

AKTUALNE METODY I PROCEDURY BADAŃ FLATTEROWYCH W LOCIE

ANTONI NIEPOKÓLCZYCKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Niniejsza praca prezentuje aktualnie stosowane metody badań flutterowych w locie oraz analizę ich wad i ograniczeń. Przedstawiono również wymagania i warunki, które nowe algorytmy, metody i procedury muszą spełnić, by mogły być zaakceptowane przez nadzór lotniczy, producentów, inżynierów i pilotów.

1. WSTĘP

Rozwój nowych konstrukcji lotniczych lub modyfikacja istniejących statków powietrznych wymaga udowodnienia, że w pełnym zakresie prędkości użytkowej nie występuje zjawisko flutteru.

Niniejsza praca poświęcona jest ostatniemu etapowi dowodzenia swobody od flutteru, tzn. metodom i procedurom badań flutterowych w locie.

Podstawową cechą obecnie stosowanych metod jest to, że wymagają one wzbudzenia drgań w czasie prób w locie, wykonywania prób w spokojnym powietrzu (bez turbulencji) i wymagają bardzo dużego udziału człowieka w analizie danych pomiarowych.

Nowe metody powinny wykorzystywać do analizy własności flutterowych pomiary drgań struktury samolotu wykonywane w czasie normalnych lotów w warunkach ustalonych oraz w czasie lotów badawczych, w których następuje wzrost drgań samolotu; np.:

- loty w warunkach przeciągnięcia (małe prędkości),
- loty dla udokumentowania żądanej wytrzymałości konstrukcji,
- loty dla oceny własności manewrowych samolotu (cały zakres prędkości),
- wykonywanie figur akrobacji,
- loty w burzliwej atmosferze (turbulencje powietrza).

Metody te powinny również zautomatyzować proces obróbki danych pomiarowych tak, aby oczekiwane wyniki uzyskiwane były bez udziału człowieka w możliwie jak najkrótszym czasie.

Jest to zupełnie nowe w skali światowej podejście do badania dynamiki strukturalnej samolotów, które obniża koszty i czas realizacji badań oraz daje wyniki lepiej odpowiadające rzeczywistości.

Niniejsza praca miała na celu:

- zebranie informacji o aktualnie stosowanych metodach badań w locie,
- analizę wad i ograniczeń aktualnie stosowanych metod,
- wyszczególnienie wymagań i warunków, które nowe algorytmy, metody i procedury muszą spełnić, by mogły być zaakceptowane przez nadzór lotniczy, producentów, inżynierów i pilotów.

2. AKTUALNIE STOSOWANE METODY BADAŃ WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

2.1. Informacje ogólne

Rozwój nowych konstrukcji lotniczych lub modyfikacja istniejących statków powietrznych, cywilnych czy wojskowych, wymaga udowodnienia, że w pełnym zakresie prędkości użytkowej nie występuje zjawisko flatteru. Proces dowodzenia swobody samolotu od flatteru, tzw. badania flatterowe, składa się z następujących etapów:

- W pierwszej kolejności powstaje numeryczny, dynamiczny model MES struktury samolotu, który poddany jest działaniu sił aerodynamicznych; pozwala to uzyskać pierwsze przybliżenie właściwości aerodynamicznych nowej konstrukcji.
- Kolejnym etapem są naziemne próby rezonansowe prototypu samolotu w celu walidacji modelu numerycznego. W wyniku tych prób identyfikujemy drgania rezonansowe struktury poprzez ich parametry modalne (częstotliwość, tłumienie, postać drgań, masa uogólniona). Dane te wprowadzane są do pierwotnego modelu numerycznego dzięki czemu dokładniej opisuje on rzeczywistą strukturę.
- Ewentualne badania modeli dynamicznie podobnych w tunelu aerodynamicznym.
- Nowe obliczenia flatterowe – dzięki dostrojeniu modelu numerycznego możliwe jest wytypowanie potencjalnych postaci flatterowych.
- Badania w locie. W czasie badań w locie monitorowane są wszystkie rezonanse znajdujące się w określonym przedziale częstotliwości – ich zmiany w funkcji prędkości lotu w pełnym zakresie eksploatacyjnym. Na zadanej wysokości przyjmowana jest określona konfiguracja lotu (M_a , bez turbulencji) następnie wzbudzone są drgania struktury (wzbudzenie szumem, harmoniczne lub impulsowe) za pomocą powierzchni sterowych lub dodatkowych urządzeń (skrzydełek, wirujących cylindrów, wzbudników masowych czy impulsatorów raketowych). Dane z zamontowanych na strukturze czujników przyspieszeń są poddawane analizie. Po takim cyklu samolot kontynuuje badania w następnej konfiguracji lotu.

Ten ostatni etap badań flatterowych, próby w locie, jest najbardziej kosztowny, czasochłonny, pracochłonny i, co najważniejsze, niebezpieczny. Próby flatterowe w locie należą do grupy prób o największym stopniu ryzyka. Jest to powodem dużego zainteresowania producentów lotniczych i pilotów doświadczalnych nowymi metodami badań flatterowych w locie, które mogą usprawnić te próby i uczynić je bardziej bezpiecznymi.

