalnie nie jest stosowany);

— nie można porównywać przepły
wów wokół skrzydła prostego (mode
i skośnego *(Kasper Wing)* gdy wyst
puje na nich wir związany; wiry
wówczas różnią się nieco, a opór skrz
dła prostego jest większy;

— nie spełniony warunek równoś
liczb Re (za mała dla modelu) pow
duje wzrost C_x dla modelu;

— przy bardzo dużych kątach n
tarcia (a one są najważniejsze) mog
wystąpić dławienie przepływu w t
nelu, ponieważ tak ustawione skrzyd
modelu stanowiło pokaźną część po
przekroju komory pomiarowej.

Uzyskane rezultaty tylko częścio
potwierdzają teorię W. Kasprzyka,
żadnym jednak przypadku nie są
stanie jej podważyć. Opisany proble
w dalszym ciągu nie jest całkowic
znany i wymagać będzie dodatkowyc
bardziej solidnych badań, zarówno t
nelowych jak i w locie.