

OBLICZENIA FLATTERU PROSTOKĄTNEGO PŁATA ZE STEREM ZA POMOCĄ MSC NASTRAN, ZONA ZAERO I ANSYS FLUENT - PORÓWNANIE Z WYNIKAMI BADAŃ W TUNELU AERODYNAMICZNYM

WOJCIECH CHAJEC*, ADAM DZIUBIŃSKI**

* CBMK, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, wojciech.chajec@ilot.edu.pl

** Zakład Aerodynamiki, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, adam.dziubinski@ilot.edu.pl

Streszczenie

Do oceny właściwości aeroelastycznych obiektów latających powszechnie wykorzystywane są analizy obliczeniowe w dziedzinie częstości. W niniejszej pracy do sprawdzenia wiarygodności takich obliczeń wykorzystano wyniki badań prostego obiektu (skrzydła ze sterem) przeprowadzonych przed kilku laty w tunelu Instytutu Lotnictwa. W tym celu zbudowano model obliczeniowy badanego obiektu w systemie MSC Nastran. Spośród wielu wyników, do obecnych porównań wybrano najciekawszą konfigurację, dla której w tunelu występował flutter przy prędkości 17,7 m/s, natomiast w obliczeniach w systemie MSC Nastran flutteru nie wykryto. Dla tych danych za pomocą MSC Nastran wykonano metodą PK obliczenia flutteru z wykorzystaniem modeli aerodynamicznych *Doublet Lattice* i pasowego. Obliczenia flutteru wykonano także za pomocą dwu wersji programu ZAERO firmy ZONA: z marca 2005 r. i z sierpnia 2011 r. We wszystkich przypadkach, do uzyskania w obliczeniach zmierzonej prędkości krytycznej flutteru była konieczna korekta modelu aerodynamicznego. Zastosowano korektę sił aerodynamicznych za pomocą współczynników WFACT oraz poprzez zmianę zadanego do obliczeń podziału skrzydło/ster. Ten drugi sposób okazał się bardziej skuteczny. Do uzyskania zgodności wyników obliczeń z eksperymentem najmniejszej korekty wymagało zastosowanie nowego programu ZAERO, nieco większej – MSC Nastranu a największej – starszej wersji programu ZAERO. Dla porównania podano także wyniki analiz flutteru tego samego obiektu i tej samej jego reprezentacji modalnej, wykonane w dziedzinie czasu za pomocą systemu ANSYS/Fluent.

Słowa kluczowe: obliczenia flutteru, obliczenia w dziedzinie częstości, obliczenia w dziedzinie czasu, badanie w tunelu aerodynamicznym.

1. WPROWADZENIE

Poprawne właściwości aeroelastyczne obiektów latających zazwyczaj wykazuje się za pomocą analiz obliczeniowych wykonywanych w dziedzinie częstości, z wykorzystaniem uproszczonych modeli aerodynamicznych, m. in. w systemie MSC Nastran lub ZAERO. Panuje przekonanie, że wyniki takich analiz - w przypadku ich prawidłowego wykonania - znajdują się po stronie bezpiecznej w stosunku do rzeczywistości, dzięki czemu wymagany przepisami zapas bezpieczeństwa wyrażony stosunkiem obliczeniowej prędkości krytycznej do maksymalnej, projektowej prędkości nurkowania, V_D (120 lub 115%) ulega dalszemu powiększeniu, a w przypadku, gdyby wyniki te znajdowały się po stronie niebezpiecznej, błąd zawiera się w podanym marginesie bezpieczeństwa.

Ocena błędów obliczeń flutteru całych samolotów jest trudna i zazwyczaj odbywa się poprzez porównanie z wynikami prób flutterowych w locie lub wynikami badań dynamicznie podobnych modeli flutterowych przeprowadzanych w tunelu aerodynamicznym. Z tego względu warto – odrywając się od rutynowych obliczeń flutteru kompletnych samolotów – wykonać tą samą metodą, w celu jej weryfikacji, obliczenia prostych obiektów badanych w tunelu.

Lorenc, [5] badał w tunelu aerodynamicznym o niskiej turbulencji zamocowane podatnie i posiadające trzy stopnie swobody, prostokątne skrzydło z wychylanym sterem. Wykonał on także identyfikację właściwości dynamicznych wspomnianego obiektu. Jakkolwiek głównym celem tych badań był flutter obiektu nieliniowego, ponieważ obok sprężyn liniowych zastosowano sprężyny o nieliniowych charakterystykach, to uzyskano w nich wiele wyników dla obiektu w założeniu liniowego (zawierającego stałe sztywności sprężyn traktowane jako parametry), które mogą być wykorzystane do porównania z wynikami klasycznych obliczeń flutteru.

Chajec w [2], dla otrzymanych danych obiektu wykonał takie obliczenia flutteru w systemie MSC Nastran. Dla większości wartości zmiennych parametrów, w wynikach tych obliczeń występował flutter przy niższej prędkości krytycznej, niż podczas badań w tunelu, co potwierdziło pogląd, że błąd obliczeń powiększa zapas bezpieczeństwa. Jednak dla jednego zestawu sztywności, pomimo wystąpienia w tunelu aerodynamicznym flutteru przy prędkości 17,7 m/s, w obliczeniach flutter wystąpił dopiero po małej zmianie kompensacji steru w modelu aerodynamicznym. Przypadek ten postanowiono wykorzystać do obliczeń porównawczych wykonywanych kilkoma metodami.

Należy dodać, że w obliczeniach [2], s. 13 - dla wariantu 10 różniącego się od wariantu 13 jedynie zablokowanym sterem – uzyskano prędkość krytyczną 17 m/s (lub nieco więcej w zależności od uwzględnionego tłumienia wewnętrznego) podczas gdy w tunelu, [5], dla tego wariantu flutter wystąpił przy prędkości 20 m/s, co oznacza, że wynik obliczeń zawiera zapas bezpieczeństwa. Na tej podstawie można wyciągnąć wniosek, że przede wszystkim chodzi tu o klasyczny flutter płata o dwóch stopniach swobody a możliwość wychylania steru ten flutter jedynie modyfikuje w kierunku zmniejszenia prędkości krytycznej.

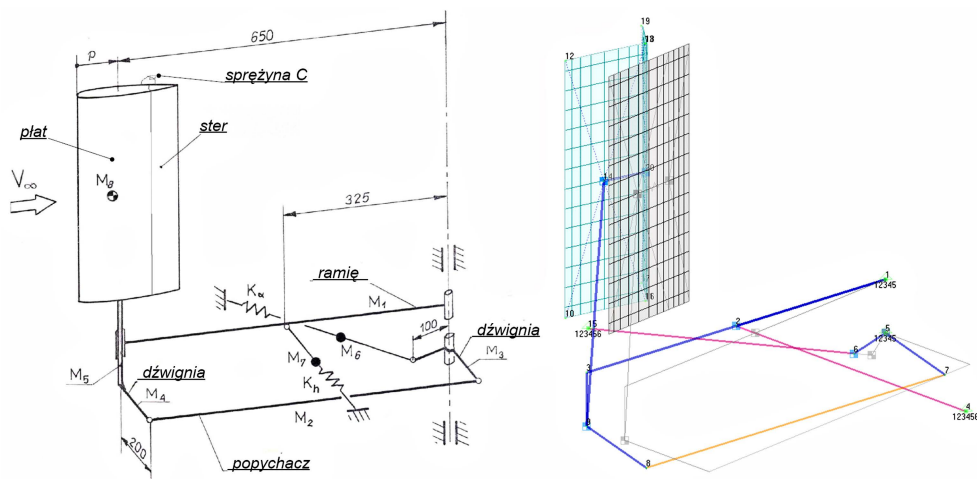
Obok systemu MSC Nastran, do wykonywanych w dziedzinie częstości obliczeń flutteru opisanego przypadku zastosowano dwie wersje, starszą i nowszą, programu ZAERO firmy ZONA Technology, Inc. (www.zonatech.com). Ponadto Dziubiński, [4], w oparciu o założenia [3] wykonał dla tych samych danych porównawcze obliczenia w dziedzinie czasu za pomocą programu ANSYS/Fluent. W niniejszej pracy przedstawiono, porównano i skomentowano uzyskane wyniki.

2. OPIS OBIEKTU ORAZ JEGO MODELU NUMERYCZNEGO W SYSTEMIE NASTRAN

Przedstawiane obliczenia flatteru dotyczą pokazanego na Rys. 1. i 2. obiektu złożonego z płata ze sterem oraz mechanizmu. Płat jest traktowany jako sztywny, w związku z czym obiekt posiada jedynie trzy niezależne stopnie swobody. Wskutek oddziaływania ścian tunelu można założyć, że opływ płata jest w przybliżeniu dwuwymiarowy.



Rys. 1. Obiekt badań w tunelu aerodynamicznym i mechanizm pod przestrzenią pomiarową (sprężyny K_h i K_α są realizowane za pomocą wzбудników), zdjęcia z [5].



Rys. 2. Schemat badanego obiektu oraz jego model numeryczny w systemie Nastran wraz ze sprawdzeniem interpolacji przemieszczeń między modelem strukturalnym a aerodynamicznym dla drugiej postaci drgań własnych wg [2].

Trzy niezależne stopnie swobody obiektu związane są z:

- obrotem ramienia M_1 i odpowiadającą mu sztywnością K_h ,
- obrotem dźwigni M_3 i odpowiadającą mu sztywnością K_α ,
- wychyleniem steru i powiązaną z nim sztywnością C sprężyny łączącej płatek ze sterem.

