

Antoni NIEPOKÓLCZYCKI

Instytut Lotnictwa
Warszawa

MODELOWANIE OBCIĄŻEŃ AKUSTYCZNYCH PRZEKŁADKOWEGO STERU WYSOKOŚCI
SAMOLOTU I-22 POCHODZĄCYCH OD TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Streszczenie: W referacie przedstawiono krótką charakterystykę pola akustycznego działającego na ster wysokości samolotu I-22, sposób, w jaki odwzorowano obciążenia akustyczne w próbie w hamowni za silnikiem K-15 oraz metodę obliczania trwałości akustycznej steru.

MODELLING OF THE ACOUSTIC LOADING DUE TO JET NOISE
ON THE I-22 AIRPLANE'S ELEVATOR

Summary: The paper presents a short characteristic of the acoustic field acting on the I-22 airplane's elevator; the way its stress response was modelling in the engine test house investigation behind K-15 engine and the method of the acoustic fatigue life computation.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРОКЛАДЧНОГО
РУЛЯ ВЫСОТЫ САМОЛЁТА И-22 ПРОИСХОЖДАЮЩИХ
ОТ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Резюме. В докладе представлено короткую характеристику акустического поля которые воздействует на руль высоты самолета И - 22 , способ отображения акустических нагрузок во время исследовании на стенде для испытания реактивных двигателей за двигателем К-15 и метод вычисления акустической устойчивости руля.

1. WSTĘP

Problem zmęczenia akustycznego w technice lotniczej wiąże się nieodłącznie z wielkością i prędkością współczesnych statków powietrznych i

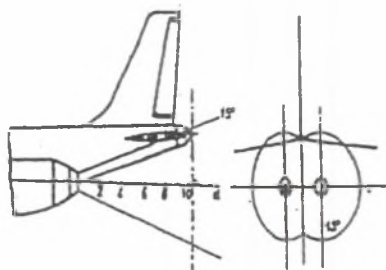
nabiera ostatnio coraz większego znaczenia. Elementy struktury samolotu obciążone akustycznie muszą być poddane badaniom, w wyniku których zostanie określony ich resurs z uwagi na to obciążenie, podobnie jak w wyniku klasycznych badań zmęczeniowych określany jest resurs od obciążeń np. manewrowych.

Jednym z głównych źródeł obciążenia akustycznego konstrukcji samolotu jest silnik odrzutowy. Duża prędkość gazów wylotowych z silnika powoduje powstanie za jego dyszą strefy turbulენტnej, która oddziałuje na znajdujące się w niej elementy struktury płatowca. W strefie takiego oddziaływania jest ster wysokości samolotu I-22.

Wykonany w sposób klasyczny (pokrycie usztywnione żebrami) ster wysokości okazał się bardzo mało odporny na obciążenia akustyczne - pokrycie pękało już po ok. 50 godzinach lotu. Z tego powodu wykonany został tzw. ster przekładkowy, zawierający segmenty spływowe z rdzeniem komórkowym. Ster ten został poddany próbie na zmęczenie akustyczne w dość nietypowych warunkach - wykorzystując bowiem próbę trwałości i niezawodności silnika K-15 w hamowni naziemnej, umieszczono go tam na specjalnym stanowisku za silnikiem.

2. CHARAKTERYSTYKA POLA AKUSTYCZNEGO

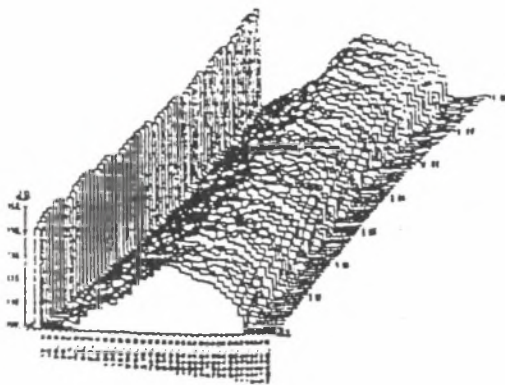
Ster wysokości samolotu I-22 znajduje się w strefie bardzo silnego oddziaływania akustycznego strumieni gazów wylotowych z silników