DASSAULT AVIATION Method

a) Configuration

To carry out flight tests, the aircraft is equipped with about ten accelerometers and an in-board recorder of 32 channels. Measurement states of flight domain opening are made under stationary atmospheric conditions and stabilized flight level (constant altitude and airspeed).

For military aircraft:

Controlled excitation is applied to the structure by injecting a white noise (0-60 Hz) in elevator control surface servos (approximate duration of 1 minute), aileron clearance amplitude being of 1°. Excitation is symmetrical (left internal and external aileron in phase with right internal and external aileron). The reference used to compute the transfer functions is the deflection measured by an angular sensor.

For civil aircraft without flight-by-wire:

The aircraft is excited via pallets at the end of the wings. This excitation can be symmetrical, antisymmetrical or asymmetrical (excitations can be out of phase); the equivalent is a swept sine excitation. The introduced effort is measured by gauges and is used as reference for transfer function computations.

b) Acquisition and Treatment

The accelerometers' data, transmitted to the ground is treated by the software called LAMEV 2000 (Flight Test Modal Analyze software); this exploitation tool of dynamical phenomena uses spectral and modal analysis resources in real time and differed time. It makes it possible to define test configuration and analysis conditions, to follow in real time any possible flutter phenomenon and to exploit the data in differed time.

This software can calculate various spectral functions by FFT algorithms (autospectrum, real-imaginary parts, FRF, Nyquist) as well as the modal elements (frequency and damping) by the polyreference LSCE algorithm. Prony method uses frequency and damping stability criterion as a function of the number of degree of freedom to determine the structural modes.

In real time, LAMEV software makes it possible to visualize the time signals and the instantaneous autospectrum. Out of ten transducers instrumented on the aircraft, only eight are monitored on the frequency band 0-25 Hz: for each transducer, two types of signals are monitored:

- the time signal: if it has a random aspect, the aircraft behaves normally, but, if this signal appears as a sine of increasing amplitude, the aircraft enters flutter zone,
- the instantaneous autospectrum: this autospectrum is calculated on two or three averages, allowing a visual update every two seconds approximately. This signal makes it possible to monitor autospectrum-lines during transitions between two flight phases: if autospectrum-lines get close, there is a risk of flutter.

During flight tests, various signals (time, FRF, ...) are recorded on workstations to be processed in differed time. LAMEV allows:

- to visualize parameters as a function of time,
- to compute modal elements by using various methods (LSCE smoothing that takes into account all transducers, mono-degree of freedom smoothing that takes into account only one transducer, rational fraction smoothing),
- to vary analysis parameters fixed during the test and to visualize mode shapes.

A human operator is then needed to make the synthesis of all these results: he has to lean his study on the mode shape found during ground tests to determine if modes found during flight tests are physical modes and, to identify them.

c) Data Format

Flight test time data is transmitted as an .FXT file (« DASSAULT » format). This specific format has been subjected to the development of software by LMS, which allows manipulations under CADA X and output as a universal file.

AIRBUS FRANCE Method

a) Configuration

Flutter flight test goals are:

- To open the flight domain of the aircraft number 1 (first industrial aircraft): according to regulation JAR/FAR 25, flutter flight tests have to be achieved until VDF/MDF (maximum dive speed).
- To validate the aircraft aeroelastic model while flying. A 15% security margin is taken above the computed maximum Vd.

To relay these flight tests, the aircraft is equipped with approximately sixty accelerometers. The A380 will require about a hundred accelerometers.

The measurement states of flight domain opening are carried out under homogeneous flight conditions (calm atmosphere or weak atmospheric turbulence) and flight level at constant Mach and velocity.

External excitation systems can be used such as pallets fixed on wing tips for no flight-by-wire aircraft. For aircraft equipped with flight-by-wire, the excitation is achieved via the control surfaces. Typical excitation range corresponds to an angle smaller than 1°. Excitation can be symmetrical, asymmetrical or anti-symmetrical. The inputs can be decorrelated.

The reference signal used to compute the FRF's is either the set signal or the measure of the directions position. The set signal is a sine sweep (frequency below 16Hz) or an impact.