Dane liczbowe obiektu wg [5]:

<i>rozpiętość płata</i>	- 480 mm
<i>ciężciwa całkowita</i>	- 201 mm
<i>ciężciwa bez steru</i>	- 150 mm
<i>ciężciwa steru</i>	- 55,8 mm
<i>ciężciwa za ośią obrotu steru</i>	- 50,3 mm
<i>masa steru</i>	- 0,0985 kg
<i>masa płata bez steru</i>	- 0,504 kg
<i>moment bezwładności steru względem osi obrotu</i>	- 9,18 e-5 kgm ²
<i>własny moment bezwładności płata ze sterem (obliczony)</i>	- 0,00146 kgm ²
<i>położenie środka masy steru</i>	- 31,5 mm przed krawędzią spływu
<i>położenie środka masy płata bez steru</i>	- 72 mm za krawędzią natarcia

Oprócz powyższych danych, na zachowanie się obiektu w tunelu wpływa wartość parametru p (odległość osi obrotu płata od noska, Rys. 2.) oraz sztywności sprężyn. Do omówionych w niniejszej pracy analiz numerycznych wybrano wariant L20ST, dla którego w tunelu wyznaczono prędkość krytyczną flatteru 17,7 m/s. W tym wariancie $p = 0,04\text{m}$ a wszystkie sprężyny były liniowe i ich sztywności wynosiły: $K_h = 4340\text{ Nm}$, $K_\alpha = 1205\text{ Nm}$ i $C = 0,132\text{ Nm/rad}$.

Prawa część Rys. 2. zawiera model numeryczny obiektu zbudowany w systemie MSC Nastran. Szczegółowy opis tego modelu jest zawarty w [2]. Wspomniany rysunek ilustruje przemieszczenia modelu w drugiej postaci drgań własnych. Dodatkowo rysunek ten zawiera przemieszczenia elementów aerodynamicznych tworzących opisany w punkcie 3., podstawowy model aerodynamiczny oznaczony literą k . Umożliwia to ocenę poprawności interpolacji przemieszczeń obu modeli. Do sporządzenia rysunku wykorzystano parametr OPPHIPA systemu Nastran, własny program przetwarzający elementy aerodynamiczne w elementy CQUAD4 (wg pomysłu W. Cerciżyńskiego) oraz program FEMAP do pokazania wyników.

Model obliczeniowy ma jedynie trzy niezależne stopnie swobody, odpowiadające wymienionym wyżej stopniom swobody obiektu. Wykorzystano trzy następujące niezależne współrzędne fizyczne x_i :

- x_1 – **14 uy** – przemieszczenie boczne profilu (oznaczonego numerem 14 węzła modelu),
- x_2 – **14 oz** – kąt zaklinowania profilu,
- x_3 – **20 oz** – bezwzględny kąt wychylenia steru (ruch steru reprezentuje węzeł 20 modelu obliczeniowego).

Popychacz o masie M_2 jest modelowany za pomocą elementu CONROD o wysokiej sztywności zaznaczonego na Rys. 2. kolorem pomarańczowym. Pozostałe elementy mechanizmu są modelowane za pomocą elementów sztywnych (kolor niebieski) i mas skupionych CONM2 (błękitne kwadraty). Niezmiennie elementy modelu wydzielono do stałego, wspólnego pliku danych. Poszczególne warianty obliczeniowe różnią się sztywnościami. Wariantowi L20ST, dla którego samowzbudne drgania w tunelu pojawiły się przy prędkości około 17,7 m/s odpowiada wariant modelu numerycznego oznaczony numerem **13**.

3. WYNIKI OBLICZEŃ W SYSTEMIE MSC NASTRAN

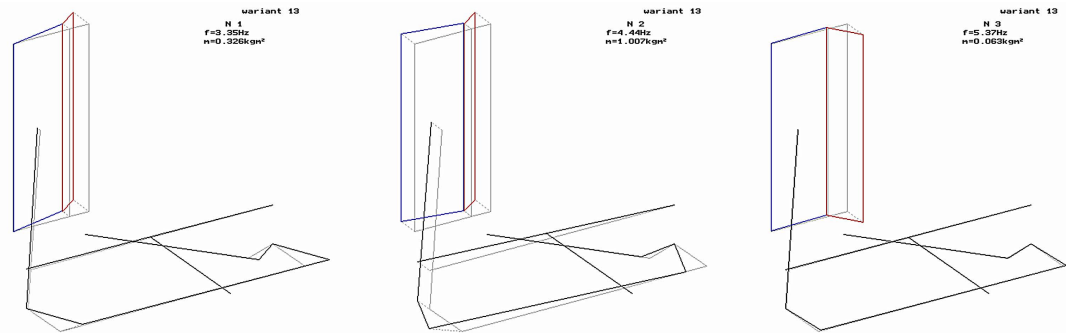
Drgania własne wyznaczone dla wariantu **13** danych zestawiono w Tab. 1 i pokazano na Rys. 3. Postacie drgań własnych $\{\phi_i\}$ mogą służyć do zamiany współrzędnych modalnych q_i na fizyczne x_i (**14 uy**, **14 oz** i **20 oz**):

$$\{x\} = [T]\{q\} \quad \text{oraz} \quad \{q\} = [T]^T \{x\},$$

gdzie $[T] = [\{\phi_1\}, \{\phi_2\}, \{\phi_3\}]$ oraz $[T]^T [T] = [I]$ (1)

Tab. 1. Postacie własne unormowane do masy uogólnionej równej 1

nr	f, Hz	opis	14 uy, m	14 oz, rad	20 oz, rad
1	3,354	odchylenie płata + wychylenie steru	0,3707	5,633	18,65
2	4,442	boczne przemieszczanie płata + wychylenie steru	0,6979	-2,715	10,19
3	5,369	wychylenie steru	0,2863	1,534	-87,60

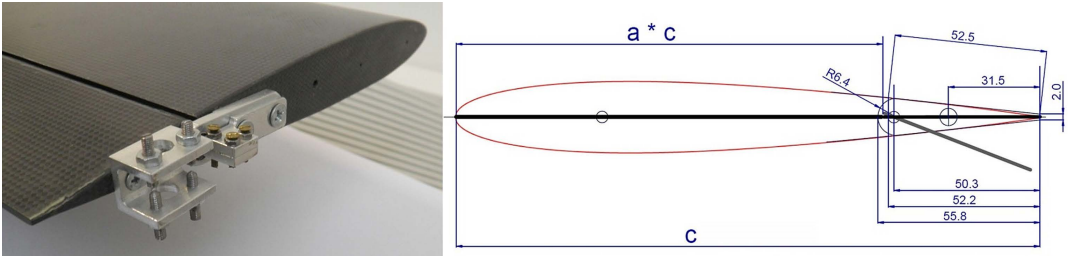


Rys. 3. Postacie drgań własnych wg [2]. Podana masa uogólniona odnosi się do umownej amplitudy drgań 1 metr.

Na Rys. 4. pokazano rzeczywisty profil płata ze sterem oraz uproszczenia zastosowane w modelach do wyznaczania niestacjonarnych sił aerodynamicznych, gdzie profile płata i steru są cienkimi płytami. Wg obecnych pomiarów obiektu, odległość między krawędzią spływu płata a krawędzią spływu steru wynosi 52,5 mm (dla steru w położeniu neutralnym, wynik uśredniony z pomiarów wykonanych po obu stronach), natomiast cięciwa płata ze sterem ok. 199 mm. Dla tych danych parametr a w modelu obliczeniowym powinien być równy $a = 1 - 52,5/199 = 73,8\%$ cięciwy. Dla porównania, nosek steru znajduje się w $1 - 55,8/201 = 72,2\%$ cięciwy. Pomiędzy płatem a sterem istnieje cylindryczna szczelina szerokości rzędu 1 mm, co oznacza, że prawdopodobnie nie ma w niej przepływu, zatem przyjęcie pierwszej wartości parametru a powinno być bardziej uprawnione.

We wszystkich zamieszczanych dalej wynikach obliczeń flutteru wykorzystywano model dynamiczny identyfikowany liczbą **13** (Rys. 2. i 3. oraz Tab. 1.) oraz kilka stosowanych zamiennie

modeli aerodynamicznych identyfikowanych za pomocą liter dodawanych do oznaczenia wariantu obliczeń. Modele te oparte są o panelową metodę warstwy podwójnej (*Doublet Lattice*) wyznaczania niestacjonarnych sił aerodynamicznych lub teorię pasową.



Rys. 4. Płat ze sterem z uchwytem sprężyny C oraz uproszczenia stosowane w modelu aerodynamicznym [opracowanie własne].

Podstawowy model aerodynamiczny do obliczeń flatteru w systemie MSC Nastran wykorzystany do obliczeń wariantu **13k** (litera **k** identyfikuje model aerodynamiczny) pokazano na Rys. 2. Zawiera on 12 elementów na cięciwie (8 na stateczniku i 4 na sterze) i 14 elementów na rozpiętości. W modelu tym podział statecznik/ster znajduje się w $a = 74,6\%$ cięciwy, jest to więc model nieco niedokompensowany aerodynamicznie. Alternatywny model aerodynamiczny, wykorzystany do obliczeń wariantu **13f** składa się z takiej samej liczby elementów, ale podział statecznik/ster jest w nim w $72,9\%$ cięciwy, co oznacza, że model ten jest przekompensowany.