Rys.1. Samolot I-22 - położenie steru wysokości względem dyszy silników
Fig.1. I-22 airplane - elevator position relative to jet turbine engine

Rozważania teoretyczne i badania eksperymentalne wykazują, że hałas emitowany przez strumień gazu spalinowego, wypływający z dyszy wylotowej o przekroju okrągłym, jest związany z parametrami jego przepływu. Na proces wpływu spalin i związany z nim hałas zasadniczy wpływ ma zjawisko burzliwego mieszania się spalin z otoczeniem na granicy stożka wypływającego strumienia. Jak widać na rysunku, granica ta przebiega właśnie przez ster wysokości samolotu.

W celu określenia pola akustycznego, które oddziałuje na ster, wykonane zostały pomiary ciśnień akustycznych w punktach leżących za jego krawędzią spływu. Na rysunku 2 przedstawiono wynik pomiaru wykonanego w punkcie leżącym w płaszczyźnie osi silnika, w czasie gdy oba silniki pracowały jednocześnie z pełną mocą ($N=15600$ obr/min). Jak widać, spektrum hałasu jest szerokopasmowe z maksimum przy częstotliwości około 800 Hz. Całkowity poziom ciśnienia akustycznego L_p jest rzędu 150 dB.



Rys.2. Ciśnienia akustyczne za krawędzią spływu steru wysokości

Fig.2. Acoustic pressures behind the elevator trailing edge

3. ODWZOROWANIE OBCIĄŻEŃ AKUSTYCZNYCH W HAMOWNI

Najczęściej spotykane dotychczas sposoby odtworzenia obciążeń akustycznych pochodzących od turbinowych silników odrzutowych, to:

- doświadczenie z rzeczywistym silnikiem;
- doświadczenie z hałasem symulowanym;
- doświadczenie z fragmentem struktury.

Pierwszy z tych sposobów odwzorowuje obciążenia akustyczne bardzo dokładnie, wymaga jednak bardzo dużych nakładów finansowych. Druga metoda, to metoda laboratoryjna, w której za pomocą specjalnych generatorów odtwarza się dostatecznie dokładnie spektrum i warstwice hałasu. Doświadczenie z fragmentem struktury polega na podzieleniu struktury na części i poddawaniu tych części obciążeniu akustycznemu pochodzącemu od hałasu rzeczywistego lub symulowanego. Żaden z przedstawionych wyżej sposobów odwzorowania nie mógł być zastosowany przy badaniu steru wysokości samolotu I-22. Pierwszy z powodu zbyt wysokich kosztów, drugi z powodu braku odpowiedniej aparatury i pomieszczenia, a trzeci z powodu braku możliwości podziału steru na mniejsze fragmenty.

W tej sytuacji postanowiono wykorzystać mającą się właśnie odbyć próbę trwałości i niezawodności silnika K-15 w hamowni naziemnej. Ster został umieszczony na specjalnym stanowisku w hamowni tak, że jego położenie względem silnika było zgodne z położeniem na samolocie, z tym, że ster na stanowisku był umieszczony nie w górnej, jak w rzeczywistości, lecz w dolnej strefie stożka gazów wylotowych. Na stanowisku istniała możliwość regulacji wszystkich kątów i odległości steru od osi silnika.

W warunkach hamowni nie można było dokładnie odtworzyć rzeczywistego pola akustycznego działającego na ster, bowiem zbyt silny był wpływ fal akustycznych odbitych od ścian. Inny był również sposób zawieszenia steru - na samolocie podatny statecznik, zaś tu trzy sztywne, niezależne podpory.