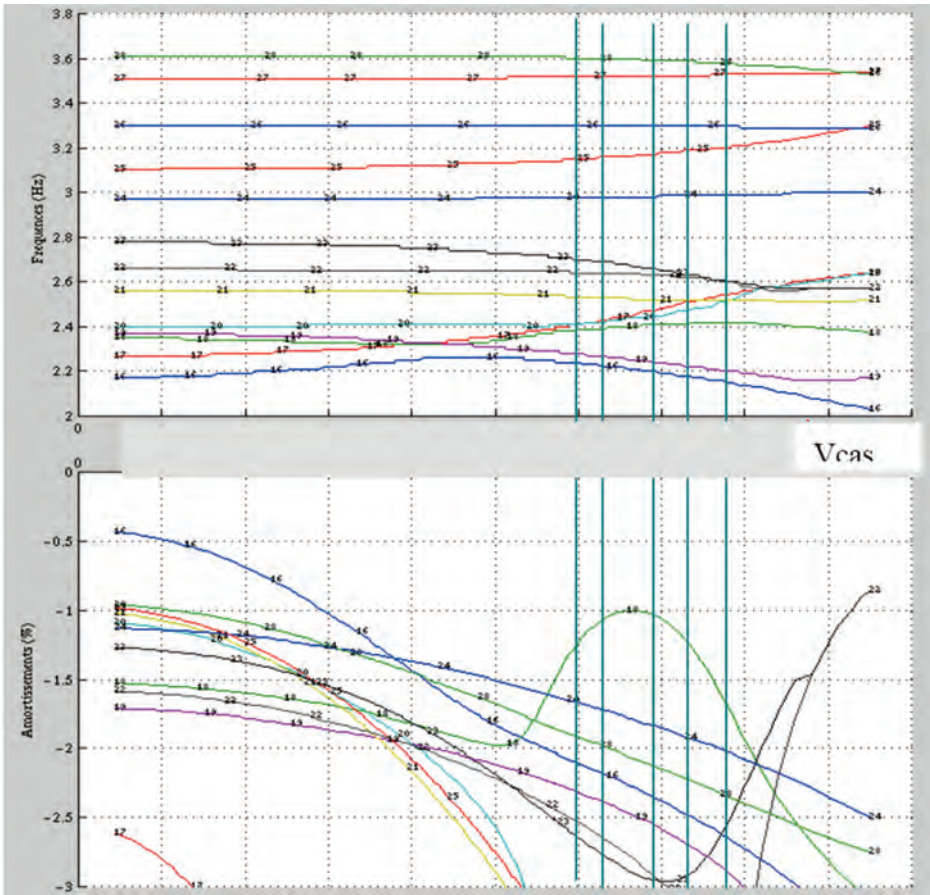
Flight tests duration is usually 4 hours in order to cover the entire flight domain.

Other excitation methods are used such as tip vane, which bring the problem of additional mass to the aircraft's structure.

b) Acquisition and Treatment

MEFAS software (Flutter Flight Test Exploitation for big size aircraft) makes it possible to follow the flight domain opening (V_{CAS} function of the Mach number) in real time and differed time: the dynamic responses of accelerometers under flight-by-wire surface excitation are recorded and treated for stabilized flight points. The following curves can then be plotted:

- frequency as a function of V_{CAS} speed at constant Mach,
- damping (%) as a function of V_{CAS} speed at constant Mach.



Between stabilized flight points, the evolution of the dynamic responses with/without excitation is always monitored in the time domain and, sometimes, as input for calibrated excitations. Treatment are performed in real-time (to monitor a set of frequencies in a specified frequency range) or in differed-time.

The modal parameters extraction software is based on SIMO (Single Input, Multiple Output) algorithms with least square smoothing techniques. A stabilization diagram as a function of the model order enables to pick the modal frequencies and the corresponding damping factors.

c) Data Format

Flight test time data is transmitted as an .ADN file (Administrateur de Données Numériques). This format can contain time or frequency data (FRF).

(by Bernard COLOMIES, SOPEMEA, FRANCE)

2.2. Metoda badań flutterowych w locie stosowana przez INSTYTUT LOTNICTWA

Według aktualnie obowiązujących przepisów lotniczych, miarą odporności samolotu na drgania flutterowe jest współczynnik tłumienia swobodnie zanikających drgań struktury samolotu w locie.

Przepisy AP-970:

„Każde wzbudzone drgania struktury samolotu w locie muszą być tłumione”

Przepisy MIL-A-8870C(AS):

Współczynnik tłumienia proporcjonalnego g w równaniu:

$$m\ddot{y} + jgky + ky = 0$$

powinien spełniać warunek:

$$g \geq 0.03$$

W równaniu z tłumieniem wiskotycznym:

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = 0$$

które jest równoważne równaniu:

$$\ddot{y} + 2\zeta\omega_0\dot{y} + \omega_0^2 y = 0$$

współczynnik tłumienia ζ powinien spełniać zależność:

$$\zeta \geq 0.015$$

Jak wynika z przytoczonych wymagań, starsze przepisy (AP-970) wymagały tylko jakościowej oceny odporności na drgania flutterowe. Nowsze przepisy (MIL-A-8870C(AS)) wymagają ilościowej oceny odporności na drgania flutterowe. Jest to związane z rozwojem możliwości pomiarowych, z rozwojem analizy modalnej i z rozwojem mocy obliczeniowej komputerów.

Wymagania dotyczące współczynników g i ζ mówią, że amplituda swobodnie zanikających drgań powinna maleć przynajmniej o 9% w czasie jednego okresu drgań. Oznaczając stosunek kolejnych amplitud jako współczynnik tłumienia δ otrzymujemy:

$$\delta = \frac{A_n}{A_{n+1}}$$

Stąd współczynnik δ powinien być większy od 1.1.