Wyniki obliczeń flatteru dla wariantów **13k** i **13f** w formie wykresów $g(V)$ i $f(V)$ zamieszczono na Rys. 5. Dla zadanej prędkości V w wyniku obliczeń uzyskuje się dla każdej postaci rozwiązania dwie liczby f i g , przy czym f jest częstością a g jest tłumieniem, jakie należałoby dodać do obiektu w celu uzyskania drgań harmonicznym, stąd $g > 0$ jest interpretowane jako drgania narastające. Prędkość V jest opisana jako *EAS* (*Equivalent Air Speed*, czyli prędkość równoważna, co w przypadku prowadzenia obliczeń dla gęstości powietrza jak na poziomie morza nie ma znaczenia) i wyrażona w metrach na sekundę. Do wyznaczenia częstości zredukowanej k przyjęto wymiar odniesienia równy $c/2$. Uzupełnieniem wykresów $g(V)$ i $f(V)$ są wektorowe rysunki udziałów poszczególnych postaci własnych dla wybranych rozwiązań. Obliczenia flatteru wykonano z pominięciem tłumień modalnych poszczególnych postaci własnych. Oznacza to, że podczas interpretacji wykresów $g(V)$ należałoby uwzględnić pewne globalne tłumienie wewnętrzne, np. na poziomie $g=0,03$, co zaznaczono poziomą, błękitną linią kreskową.

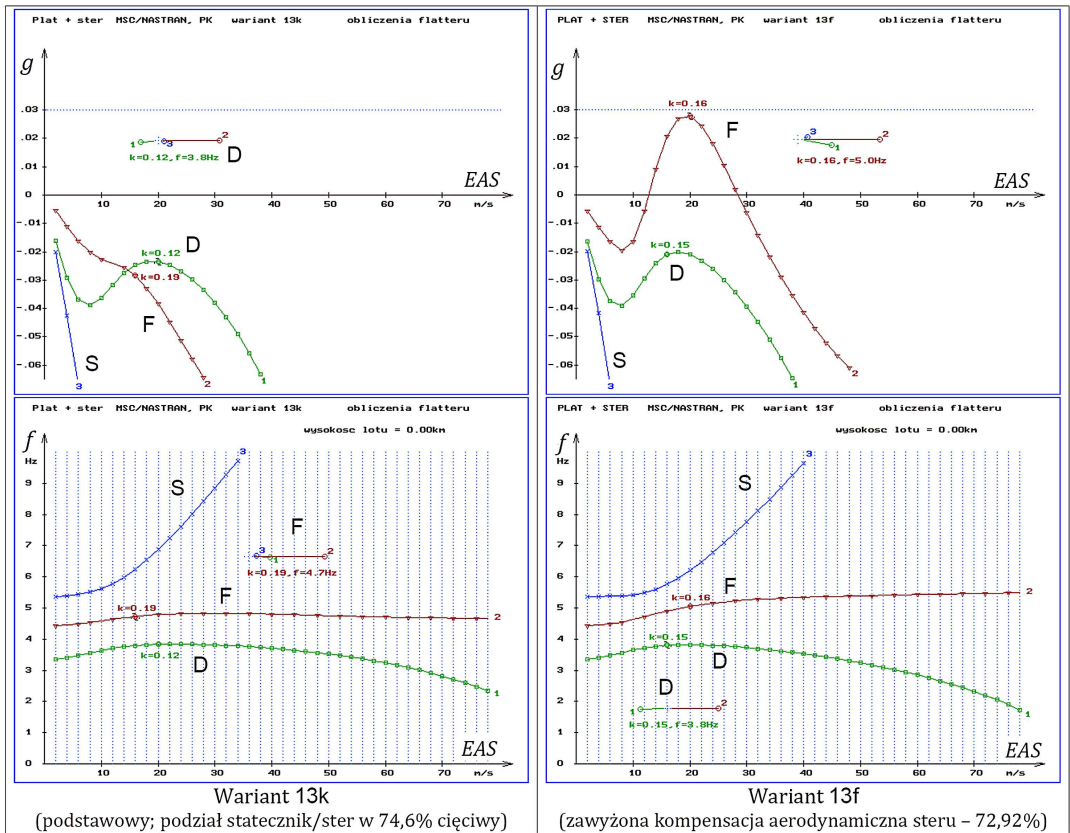
Otrzymano następujące postacie drgań:

D – postać rozbieżności skrętnej (dywergencji), bez wychylania steru,

F – postać flatteru z udziałem wychylania steru,

S – postać tłumionego wychylania steru.

Wyniki obliczeń wykonanych bez korekt modelu aerodynamicznego (wariant **13k**) w ogóle nie zawierają drgań nietłumionych i to pomimo pominięcia tłumienia wewnętrznego. Tymczasem wg badań w tunelu aerodynamicznym, (wariant L20ST), obiekt wpadał we flatter już począwszy od prędkości 17,7 m/s. W obliczeniach wykonanych dla wariantu **13** flatter pojawił się dopiero

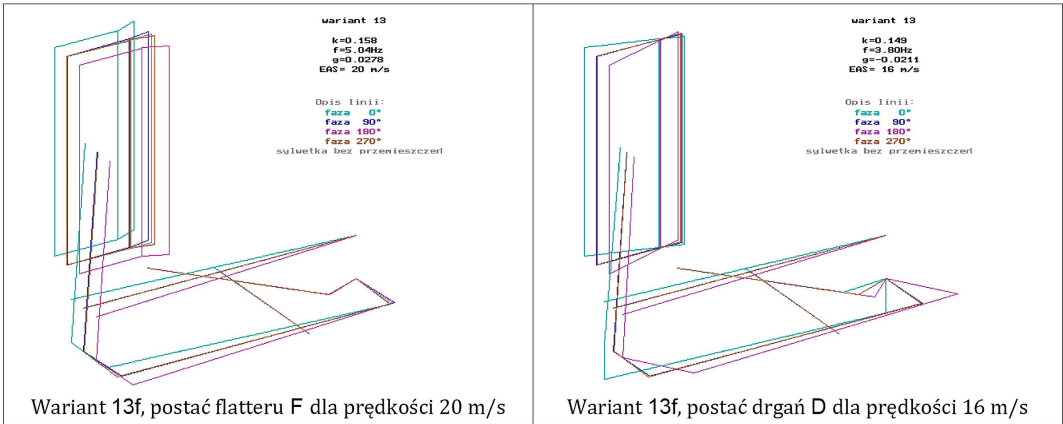


Rys. 5. Wyniki obliczeń flutteru w systemie MSC Nastran, wg [2].

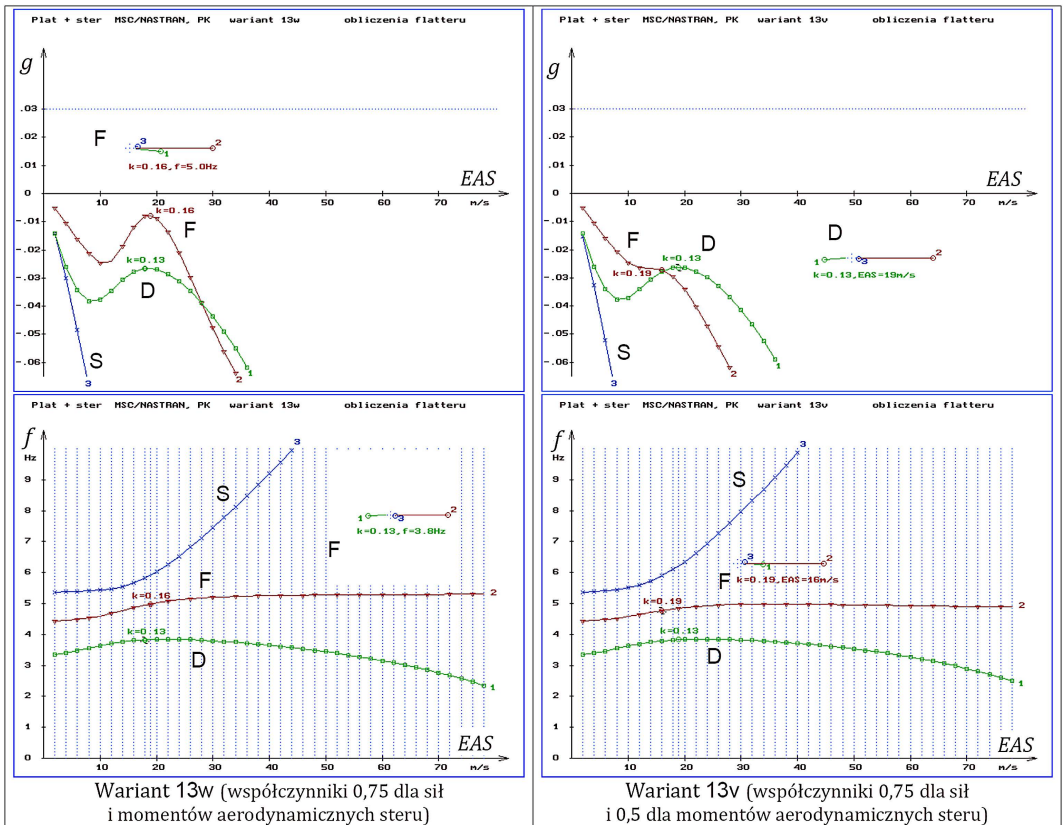
w tych obliczeniach, w których zadano nierzeczywiste położenie linii podziału statecznik ster, wariant **13f**. Wynik ten można interpretować jako flutter jedynie wtedy, gdy tłumienie wewnętrzne byłoby mniejsze od 3%: drgania **F** mają prędkość krytyczną wynoszącą od 12 m/s (brak tłumienia wewnętrznego) do 19 m/s (gdy tłumienie wewnętrzne wynosi $g = 0,028$). Jeżeli tłumienie wewnętrzne przekraczałoby 0,03, drgania byłyby tłumione w całym zakresie prędkości i do uzyskania w obliczeniach rozwiązania typu flutter konieczne jest jeszcze większe fikcyjne przekompensowanie steru.