Z tych powodów samo odtworzenie położenia steru względem silnika zgodnie z położeniem na samolocie nie powodowało odtworzenia rzeczywistych obciążeń. Należało zatem wybrać inne kryterium zgodności i przeprowadzić korekcję położenia steru.

Za podstawowe uznano odtworzenie poziomu maksymalnych naprężeń dynamicznych. Dodatkowo przeprowadzono pomiar i porównanie drgań steru.

Poziomy naprężen na pokryciu badanego steru określono na podstawie pomiarów wykonanych na samolocie przy pracujących silnikach na ziemi. Poziomy drgań akustycznych steru wysokości określono na podstawie pomiarów drgań w locie przeprowadzonych na prototypie ANPO1-04 w czasie, gdy zamontowane były na nim stery przekładkowe.

W celu uzyskania zgodności poziomów maksymalnych naprężeń dynamicznych korygowano położenie steru i ostatecznie został on umieszczony ok. 70 mm

bliżej osi silnika niż na samolocie, przy czym zachowane zostały wielkości wszystkich kątów charakteryzujących jego położenie. Poniżej w tabeli przedstawiono wartości naprężeń uzyskanych w hamowni po korekcji położenia steru oraz porównanie ich z wartościami rzeczywistymi:

Tablica 1

Tensometr nr	Naprężenie w hamowni [MPa]	Naprężenie na samolocie [MPa]	Błąd [%]
1	9.45	9.12	+3.61
2	11.55	11.40	+1.31
3	12.23	12.54	-2.47

Z porównania drgań steru zmierzonych w hamowni z drganiami zarejestrowanymi w czasie lotu wynika, że:

- zmianie uległy częstotliwości drgań rezonansowych - wynika to z innego sposobu zamocowania steru;
- podobnej zmianie uległy częstości maksymalnych naprężeń harmoniczných;
- poziomy drgań uzyskane w hamowni są wyższe od drgań rzeczywistych w całym rozpatrywanym zakresie częstotliwości.

Tablica 2

Częstotliwość rezonansowa [Hz]		Przyspieszenie [m/s^2]		Błąd
samolot	hamownia	samolot	hamownia	[%]
290-320	263	60	80	+ 25
400-430	375	60	75	+ 25
490-510	474	100	122	+ 22
750-850	820	45	50	+ 11

4. SPOSÓB WYZNACZANIA TRWAŁOŚCI AKUSTYCZNEJ STERU

Celem odwzorowania obciążeń akustycznych steru wysokości w hamowni było przeprowadzenie, przy okazji próby trwałości i niezawodności silnika K-15, próby trwałości akustycznej tego steru, by w efekcie przedstawić jego rewers w liczbie godzin lotu. Aby to było możliwe, należało określić, jaki czas próby trwałościowej odpowiada jednej godzinie lotu. Przy czym za czas próby na stanowisku przyjęto czas pracy silnika K-15 na obrotach maksymalnych ponieważ przy tych obrotach uzyskiwano żądane wielkości naprężeń.

Średni profil lotu można otrzymać wykorzystując zestawienie ogólnej ilości zadań i czasów ich wykonywania w procesie szkolenia na samolotach bojowych tego typu [3].

Tablica 3

Lp.	Zadanie	Ilość lotów	Liczba godzin
1	Lot po kręgu	130	15
2	Lot do strefy	123	59
3	Lot nawigacyjny	132	97
4	Przechwytywanie, ataki	159	107
5	Atakowanie celów naziemnych	48	24
6	Lot na pułap	7	5
7	Lot grupowy	86	44
8	Lot wg USL	117	73
RAZEM		802	424

Z analizy pomiarów wykonanych w locie wynika, że najbardziej niekorzystne, z uwagi na zmęczenie akustyczne steru, są te fazy eksploatacji samolotu, w czasie których silniki pracują z pełną mocą, a samolot stoi w miejscu lub porusza się z niewielką prędkością; są to zatem wszelkie próby silników na ziemi oraz początkowa faza startu. Wobec tego do obciążeń steru w czasie lotu dochodzą jeszcze obciążenia wynikające z pracy

silników na ziemi. Na pracę tę składają się:

- próba silników przed startem - 2 min na n_{sm} ;
- próby silników po dokonaniu obsługi okresowych (po 100⁺10 godzinach lotu)
- próba taka trwa 10+12 minut.