Prędkość lotu przy której współczynnik tłumienia $\zeta = 0$ jest prędkością krytyczną flutteru. Współczynnik δ ma wtedy wartość 1.

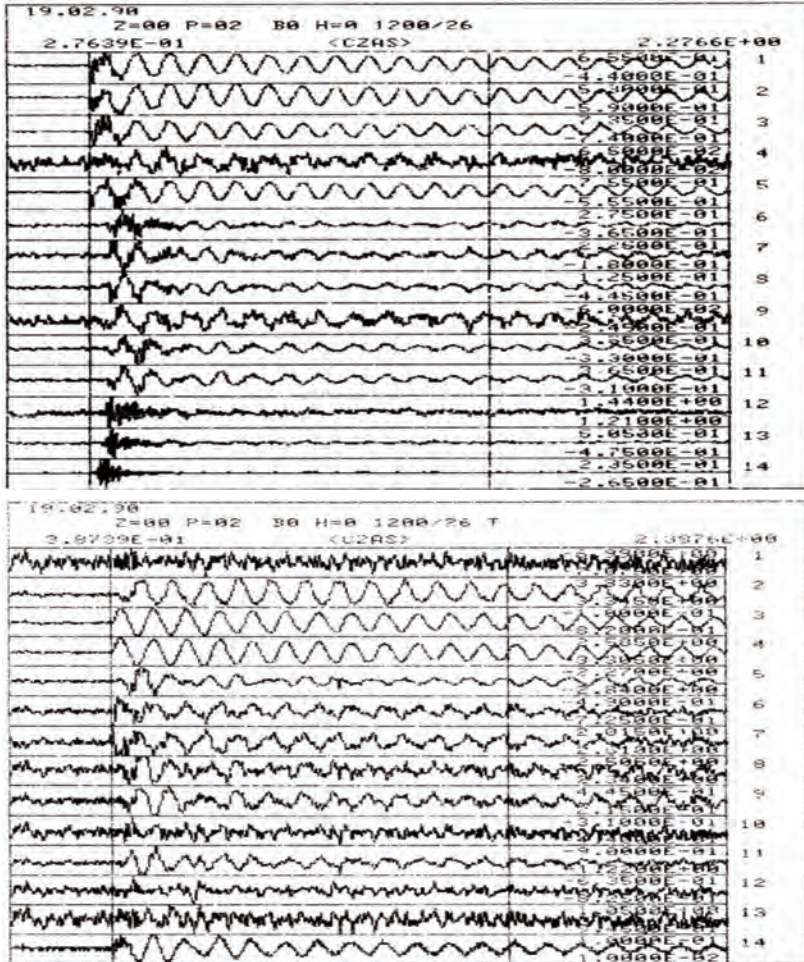
Ujemnym wartościom tłumienia ($\zeta < 0$) odpowiadają wartości współczynnika $\delta < 1$. Współczynnik δ ma prostą i jednoznaczną interpretację fizyczną. Przyjmując do oceny tłumienia współczynnik δ przechodzimy do pomiarów wartości tłumienia w pobliżu jedności (od pomiarów wartości w pobliżu zera), co pozwala poprawnie ocenić błędy pomiarów.

a) Konfiguracja pomiarowa

Czujniki drgań

Typowymi czujnikami drgań są piezoelektryczne czujniki przyspieszeń. Czujniki te powinny poprawnie pracować w temperaturach otoczenia $\pm 60^{\circ}\text{C}$ i w warunkach dużej wilgotności powietrza. Bardzo istotne są małe wymiary i mała masa czujników.

Czujniki drgań, od kilkunastu do kilkudziesięciu, powinny być montowane wewnątrz konstrukcji samolotu na sztywnych elementach, głównie w kierunkach osi: pionowej „z” oraz osi poprzecznej „y” i podłużnej „x”.



Rys.1. Przykładowy zapis drgań struktury samolotu po wzbudzeniu impulsowym na ziemi. U góry zapis sygnałów z czujników drgań. Niżej zapis sygnałów z tensometrów.

Ze względu na utrudniony dostęp do niektórych miejsc celowe jest montowanie części czujników i przewodów już w czasie produkcji samolotu, przed montażem ostatecznym. Uwaga ta dotyczy też naklejania układów tensometrycznych do badań wytrzymałościowych, które mogą i powinny być też wykorzystywane do badań flutterowych. Pomiary tensometryczne są mniej zaszumione, postacie drgań istotne ze względu na flutter są mniej zniekształcone przez posta-

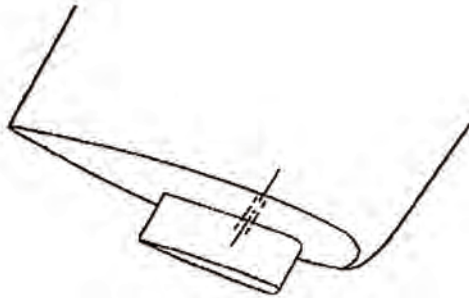
cie o wysokich częstotliwościach, nieistotnych ze względu na flutter. Ta własność wynika stąd, że udział amplitud przemieszczeń postaci o dużych częstotliwościach w sygnale mierzonym jest mniejszy niż udział amplitud przyspieszeń postaci o dużych częstotliwościach w sygnale z czujników przyspieszeń (rys.1).