Warto w tym miejscu zwrócić uwagę na znany fakt, że zwiększenie kompensacji aerodynamicznej steru powoduje zmniejszenie nachylenia krzywej $f(V)$ odpowiadającej postaci wychylenia steru (linie **S** na dolnych wykresach Rys. 5.).

Alternatywnym do zmiany podziału statecznik/ster sposobem korekty sił aerodynamicznych jest wprowadzenie, w ramach panelowej metody *Doublet Lattice*, współczynników korygujących siłę i moment poszczególnych elementów aerodynamicznych. Współczynniki te są oznaczane w dokumentacji systemu MSC Nastran WKK lub WTFACT i są równe jeden, o ile nie zostaną zadane inne. Rys. 7. pokazuje wyniki takich obliczeń, w których wykorzystano podział na elementy aerodynamiczne, jak w wariacie **13k**, lecz dla elementów aerodynamicznych steru zadano mniejsze od jeden współczynniki korekcyjne WTFACT, co oznaczono jako warianty **13w** i **13v**.



Rys. 6. Postać flatteru F oraz postać tłumionych drgań D wg [2].



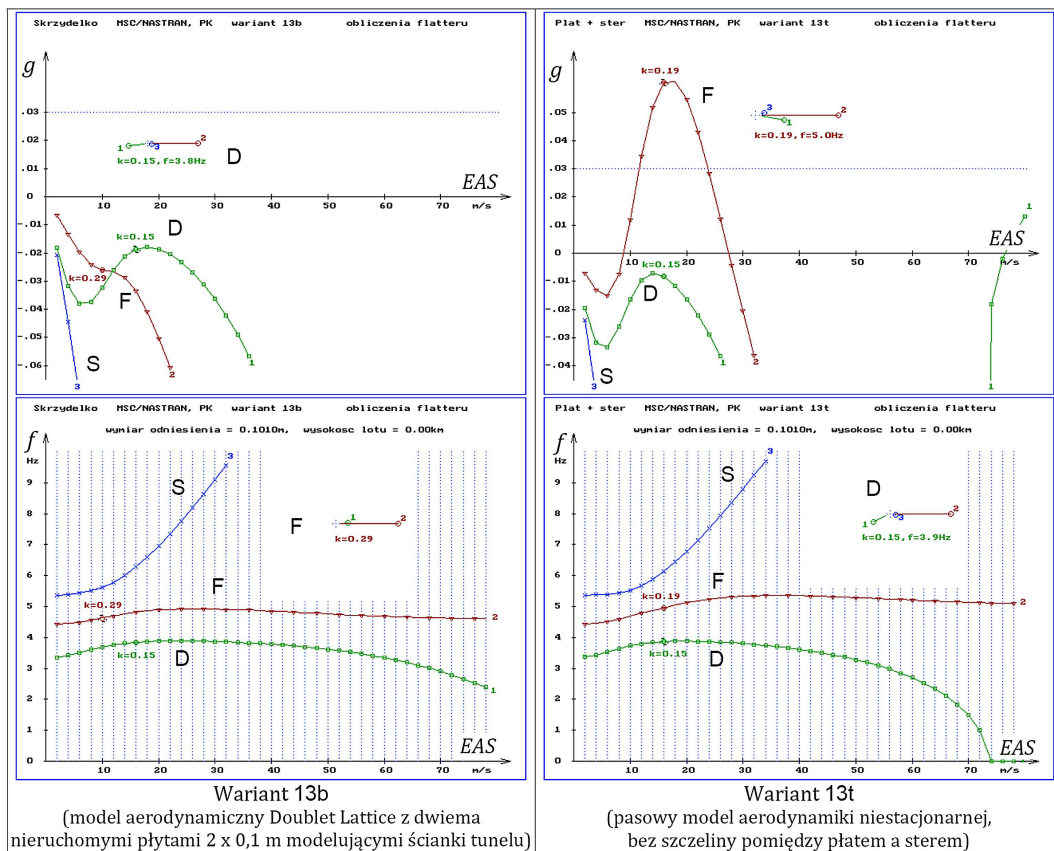
Rys. 7. Wyniki obliczeń flatteru w systemie MSC Nastran - wpływ współczynników korekcyjnych WFACT – wg [2].

Wyniki uzyskane dla obu wariantów danych nie wskazują na wystąpienie flatteru. Wprowadzone współczynniki korekcyjne wpłynęły jednak na przebieg linii flatteru F i linia ta zbliżyła się do osi $g=0$. Linia D jest mniej wrażliwa na wykonane modyfikacje modelu aerodynamicznego.

Przytoczone wyniki sugerują, że zmiana podziału statecznik/ster może być bardziej skutecznym sposobem poprawy wiarygodności obliczeń flatteru w systemie MSC Nastran niż stosowanie współczynników korekcyjnych zalecanych w dokumentacji tego systemu obliczeniowego.

W powyższych obliczeniach pominięto ścianki tunelu sprawiające, że opływ płata jest w przybliżeniu płaski. Wpływ uwzględnienia takich ścianek w obliczeniach analogicznego płata bez steru zbadano w [1]. Obiekt ten służył przede wszystkim do badania w tunelu aerodynamicznym warunków powstawania cyklu granicznego, co następnie analizowano numerycznie w [6], ale wcześniej, w [1] dla tego obiektu wykonano klasyczne obliczenia flatteru w systemie MSC Nastran, dla kilku wartości zmiennych parametrów modelu, z wykorzystaniem kilku modeli aerodynamicznych. Wyniki tych obliczeń potwierdziły, że zarówno dodanie w modelu obliczeniowym *Doublet Lattice* nieruchomych paneli aerodynamicznych symulujących ścianki tunelu, jak również zastosowanie dostępnej w systemie MSC Nastran, alternatywnej teorii pasowej do wyznaczenia niestacjonarnych sił aerodynamicznych obniża prędkość krytyczną flatteru.

Należy się zatem spodziewać, że podobne wymuszenie opływu płaskiego w obliczeniach flatteru płata ze sterem także spowoduje obniżenie się prędkości krytycznej tego flatteru, czyli zbliży wyniki obliczeń do wyniku uzyskanego w tunelu aerodynamicznym. Na Rys. 8. pokazano takie wyniki uzyskane dla płata ze sterem, z podziałem statecznik/ster jak w wariancie 13k, lecz



Rys. 8. Wyniki obliczeń flatteru w systemie MSC Nastran z założeniem przepływu płaskiego wg [2].

z dodatkowymi płytami brzegowymi (wariant **13b**), względnie z wykorzystaniem pasowego modelu aerodynamicznego (wariant **13t**).

Najlepiej przepływ płaski odzwierciedla teoria pasowa, wariant **13t** (Rys. 8. z prawej). Analogiczne obliczenia wykonane z dodaną przed sterem szczeliną o szerokości 0,01 c dały wynik podobny, z tym że wierzchołek linii 2 na wykresie $g(V)$ osiągnął jedynie $g = 0,05$. Uwzględniając tłumienie wewnętrzne można uznać, że prędkość krytyczna flatteru wyznaczona w obliczeniach z wykorzystaniem teorii pasowej jest zbliżona do wyznaczonej w tunelu. W zagadnieniach praktycznych rzadko jednak jest uzasadnione założenie o płaskim przepływie i braku interferencji aerodynamicznej pomiędzy pasami, więc wniosek o wyższości metody pasowej nad panelową byłby pochopny.