Wymagany czas trwania próby został określony według przepisów MIL-A-8893 "Wytrzymałość i sztywność samolotu. Zmęczenie akustyczne"; punkt 4.3.2 "Minimalny czas próby" tych przepisów mówi:
Minimalny czas próby należy przyjmować wg wzoru:

$$T_D = 0.4T_t + T_s$$

gdzie:

- T_t - sumaryczny czas startów samolotu podczas całkowitego okresu użytkowania;
- T_s - sumaryczny czas pracy silników przy maksymalnym ciągu statycznym podczas całkowitego okresu użytkowania samolotu.

Przy czym czas startów jest definiowany jako czas pracy silników na maksymalnym ciągu przed rozbiegiem aż do całkowitego wciągnięcia podwozia. Z przedstawionego w tabelce zestawienia wynika, że średni czas lotu wynosi około 32 minuty - można zatem przyjąć, że na jedną godzinę lotu przypadają dwa starty. Przyjęto czas startu $T_t = 55$ s.

Po podstawieniu do wzoru otrzymujemy czas próby odpowiadający jednej godzinie lotu:

$$T_D = 292 \text{ s.}$$

LITERATURA.

1. Burczak W.: Okreslanie żywotności struktury samolotu obciążonej akustycznie. Technika Lotnicza i Astronautyczna nr 3/1975.
2. Rajpert T.: Halas lotniczy i sposoby jego zwalczania. WKiŁ, Warszawa 1980.
3. Roliński J.: Ustalenie cykli obciążeniowych dla badań niskocyklicznych zespołów i części wyrobu "150". Część I - Analiza obciążeń zewnętrznych i wewnętrznych wyrobu "150" wynikających z eksploatacji samolotu w świetle wymagań BCAR. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr K.15.15.3/1983.
4. Pomiary i porównanie naprężeń na pokryciu sterów wysokości wyr.300 wzbudzanych pracą silnika samolotu TS-11. Sprawozdanie Instytutu Lotnic. nr 8/BW-W2/90.

5. Pomiar i ocena naprężeń akustycznych trójpodporowego steru wysokości wyr.300 z wypełniaczem komórkowym. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 9/BW-W2/90.
6. Badanie odporności na drgania przekładkowego steru wysokości wyr.300. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 14/BW-W1/91.

Recenzent: Doc. dr hab. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji dnia 26. 10. 1992

Abstract

Experience on many different aircraft has shown that high-frequency low-amplitude pressure fluctuations associated with random acoustic loading can cause structural fatigue or lead to unacceptable costs of inspection. The majority of acoustic fatigue failures on aircraft to date, have occurred on structure lying close to, or in the path of, the jet efflux.

The acoustic field generated in this way has the broad band spectrum with maximum pressure level at about 800 Hz (Fig.2).

In case of the I-22 airplane, elevator is in the path of the jet efflux (Fig.1). In order to determine its fatigue life it was placed in the engine test house behind K-15 jet turbine engine in the relative position according to reality. Next, as a consequence of the stress measurements the position was corrected in order to obtain compatibility of stresses. Finally, the elevator was placed 70 mm closer to the jet axis than primarily. The comparison of stresses was shown in Tab. 1. In addition, resonance frequencies and levels of vibrations were measured - see Tab. 2.

The maximum levels of structural response due to jet noise usually occur with the aircraft stationary and engines running at maximum (take-off) power. Aircraft forward speed will generally cause the excitation levels to decrease.

Based on above and the statement of flights (Tab. 3) the expression which allow to present fatigue life in terms of the hours of flight was derived.