Za pomocą specjalnie naklejonych układów tensometrycznych oddzielamy np. postacie zginania skrzydła od postaci skręcania. To umożliwia dokładny pomiar postaci drgań o zbliżonych częstotliwościach drgań własnych.

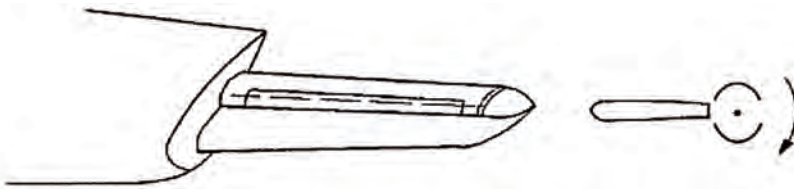
Pokładowe systemy wzbudzenia drgań

Stosowane obecnie metody badań flatterowych w locie polegają na sztucznym wymuszeniu drgań struktury samolotu w locie i na analizie zarejestrowanych drgań celem określenia jakie postacie drgań zostały wzbudzone i jak są one tłumione. Drgania są wymuszane za pomocą:

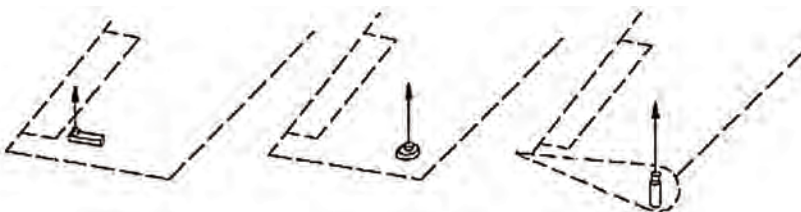
- harmonicznie lub stochastycznie wychyłanych organów sterowania samolotu (na samolotach ze sterowaniem „fly by wire”),
- specjalnych skrzydełek wychyłanych harmonicznie (rys.2),
- specjalnych wirujących cylindrów z wycięciami dających harmoniczne wzbudzenie skrzydeł i usterzenia (rys.3),
- specjalnych impulsatorów rakietowych (rys.4),
- wzbudników masowych (rys.5),
- ręcznie wzbudzanych sterów na samolotach z konwencjonalnym sterowaniem.



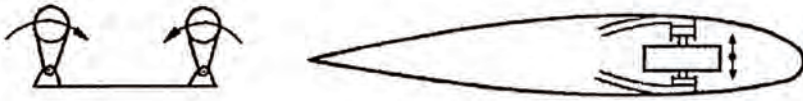
Rys.2. Schemat „skrzydełka” do wymuszania drgań skrzydła w czasie lotu



Rys.3. Wymuszanie drgań za pomocą wirującego cylindra z otworami



Rys.4. Przykłady rakietowych wzbudników impulsowych



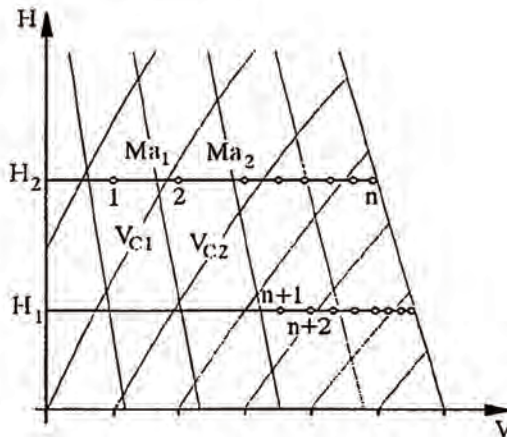
Rys.5. Przykłady wzbudników masowych

Zasady prowadzenia badań w locie

Przed przystąpieniem do badań w locie odporności na drgania flutterowe powinny być wykonane:

- flutterowe obliczenia teoretyczne,
- badania rezonansowe na ziemi,
- badania flutterowego modelu fizycznego w tunelu aerodynamicznym (zalecane).

Badania w locie powinny być wykonane w całym zakresie prędkości i wysokości lotu przewidywanych dla badanego samolotu (rys.6).



Rys.6. Przykładowa kolejność wykonywania lotów pomiarowych.