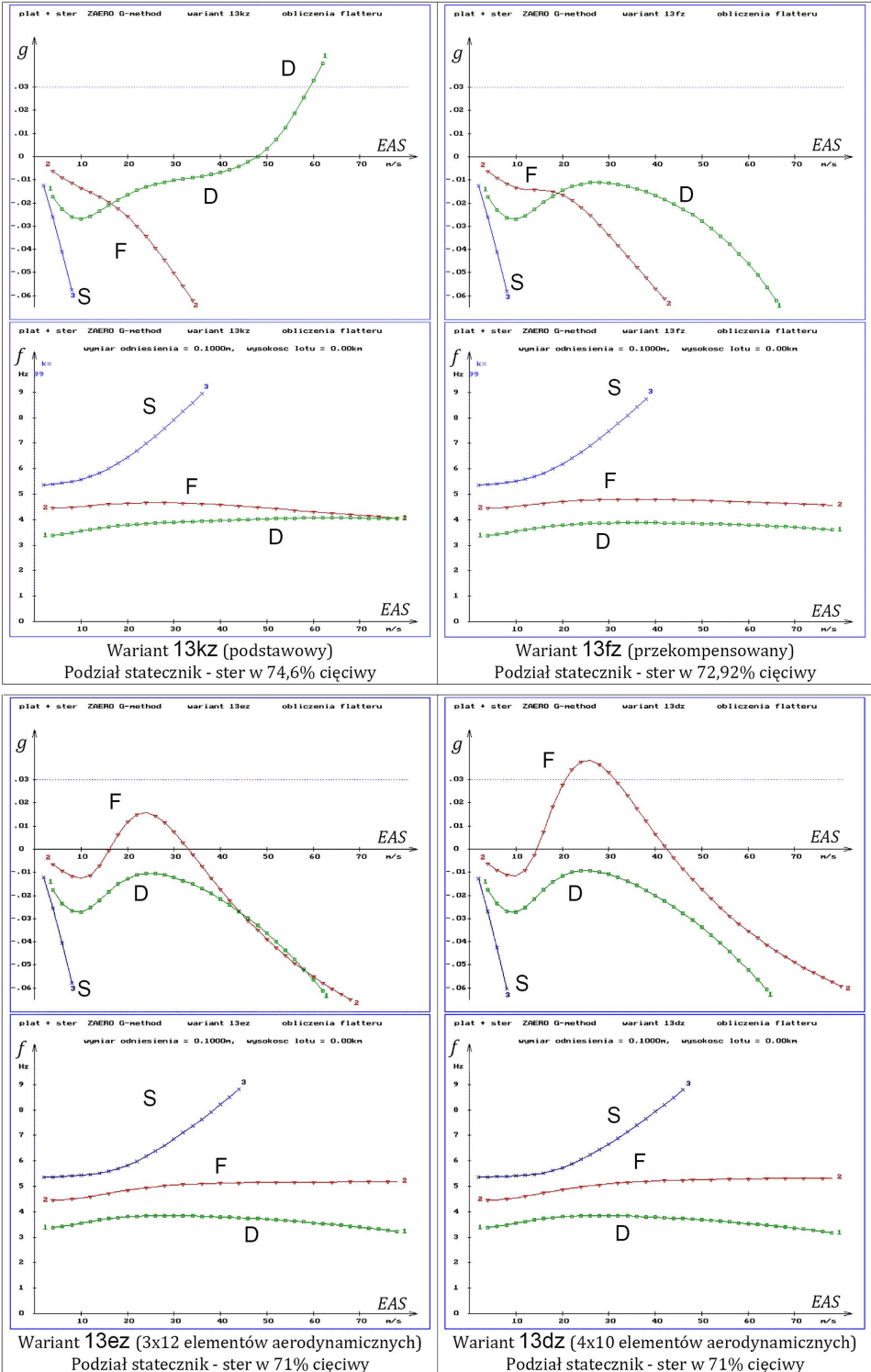
Jak widać z porównania wyników uzyskanych dla wariantów **13k** (Rys. 5., z lewej) i **13b** (Rys. 8., z lewej) uwzględnienie ścianek tunelu powoduje jedynie małe zmiany wyników obliczeń. Do dalszych porównań zrezygnowano z wymuszenia przepływu płaskiego także z tego powodu, że dodanie paneli symulujących ścianki tunelu oznaczałoby przekroczenie maksymalnej liczby elementów aerodynamicznych dostępnej w obliczeniach za pomocą wykorzystywanej wtedy, bezpłatnej licencji demonstracyjnej programu ZAERO a jednym z celów prowadzonych prac była ocena przydatności tego oprogramowania przed zakupem licencji komercyjnej.

4. OBLICZENIA ZA POMOCĄ PROGRAMU ZAERO Z 2005 R.

Do obliczeń porównawczych za pomocą demonstracyjnej wersji programu ZAERO (RELEASE DATE: MAR 2005) firmy ZONA wybrano warianty identyfikowane w poprzednim punkcie jako **13k** i **13f**, różniące się zadaniem do obliczeń stopniem kompensacji aerodynamicznej steru. Ze względu na ograniczenia licencji demonstracyjnej, w obliczeniach za pomocą programu ZAERO zmniejszono do 36 liczbę elementów aerodynamicznych (3 pasy dzielone na 12 części wzdłuż cięciwy) zachowując dotychczasowy podział wzdłuż cięciwy. Wspomniane warianty obliczeń flatteru za pomocą programu ZAERO oznaczono odpowiednio **13kz** i **13fz**. Do obliczeń flatteru w ZAERO wykorzystano drgania własne wyznaczone w systemie MSC Nastran i zapisane w formie pliku **13p.f06** (zastosowano opcję ECHO=SORT).

Rys. 9. zawiera wyniki obliczeń flatteru za pomocą programu ZAERO dla danych odpowiadających wariantom **13k** i **13f**, oznaczonym tutaj **13kz** i **13fz**, oraz dwóch innych, z jeszcze bardziej powiększoną kompensacją aerodynamiczną steru, czyli z wartością parametru a zmniejszoną do 71%. W celu ułatwienia porównań, wyniki uzyskane za pomocą programu ZAERO przedstawiono w ten sam sposób, który wykorzystano do wyników uzyskanych za pomocą systemu MSC Nastran, tj. w postaci wykresów $g(V)$ i $f(V)$ wykonanych przez własny program, który do obsługi wyników ZAERO jedynie nieco zmodernizowano.

Jakkolwiek w wyniku obliczeń flatteru otrzymano podobne, opisane wcześniej postaci drgań **D**, **F** i **S**, to jednak przebiegi tłumienia i częstości tych rozwiązań w funkcji prędkości są istotnie różne od wyników analogicznych obliczeń w systemie MSC Nastran. Dopiero znaczne (przesunięcie linii podziału płat/ster z 74,6 do 71% cięciwy) powiększenie w wariantcie **13ez** zadanego do obliczeń za pomocą ZAERO, aerodynamicznego przekompensowania steru pozwoliło na uzyskanie wyników



Rys. 9. Wyniki obliczeń flatteru za pomocą programu ZAERO z 2005 r., [2].

zblizonych do uzyskanych w systemie Nastran dla wariantu **13f**, gdzie zadano podział statecznik/ster w 72,92% cięciwy.

Dalszy spadek tłumienia drgań **F** uzyskano w wariacie obliczeniowym **13dz**, gdzie zachowując podział statecznik/ster w 71% cięciwy zastosowano podział na 4x10 elementów aerodynamicznych zamiast podziału na 3x12 elementów. Nowy podział jest lepszy od poprzedniego pod względem spełnienia zasad modelowania powierzchni aerodynamicznych w metodzie warstwy podwójnej (DLM), ale nadal proporcje wymiarów podłużnych i poprzecznych elementów aerodynamicznych są dalekie od jedności. To częściowo tłumaczy niską dokładność obliczeń, której dowodem jest widoczna na Rys. 9. (warianty **13ez** i **13dz**) wrażliwość wyniku na sposób podziału powierzchni aerodynamicznych na elementy.

5. OBLICZENIA ZA POMOCĄ PROGRAMU ZAERO Z 2011 R.

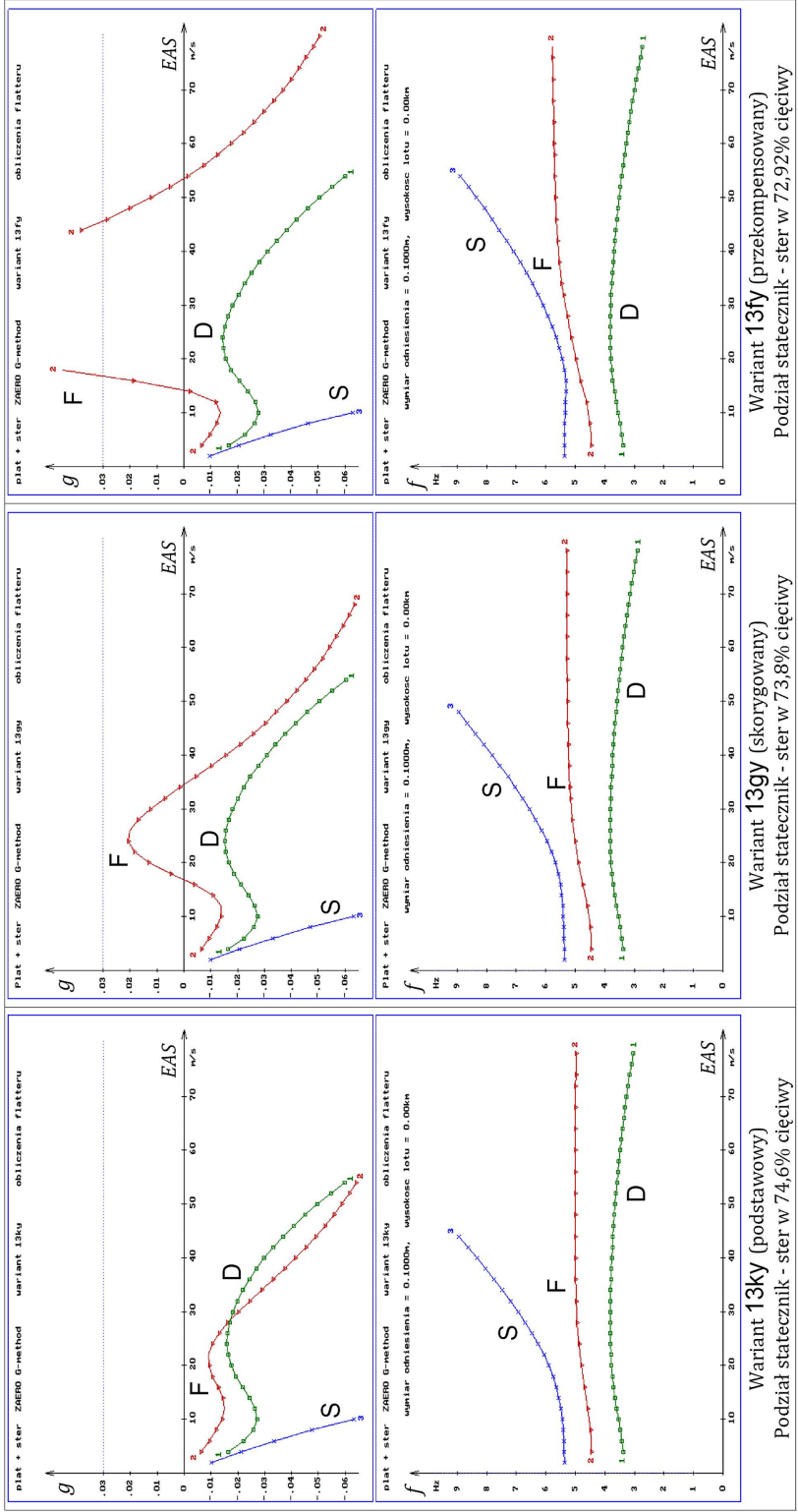
Obliczenia dla wariantów **13kz** i **13fz** powtórzono za pomocą nowszej, demonstracyjnej wersji programu ZAERO (8.5, RELEASE DATE: AUG 2011). Pliki danych były identyczne, ale w celu odróżnienia wyników obliczeń zmieniono nazwy wariantów na **13ky** i **13fy**.

Uzyskane wyniki, zamieszczone na Rys. 10. są zauważalnie różne od analogicznych wyników uzyskanych w systemie MSC Nastran (Rys. 5.), oraz znacząco różne od wyników uzyskanych za pomocą starszej wersji programu ZAERO pokazanych na Rys. 9. Dla steru przekompensowanego aerodynamicznie w stosunku do rzeczywistego obiektu, wariant **13fy**, uzyskano wyraźny flutter przy prędkości niższej od prędkości wystąpienia flutteru w tunelu aerodynamicznym (17,7 m/s), co oznacza, że takie przekompensowanie jest zbędne. W związku z tym dodatkowo wykonano obliczenia dla wariantu wariant **13gy**, w którym założono, że podział statecznik/ster jest w 73,8% cięciwy, co jest wartością najbliższą rzeczywistemu obiektowi.

Korzystając z uprzejmości J. Ceardle z VZLU w Pradze, za pomocą płatnej wersji programu ZAERO (8.4, RELEASE DATE: MAR 2011) wykonano obliczenia dla wariantu **13kx**, który od wariantu **13ky** różni się jedynie większą liczbą elementów aerodynamicznych (4x12; przekraczając ograniczenia wersji darmowej), z zachowaniem podziału wzdłuż cięciwy, w tym podziału statecznik/ster. Wyniki uzyskane dla obu tych wariantów były zbliżone.

Pokazane na Rys. 10. wyniki obliczeń za pomocą nowszej wersji programu ZAERO są najbardziej zbliżone do wyników badań w tunelu aerodynamicznym, gdzie dla tego obiektu prędkość krytyczną flutteru oszacowano na 17,7 m/s. Do uzyskania tego wyniku (pamiętając o pewnym tłumieniu wewnętrznym), wystarczy założyć położenie linii podziału płat/ster pośrednie pomiędzy 73,8% (najbliższe rzeczywistej geometrii, por. opis Rys. 4.) a 72,9%.

Z porównania wyników uzyskanych za pomocą różnych wersji programu ZAERO można wyciągnąć wniosek, że w programie tym, pomiędzy rokiem 2005 a 2011 wprowadzono pewne zmiany. Dzięki konsultacji [8], w podręczniku ZAERO, [7], str. 3-41 znaleziono informację, że począwszy od wersji 8.4. wprowadzono istotną zmianę sposobu wyznaczania sił aerodynamicznych dla zakresu poddźwiękowego. Polega ona na przeniesieniu środka sił aerodynamicznych każdego elementu aerodynamicznego z 50% (we wcześniejszych wersjach ZAERO) do 25% (jak w systemie NASTRAN) jego średniej cięciwy. W świetle uzyskanych wyników należy metodę stosowaną przed



Rys. 10. Wyniki obliczeń flutteru za pomocą programu ZAERO w wersji z 2011 r. [opracowanie własne].

wersją 8.4 uznać za błędną w zastosowaniu do przepływu poddźwiękowego. Można przypuszczać, że błąd ten spowodowany był faktem, że pierwotnie oprogramowanie ZONA koncentrowało się na przepływach naddźwiękowych.

Dodatkowym wnioskiem jest stwierdzenie, że wystąpienie flatteru w wynikach obliczeń oraz jego prędkość krytyczna zależy od zadanego położenia linii podziału statecznik/ster oraz obecności tłumienia wewnętrznego.

6. OBLICZENIA W DZIEDZINIE CZASU ZA POMOCĄ SYSTEMU ANSYS/FLUENT

Algorytm obliczeń analizowanego obiektu w dziedzinie czasu zamieszczono w [3]. Model numeryczny opiera się na założeniu, że obiekt mechaniczny (profil) porusza się w płaskim opływie niestacjonarnym. Ruch brzegu profilu (konturu) wyznaczany jest z całkowania $n=3$ równań ruchu zapisanych w sposób modalny, czyli w rozwinięciu względem postaci własnych, unormowanych do jednostkowej masy uogólnionej. Dzięki zapisowi modalnemu równania dla kolejnych postaci własnych są sprzężone jedynie przez siły aerodynamiczne f_i , bo macierz masowa (jednostkowa), macierz tłumienia (z założenia) i macierz sztywności, $diag(\omega_1^2, \dots, \omega_n^2)$, są diagonalne. Dla każdej postaci o numerze i jest to równanie:

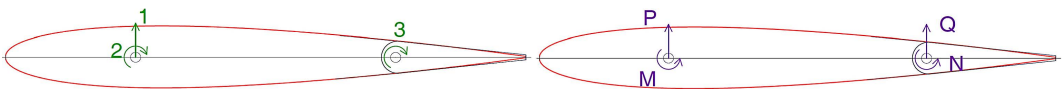
$$\ddot{q}_i + c_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = f_i, \quad i = 1, \dots, n, \quad (2)$$

gdzie: q_i – oznacza udział i -tej postaci w ruchu wypadkowym. Równania te mogą być całkowane niezależnie, o ile dla każdego kroku, na podstawie położenia konturu, zostaną obliczone (np. w programie FLUENT) siły uogólnione f_i .

Dla każdego kroku czasowego znane są początkowe wartości współrzędnych głównych q_i oraz – na mocy (1) – wartości współrzędnych fizycznych x_i . Siły uogólnione f_i wyrażają się wzorem:

$$\{f\} = [T]^T \{F\}, \quad \text{gdzie: } \{F\} = [F_1, F_2, F_3]^T \quad (3)$$

Położenie profilu ze sterem względem opływu definiują trzy współrzędne fizyczne 1, 2 i 3 pokazane na Rys. 11.



Rys. 11. Współrzędne fizyczne x_i profilu ze sterem oznaczone 1, 2 i 3. Siły P i Q i momenty M i N na profilu i sterze [Chajec, 2011].

Występujące w równaniu (3) siły F_i odpowiadają kolejnym współrzędnym fizycznym x_i i są zależne w sposób podany w Tab. 2. od następujących reakcji aerodynamicznych na dwa kontury znajdujące się w przepływie płaskim, przy czym dodatnie zwroty momentów przyjęto przeciwnie

do zwrotów odpowiednich kątów obrotu:

P – wypadkowej siły działającej na profil (bez steru, przyłożonej w 25% cięciwy),

M – momentu aerodynamicznego działającego na profil (bez steru),

Q – wypadkowej siły działającej na ster (przyłożonej w osi obrotu),

N – momentu zawiasowego steru.

Tab. 2. Siły aerodynamiczne odpowiadające współrzędnym fizycznym

numer współrzędnej fizycznej i	współrzędna fizyczna x_i	siła F_i
1	14 uy – przemieszczenie boczne profilu	P + Q
2	14 oz – kąt zaklinowania profilu,	- M - Q (0,1005 m)
3	20 oz – bezwzględny kąt wychylenia steru	- N

Autor analiz w systemie ANSYS/Fluent, A. Dziubiński, wykonał w [4] omówione poniżej obliczenia flatteru w dziedzinie czasu z wykorzystaniem własnych makr całkujących równanie ruchu (3 modalne stopnie swobody). Uogólnione siły aerodynamiczne f_i obliczono tam na podstawie bieżącego położenia konturu, wynikającego z całkowania równań (2) w dziedzinie czasu oraz całkowania na konturze profilu rozkładu ciśnień i sił tarcia wyznaczonych na podstawie pola przepływu, które jest wynikiem rozwiązania niestacjonarnego. Rozwiązanie to ze swej natury niesie ze sobą informację o tym jak zmieniało się ono w poprzednich krokach, czyli informację o historii przepływu. Dzięki temu uwzględniane są struktury w polu przepływu które znajdują się już w śladzie aerodynamicznym (wiry, oderwania) a nadal wpływają na siły oddziałujące na profil aerodynamiczny. Dzięki zastosowaniu metody objętości skończonych rozwiązywania uśrednionych równań ruchu płynu (RANS) można było zbadać flatter nie tylko w zakresie przepływów bezwiryowych potencjalnych jak w przypadku metod panelowych i siatki wirowej, ale również w stanach gdzie następuje oderwanie i zawirowania przepływu podobne do ścieżki wirów Karmana. W modelu uwzględniono możliwość przepływu w szczelinie pomiędzy profilem a sterem.