Oznaczenia: H – wysokość lotu,

V – prędkość lotu, rzeczywista

V_C – prędkość lotu, przyrządowa poprawiona, $V_{C2} > V_{C1}$

Ma – liczba Macha, $Ma_2 > Ma_1$

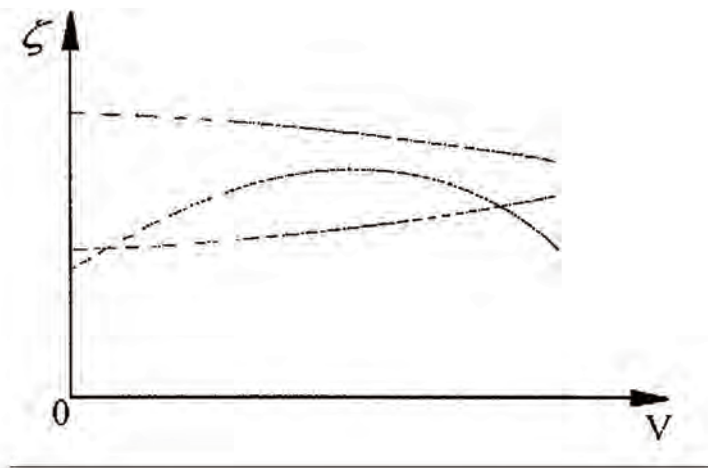
Zależnie od przewidywanego pułapu lotów, badania są realizowane na jednej lub kilku wysokościach lotu. Ze względu na bezpieczeństwo lotów, przepisy zalecają wykonać loty pomiarowe powyżej 2000 m.

Pomiary rozpoczyna się na dużych wysokościach, co zapewnia rozpoczęcie badań z małymi prędkościami przyrządowymi i dość szybkie dojście do dużych liczb Macha przy małych ciśnieniach dynamicznych na powierzchniach nośnych i sterowych.

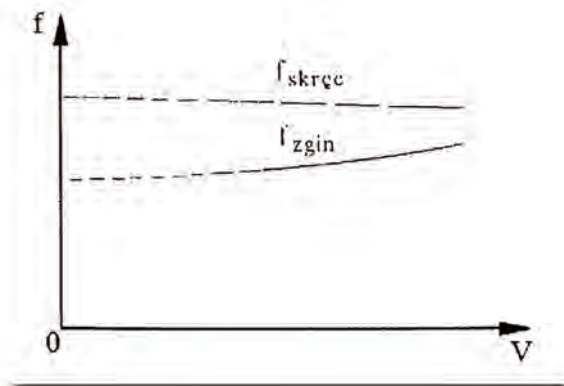
Początkowo można zwiększać kolejną prędkość pomiarową co około 50 km/h. W miarę zbliżania się do dopuszczalnej liczby Macha, do dopuszczalnej rzeczywistej prędkości lotu lub dopuszczalnej prędkości przyrządowej lotu, krok zmiany prędkości należy stopniowo zmniejszać aż do 10 km/h (ok. 0.01 Ma) lub mniej.

Po zakończeniu badań na górnej wysokości schodzimy na kolejną niższą wysokość pomiarową, zaczynając loty od prędkości przyrzadowej na której zakończyliśmy loty na poprzedniej wysokości.

Do badań przy następnej prędkości pomiarowej można przystąpić po wykonaniu pełnej analizy wyników pomiarów na poprzedniej prędkości pomiarowej. Przebieg obliczanych współczynników tłumienia istotnych postaci drgań ze względu na flutter, w funkcji prędkości lotu (rys.7), powinien zapewniać, że przy następnej prędkości lotu tłumienie drgań nie zmniejszy się do wartości poniżej dopuszczalnej.



Rys.7. Przykładowe przebiegi współczynnika tłumienia w funkcji prędkości lotu



Rys.8. Przykładowy przebieg częstotliwości drgań własnych w funkcji prędkości lotu

Jednocześnie należy też wykreślać przebieg częstotliwości poszczególnych postaci drgań w funkcji prędkości lotu (rys.8). Przebieg częstotliwości własnych nie powinien wykazywać, że przy następnej prędkości lotu zbliżą się do siebie np. częstotliwość drgań giętych skrzydła i drgań skrętnych skrzydła, co mogłoby doprowadzić do powstania drgań flutterowych.

Należy też śledzić poziom drgań struktury samolotu ze wzrostem prędkości lotu. Wyraźny wzrost któregoś szczytu rezonansowego może wskazywać na zejście się dwóch lub więcej częstotliwości własnych różnych postaci drgań mogących wywołać samowzбудne drgania flatter-

rowe. Drgania flutterowe to zawsze połączenie dwóch lub trzech postaci drgań o tej samej częstotliwości. Zmieniające się siły aerodynamiczne, zmieniają macierz sztywności i macierz masową i tym samym zmieniają częstotliwości własne w funkcji prędkości lotu.

Macierz masowa zmienia się też na skutek zużywania paliwa z integralnych zbiorników skrzydłowych. Badania własności flutterowych należy prowadzić przy różnych ilościach paliwa w zbiornikach.

b) Rejestracja i obróbka danych

Do rejestracji drgań struktury samolotu w locie używano w Instytucie Lotnictwa pokładowe magnetofony pomiarowe firmy Schlumberger typu ME 4110. Jeden używany był do rejestracji sygnałów z czujników przyspieszeń, a drugi do rejestracji sygnałów z układów tensometrycznych. Taśma magnetyczna o szerokości 1 cala pozwalała na rejestrację 14-tu sygnałów z czujników drgań lub z tensometrów i dwóch sygnałów fonicznych (informacje pilota).