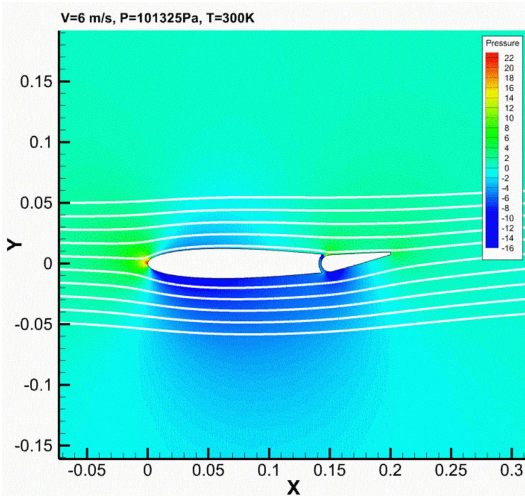
W prezentowanych, wstępnych obliczeniach przyjęto, że przepływ jest płaski, co jest uzasadnione istnieniem dolnej i górnej ściany tunelu. Założenie to ułatwia obliczenia, m. in. przebudowę siatki – wykorzystano 2-wymiarową siatkę tworzoną przez ANSYS/Gambit. Oczywiście, w przyszłości należałoby stosować modele przestrzenne, gdyż rzadko założenie przepływu płaskiego jest uzasadnione. Zastosowano model płynu lepkiego i ściśliwego (mimo, że analizowane prędkości przepływu są małe w porównaniu z prędkością dźwięku). Symulacji dokonano metodą rozwiązania uśrednionych równań Naviera-Stokesa z modelem turbulencji Spalart Allmaras.

Obliczenia wykonano dla prędkości przepływu 6, 10, 16 i 20 m/s zakładając te same warunki początkowe: małe, niezerowe przemieszczenie modalne nr 3 (w którym dominuje wychylenie steru, Tab. 1.), zerowe pozostałe przemieszczenia i prędkości modalne. W Tab. 3. zestawiono wyniki obliczeń dla tych prędkości, które uzyskano w formie tekstowej oraz animacji (GIF). Animacje pokazują ruch płata ze sterem oraz modyfikacje siatki przepływu, pole ciśnienia (niekiedy z dodanymi liniami prądu) oraz rozkład szybkości, czyli modułu wektora prędkości.

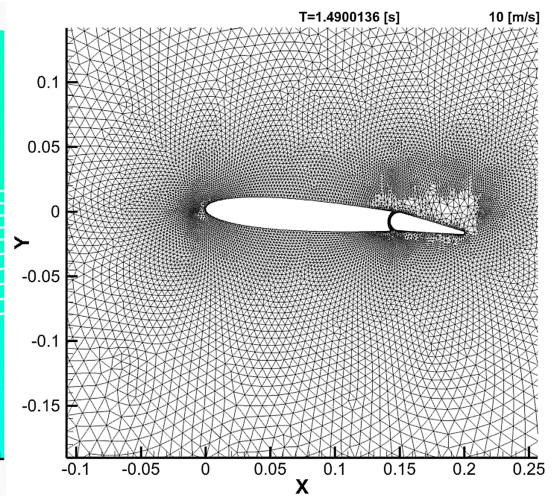
Tab. 3. Wyniki obliczeń flatteru w systemie ANSYS/Fluent

prędkość	wyniki tekstowe	siatka	ciśnienie	szybkość	rodzaj ruchu
6 m/s	P06.txt	P06_msh.gif	P06_pathlines.gif	P06_speed.gif	tłumiony
10 m/s	P10.txt	P10_msh.gif	P10_press .gif	P10_speed .gif	wolno narastający
16 m/s	P16.txt	P16_msh.gif	P16_press .gif	P16_speed .gif	silnie narastający
20 m/s	P20.txt	P20_msh.gif	P20_press .gif	P20_speed .gif	silnie narastający

Rysunki 12. i 13. pokazują wybrane – spośród zamieszczonych w Tab. 3. – wyniki obliczeń opływu płata ze sterem z prędkościami 6 i 10 m/s. Dla prędkości 6 m/s drgania zainicjowane wychyleniem steru zostają z czasem wytlumione. Prędkość 10 m/s powoduje już narastanie drgań, przy czym – przynajmniej w fazie początkowej – można zauważyć, że ruch jest złożeniem trzech zespolonych postaci ruchu o różnej częstotliwości.



Rys. 12. Przemieszczenia, pole ciśnienia i położenie linii prądu w opływie z prędkością 6 m/s dla chwili początkowej, [4], kadr z pliku P06_pathlines.gif



Rys. 13. Przemieszczenia obiektu i siatki obliczeniowej w opływie z prędkością 10 m/s dla chwili $T = 1,49$ s, [4], kadr z pliku P10_msh.gif

Jak to ilustruje Rys. 13. napotkano trudności z dostosowaniem siatki obliczeniowej w przypadku dużych przemieszczeń badanego konturu. Trudności te polegały na pojawianiu się dużych elementów siatki w miejscach dużych przemieszczeń konturu, w jego bliskim sąsiedztwie – co, jak należy przypuszczać, psuje dokładność obliczeń – przy jednoczesnym istnieniu małych elementów siatki daleko od konturu, co nie jest uzasadnione dokładnością obliczeń. Zastosowana modyfikacja siatki stanowiła złożenie odkształcania i przebudowy siatki. Wydaje się, że w przyszłości należy stosować jedynie przebudowę (ang. *remeshing*) siatki, gdyż z doświadczenia pozyskanego po przeprowadzeniu prezentowanych obliczeń wiadomo, że nie wprowadza się wtedy spadku jakości siatki, a dający się wówczas zauważyć wzrost liczby elementów w obszarze ruchu obiektu – a więc wielkości siatki obliczeniowej – jest do przyjęcia. Możliwe jest wtedy także dokładniejsze modelowanie warstwy przyściennej.

Wspomniane trudności sprawiły, że dla dużej amplitudy przemieszczeń konturu wynik obliczeń jest niedokładny. Mimo to uprawnione jest stwierdzenie oparte na zachowaniu się modelu w zakresie małych przemieszczeń, że przy prędkości 10 m/s ruch staje się niestateczny, co oznacza, że obliczona prędkość krytyczna leży pomiędzy 6 a 10 m/s. Warto przypomnieć, że wg badań w tunelu, prędkość krytyczna wynosiła 17,7 m/s. Wspomniana rozbieżność daje się wytłumaczyć stosowanym konsekwentnie założeniem przepływu płaskiego oraz brakiem uwzględnienia tłumienia wewnętrznego w modelu mechanicznym.

7. WNIOSKI

Różnymi metodami wykonano obliczenia flutteru w dziedzinie częstości dla obiektu, dla którego podczas badań w tunelu aerodynamicznym otrzymano prędkość krytyczną 17,7 m/s. Obiektowi temu odpowiada model obliczeniowy oznaczony symbolem **13**. Wyniki obliczeń flutteru powinny dawać wyniki z błędem zwiększającym bezpieczeństwo w stosunku do rzeczywistości. Tymczasem wyniki uzyskane dla tego modelu niekiedy nie spełniają tego warunku.

W podstawowym wariantcie **13k** obliczeń flutteru w systemie MSC Nastran dla podstawowego modelu aerodynamicznego w obliczeniach w ogóle nie uzyskano flutteru (Rys. 5. z lewej). Próby skorygowania wyników za pomocą wprowadzenia współczynników korekcyjnych dla sił aerodynamicznych, Rys. 7. dały mierne skutki. Lepszą zgodność z wynikami badań tunelowych wykazują wyniki obliczeń flutteru wykonanych z założeniem nieco powiększonej kompensacji aerodynamicznej steru (wariant **13f** w którym linię statecznik ster założono w 72,9% ciężiwy).

Analogiczne obliczenia wykonano z wykorzystaniem dwu wersji programu ZAERO firmy ZONA. Także w tym przypadku dopiero zastosowanie polegającej na zwiększeniu kompensacji aerodynamicznej steru (przesunięcie linii podziału statecznik/ster z 74,6% do 72..73% ciężiwy) korekty modelu aerodynamicznego zbliżyło wyniki obliczeń tego wariantu do wyników badań praktycznych, przy czym konieczna korekta była najmniejsza w przypadku nowszej wersji programu ZAERO. Podsumowując obliczenia wykonane z wykorzystaniem modelu aerodynamicznego *Doublet Lattice* wypada stwierdzić, że minimalnej korekty wymagają obliczenia wykonane w nowszej wersji programu ZAERO, nieco większej – obliczenia w systemie MSC Nastran a największej – w starszej wersji programu ZAERO.

Powiększenie kompensacji pociąga za sobą wolniejsze narastanie częstości wychylania steru – linia **S** na wykresie $f(V)$, Rys. 5. i 10., co – w przypadku gdy zachodzi klasyczny flutter z udziałem wychylania steru – powoduje zazwyczaj wzrost jego prędkości krytycznej. Flutter **F** nie jest jednak typowym flutterem sterowym (przeciwnie, jest to raczej typowy flutter z udziałem przemieszczania się i obrotu płata a wychylanie steru ma w nim znaczenie raczej drugorzędne). W analizowanych wynikach obliczeń zwiększona kompensacja aerodynamiczna steru spowodowała destabilizację drgań, m. in. dlatego, że – wskutek zmniejszenia się częstości drgań **S** wskutek zwiększania się zadanej kompensacji aerodynamicznej – linie **S** i **F** na wykresie $f(V)$, zbliżają się do siebie, co ilustrują Rys. 5. i 10.

Konieczność korekt po części można tłumaczyć tym, że wszystkie skomentowane wyżej wyniki uzyskano z obliczeń, w których wykorzystano panelowy model aerodynamiczny

uwzględniający skończone wydłużenie płata, bez wpływu ścianek tunelu. Dodanie modelu takich ścianek w przypadku aerodynamiki panelowej daje pewną poprawę widoczną podczas porównania wyników uzyskanych dla wariantu **13k** (Rys. 5.) i **13b** (Rys. 8.). Radykalną poprawę daje zastosowanie w systemie MSC Nastran pasowego modelu aerodynamiki, wariant **13t**, Rys. 8. W tym przypadku uzyskano – w przypadku pominięcia tłumienia wewnętrznego – prędkość krytyczną flatteru ok. 9 m/s, a w przypadku, gdy tłumienie to byłoby na dość typowym poziomie $g = 6\%$ ($\alpha = 3\%$) wynikiem obliczeń byłaby prędkość zbliżona do wyników badań w tunelu. Wniosek, że zastosowanie modelu pasowego, zakładającego opływ płaski, daje w wyniku obliczeń niższe prędkości krytyczne flatteru jest dość oczywisty i wynika także z obliczeń wykonanych w [2]. Widać, że stara teoria pasowa ma swoje zalety, którymi są szybkość i dokładność, jednak trzeba przyznać, że rzadko zdarza się, by – tak jak w prezentowanym przykładzie – były spełnione założenia konieczne do jej stosowania.

Interesujący wynik dla analizowanego obiektu uzyskano w [4] w efekcie wykonywanych w dziedzinie czasu obliczeń za pomocą systemu ANSYS/Fluent, co w skrócie omówiono w rozdziale 6. Wyznaczona tam prędkość krytyczna flatteru znajduje się pomiędzy 6 a 10 m/s, co jest wartością wyraźnie niższą od uzyskanej w badaniach przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym (17,7 m/s dla wariantu L20ST). Rozbieżność tę także tłumaczy fakt, że, w analizach tych pominięto tłumienie wewnętrzne oraz założono płaski opływ obiektu, podobnie, jak we wcześniejszych analizach flatteru w dziedzinie częstości, z wykorzystaniem pasowego modelu aerodynamicznego.

Podsumowując można sformułować wniosek, że w dowodowych obliczeniach flatteru wykonywanych w dziedzinie częstości z wykorzystaniem uproszczonych modeli aerodynamicznych – w przypadku braku lepszych danych – należy wykonywać obliczenia dla kilku modeli aerodynamicznych różniących się kompensacją aerodynamiczną steru i za miarodajny uznawać wynik zawierający najniższą prędkość krytyczną flatteru. Zmiana kompensacji aerodynamicznej, czyli linii podziału statecznik/ster w modelu aerodynamicznym jest prostsza od wprowadzania aerodynamicznych współczynników korekcyjnych w postaci macierzy WFACT a daje lepsze skutki.

Powyższy wniosek staje się oczywisty w sytuacji, gdy wyznaczenie linii podziału płat/ster w równoważnym modelu panelowym jest niejednoznaczne i subiektywne. Było tak nawet w badanym, stosunkowo prostym przypadku symetrycznego profilu z niemal bezszczelinowym sterem (Rys. 4.), ale staje się szczególnie wyraźne w przypadku lotki Friesego, gdzie bardzo trudno wskazać właściwe położenie tej linii i dobrą praktyką jest wykonanie obliczeń dla jej dwóch skrajnych położań.

Jakkolwiek przytoczony, pojedynczy przykład nie upoważnia do wysuwania ogólnych wniosków nt. zgodności z rzeczywistością wyników obliczeń flatteru wykonanych za pomocą systemu MSC Nastran i ZONA ZAERO, można przypuszczać, że nowsza wersja programu ZAERO daje wyniki najbliższe rzeczywistości. Ponadto program ZONA ZAERO umożliwia wygodne wprowadzenie do obliczeń flatteru drgań własnych wyznaczonych w inny sposób (także za pomocą badań rezonansowych) a także udostępnia – nie wykorzystywany w niniejszym opracowaniu – własny program do kreślenia wykresów $g(V)$ i $f(V)$. Podobnie do systemu MSC Nastran, wyniki obliczeń flatteru uzyskane za pomocą ZAERO zawierają tzw. “wektory flatteru”, czyli zapis

postaci flutteru w formie zespolonej kombinacji postaci drgań własnych, co ułatwia animację postaci flutteru w niezależnych programach. Oferowany, standardowy zapis tych postaci w formie pliku interpretowanego za pomocą m. in. postprocesora FEMAP jest niezbyt wygodny z powodu konieczności zadania amplitudy drgań już w danych do obliczeń flutteru i zapisu postaci drgań za pomocą serii plików, w których przemieszczenia modelu dodawane są do jego geometrii.

LITERATURA

- [1] Chajec, W., 1998, „Analizy flutteru w systemie MSC Nastran sprężyste zamocowanego skrzydełka o dwóch stopniach swobody, badanego w tunelu małej turbulencji”. Praca wykonana na zlecenie Instytutu Lotnictwa (niepublikowana).
- [2] Chajec, W., 2010, „Analiza flutteru w systemie Nastran zamocowanego podatnie płata ze sterem o trzech stopniach swobody. Wydanie 2 poprawione”, 5/BU/2010, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [3] Chajec, W., 2011, „Założenia i dane do badania przydatności systemu FLUENT do obliczeń flutteru”, 1/BU/2011, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [4] Dziubiński, A. 2012, „Wykorzystanie analizy niestacjonarnej CFD do określania sił aerodynamicznych w drganiach flutterowych”, 3/BA-A2/12/P, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [5] Lorenc, Zb., 2009, „Badania w tunelu aerodynamicznym małej turbulencji modelu flutterowego o trzech stopniach swobody”, 19/BU/2009, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
- [6] Potkański, W., Lorenc, Zb. i Szeląg, D., 2008, “LCO Calculations Compared with Wind Tunnel Experiment for 2D Flutter Model”, Prace Instytutu Lotnictwa, 193, s. 3-31.
- [7] ZAERO v. 8.5 User's Manual, ZONA 02 – 12.4, June 2011, ZONA Technology, Inc.
- [8] Chang, R., 2013, Korespondencja z konsultantem technicznym (Reggie Chang) firmy ZONA, reggie@zonatech.com.

MSC NASTRAN, ZONA ZAERO AND ANSYS/FLUENT FLUTTER COMPUTATION OF RECTANGULAR WING WITH CONTROL SURFACE – COMPARISON WITH WIND TUNNEL FLUTTER TESTS RESULTS

Abstract

A computational analysis in time domain are commonly used for the aeroelastic properties evaluation. In this paper, the credibility of this analysis is proven, based on wind tunnel flutter tests of a simple object – a wing with control surface - provided a few years ago. For this purpose the MSC Nastran computational model was prepared. In order to make the comparison and to obtain a more detailed analysis in time domain, the most interesting test object configuration was selected. For this configuration, on one hand, in the wind tunnel flutter occurs at 17,7 m/s, but on the other

hand, by the MSC Nastran typical aerodynamic flutter computation no flutter was detected. For this model the flutter computation using MSC Nastran with PK method and *Doublet Lattice* as well as strip aerodynamic models, and two versions: March 2005 and August 2011 of the ZAERO software of ZONA Technologies, Inc. were provided. In each case, an aerodynamic model correction for the consistency with test results was necessary. The correction by WTFAC factors or by, for computation done, wing/control surface dividing line change was used. The second idea turned out to be more effective. In order to get good consistency, the new ZAERO software needs the smallest correction of dividing line localization, MSC Nastran needs a middle correction and the old ZAERO software needs the greatest correction. However, in the case of using in MSC Nastran the strip aerodynamic theory, the good consistency appeared. For comparison, there are also presented flutter analyses in time domain concerning the same object, and the same its modal representation, but using ANSYS/Fluent system.

Keywords: aerodynamic flutter calculation, calculations in frequency domain, calculations in time domain, wind tunnel test.

W artykule wykorzystano m. in. wybrane wyniki uzyskane podczas realizacji projektu badawczego realizowanego wg umowy 2224/B/T02/2009/37 zawartej pomiędzy Ministerstwem Nauki i Szkolnictwa Wyższego, Instytutem Lotnictwa i autorem, finansowanego ze środków na naukę w latach 2009..2012, zamieszczone w sprawozdaniu merytorycznym z realizacji tej umowy. Wyniki te przedstawiono na Konferencji Użytkowników Oprogramowania MSC.Software i Simufact w Białce Tatrzańskiej w 2014 r.