Dane pomiarowe były rejestrowane analogowo. Rejestracja analogowa umożliwiała jednoczesne próbkowanie 14-tu sygnałów z wymaganą częstotliwością. Na ziemi taśma była odtwarzana na stoiskowym magnetofonie firmy Schlumberger ME 4115 i poprzez stację filtrów dolnoprzepustowych i wzmacniaczy, dane pomiarowe były doprowadzane do przetwornika analogowo-cyfrowego maszyny cyfrowej. Dyskretne dane pomiarowe były gromadzone w pamięci dyskowej.

Stosowano filtrowanie dolnoprzepustowe w zakresie 45 Hz lub 90 Hz.

System KNWRS do wstępnego przetwarzania sygnałów, jak próbkowanie, przeglądanie i wybór odcinków sygnałów do dalszej analizy, opracowali pracownicy Instytutu Lotnictwa. Ostatnio stosowano do tego celu system oprogramowania ORIGIN.

Analiza wykonanych pomiarów przeprowadzana jest metodą ANDAT opracowaną w Instytucie Lotnictwa.

Algorytm analizy modalnej, pod kątem analizy odporności na flutter, opracowano wychodząc z zasady najmniejszych kwadratów. Jednak zasada ta stanowi tylko bazę do dalszych obliczeń iteracyjnych, wykorzystujących zależności wynikające z przekształcenia Fouriera. Przykładowo do wstępnej oceny częstotliwości własnych można wykorzystać widmo drgań. Wyprowadzono też nową zależność do oceny tłumienia: udowodniono, że w znanym wzorze na logarytmiczny dekrement tłumienia zamiast stosunku amplitud można wstawić moduły przekształcenia Fouriera z odcinków drgań swobodnie zanikających, przesuniętych względem siebie o odpowiednią liczbę okresów. To zdecydowanie zwiększa dokładność obliczeń i umożliwia analizę pomiarów rzeczywistych, o wielu składowych postaciach i „zaszumionych”.

3. OGRANICZENIA AKTUALNIE STOSOWANYCH METOD

DASSAULT and AIRBUS FRANCE Method Limitations

For each method, the excitation has to be controlled: for flight-by-wire aircraft, the application of artificial excitations is quite easy but for aircraft without flight-by-wire control, this requires external elements, and sometimes the bandwidth of the excitation is too limited. Flight tests achievements need specific equipment (transducers, exciters,...) which make these tests very expensive given the manpower and the time that they require. The implantation of the accelerometers at AIRBUS France demands that it is defined much earlier than flight tests as they are installed before the final aircraft assembly.

Moreover, the atmospheric conditions during flight tests must be stationary (equivalent to stationary noise), all turbulence must be absolutely avoided as they are sources of non-linearity and thus sources of errors on the modal parameter identification.

In addition, for a long flight test, the structure itself varies as the mass distribution (petrol) changes with time. The data is not stationary anymore for tests that last a long time.

The limitations met at the time to bring flight tests into play and to determine modal parameters are the following:

- for civil aircraft, pallets do not enable to monitor all the modes, as it is always the case with local control surfaces excitation.
- the atmosphere being a perturbation, it has to be as calm as possible.
- the mass of the aircraft changes during the flight (kerosene consumption) so there needs to be performed several tests to cover the entire flight domain.
- the test conditions are tough on the pilot who has to remain completely inactive and who is subjected to the vibrations.
- there is no real time indicator (flutterometer) that warns the operator for a potential flutter zone,
- human operators have a determining role in the quality of the results obtained by all the methods :
 - LSCE smoothing takes into account data given by all the transducers. Hence, if one of them is defective, its response will affect the final result, in such a way that the operator has to make sure that the transducers work properly via the observation of the coherence and he has to exclude the defective sensors from computation when necessary.
 - the synthesis of all the results obtained by each method has to be realized by an experienced operator.

(by Bernard COLOMIES, SOPEMEA, FRANCE)

3.2. Właściwości metod klasycznych

Wady metod z wymuszeniami sztucznymi:

- Dodatkowy koszt specjalnych urządzeń wymuszających i ich zabudowy.
- Wprowadzenie dodatkowych mas na samolot mogących zmienić badane własności dynamiczne struktury samolotu.
- Zmiana własności aerodynamicznych samolotu na skutek konieczności zabudowy niektórych elementów układu wzbudzania na zewnątrz samolotu.
- Naruszenie konstrukcji samolotu w czasie zabudowy układu wzbudzania (otwory w strukturze, przejścia przez przegrody hermetyczne).
- Wydłużenie okresu budowy i badań samolotu z powodu czasu montażu dodatkowych urządzeń.

Zalety i wady wymuszeń harmonicznych:

Metoda wymuszeń harmonicznych jest szeroko stosowana, zwłaszcza w samolotach wyposażonych w sterowanie „flight-by-wire” i w przypadku dużych samolotów pasażerskich i transportowych.

Do zalet tej metody można zaliczyć:

- Poprawne wyniki oceny własności flatterowych oparte na uśrednionych własnościach z długich odcinków pomiarowych.
- Możliwość wzbudzania dużych konstrukcji przy stosunkowo małych mocach układu wzbudzającego.
- Możliwość sterowania wielkością wymuszenia.
- Metoda powszechnie stosowana do badań modalnych samolotu na ziemi.

Do wad tej metody trzeba zaliczyć:

- Konieczność przeprowadzania długotrwałych pomiarów (rzędu 60 s) dla kolejno zwiększanych prędkości lotów.
- Duża liczba pomiarów (dla każdej postaci drgań oddzielny pomiar).
- Duża ilość lotów pomiarowych.

Wymuszenie harmoniczne poprzez sterowanie „flight-by-wire” jest metodą, która w małym stopniu zmienia własności masowe samolotu i nie zmienia jego własności aerodynamicznych. Jednak konieczna ingerencja w układ sterowania samolotu wymaga dużej uwagi i staranności dla bezpiecznego włączenia dodatkowego układu.

Wzbudzanie harmoniczne za pomocą specjalnych „skrzydełek” jest metodą „lotniczą”, ale zmienia i własności masowe i aerodynamiczne badanego samolotu.

Wirujące cylindry z wycięciami są rozwiązaniem nowszym. W literaturze fachowej można znaleźć pochlebne opinie o tym rozwiązaniu.

Harmoniczne wzbudniki masowe są rozwiązaniem starszym. Zmieniają własności masowe samolotu i przy masach możliwych do zastosowania na samolocie dają zbyt małe wzbudzenia dla małych częstotliwości.

Wzbudnik masowy był stosowany na samolocie TS-11 „Iskra”.

Wymuszenia impulsowe:

Wymuszenia impulsowe są stosowane na samolotach szkolnych, szkolno-treningowych, szkolno-bojowych.

Do zalet tej metody można zaliczyć:

- Krótki czas pomiaru, rzędu kilku sekund.
- Jednoczesne wzbudzenie wielu postaci drgań, stąd mniejsza liczba pomiarów i czasu badań.
- Możliwość dobrania wielkości impulsu do badanego samolotu.
- Szybka ocena jakościowa tłumienia wzbudzonych drgań na podstawie przebiegu odpowiedzi impulsowej.

Do wad tej metody trzeba zaliczyć:

- Większe rozrzuty wyników analizy związane, między innymi, z krótkim czasem zanikania odpowiedzi impulsowej.
- Nie nadaje się do badań samolotów dużych. Wymagany byłby duży impuls, który mógłby miejscowo uszkodzić konstrukcję.

Wzbudnikami impulsowymi są małe rakiety na paliwo stałe o ciągu do około 2000 N. Czas spalania wynosi od kilku do kilkudziesięciu milisekund. Czas trwania „impulsu” jest sterowany grubością spalanego ładunku. Dla samolotów bojowych, o wysokich częstotliwościach drgań

własnych, czas trwania impulsu powinien być krótki, co się kłóci z jednoczesną potrzebą uzyskania odpowiedniej energii wymuszenia przy zachowaniu rozsądnej wielkości siły.

Analiza modalna odpowiedzi impulsowych jest trudna ze względu na krótki czas zanikania sygnału odpowiedzi impulsowych. Ale szybkie zanikanie sygnału świadczy o dobrym tłumieniu drgań. Natomiast gdy się zbliżamy do krytycznej prędkości lotu to tłumienie maleje i wyniki analizy są dokładniejsze bo czas zanikania sygnału rośnie. Dłuższy odcinek sygnału pozwala na uzyskanie dokładniejszych i bardziej wiarygodnych wyników analiz.

Wzbudniki impulsowe były stosowane na samolocie TS-11 „Iskra” w czasie badań metodyki prób flutterowych w locie i na samolocie I-22 „Iryda” w próbach flutterowych.

4. WYMAGANIA DLA OPRACOWYWANYCH METOD BADAWCZYCH

Wymagania producentów lotniczych dotyczące nowo opracowywanych metod dotyczą samej procedury przeprowadzania prób:

- Próby przeprowadzane w rzeczywistych warunkach eksploatacyjnych i bez dodatkowego wzbudzania drgań.
- Zredukowana liczba czujników drgań.

Oraz analizy drgań struktury:

- Analiza tylko sygnałów wyjściowych w czasie rzeczywistym.
- Analiza automatyczna bez manualnego post-processingu.

5. ZAKOŃCZENIE

Nowe metody powinny wykorzystywać do analizy własności flutterowych pomiary drgań struktury samolotu w czasie normalnych lotów w warunkach ustalonych oraz loty badawcze, w czasie których następuje wzrost drgań samolotu; np.:

- loty w warunkach przeciągnięcia (małe prędkości),
- loty dla udokumentowania żądanej wytrzymałości konstrukcji,
- loty dla oceny własności manewrowych samolotu (cały zakres prędkości),
- wykonywanie figur akrobacji,
- loty w burzliwej atmosferze (turbulencje powietrza).

Jest to zupełnie nowe w skali światowej podejście do badania dynamiki strukturalnej samolotów, które obniża koszty i czas realizacji badań oraz daje wyniki lepiej odpowiadające rzeczywistości.