

Krzysztof KAWALEC
Instytut Lotnictwa w Warszawie

NADDŹWIĘKOWY DYFUZOR SPRĘŻARKI PROMIENIOWEJ O WYSOKIM SPRĘŻU - BADANIA MODELOWE

Streszczenie. W referacie przedstawiono podstawowe parametry i założenia modelowych badań naddźwiękowego dyfuzora sprężarki promieniowej w rozwiązaniu klasycznym o sprężu $\pi_{cs} = 10 \div 12$ i wirującego, napędzanego przeciwbieżnie dyfuzora naddźwiękowej sprężarki birotacyjnej o sprężu $\pi_{cs} = 16 \div 25$.

SUPERSONIC DIFFUSER FOR HIGH PRESSURE RADIAL COMPRESSOR - MODEL SCALE TESTING

Summary. Basic parameters and establishments of model-scale testing of the supersonic diffuser for a conventional radial compressor of a pressure ratio $\pi_{tc} = 10 \div 12$ and a counter rotating, driven diffuser for a supersonic birotational compressor of a pressure ratio $\pi_{tc} = 16 \div 25$ are presented.

СВЕРХЗВУКОВОЙ ДИФФУЗОР ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ СЖАТИЯ - МОДЕЛЬНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Резюме. В сообщении указаны основные параметры, условия и способ проведения модельных испытаний сверхзвуковых диффузоров центробежных компрессоров с высокой степенью сжатия ($\pi_k = 10 \div 12$ для классической схемы компрессора, $\pi_k = 16 \div 25$ для биrotационного сверхзвукового компрессора).

SUPERSONIC DIFFUSER FOR HIGH PRESSURE RADIAL COMPRESSOR - MODEL SCALE TESTING

In Institute of Aviation was elaborated a concept of the supersonic, high pressure ratio radial compressor in two configurations:

- radial compressor in the conventional configuration of a pressure ratio $\pi_{tc} = 10 \div 12$;

- supersonic radial birotational compressor with a counter rotating driven diffuser of a pressure ratio $\pi_{tc} = 16 \div 25$.

In both versions a new type of the supersonic radial diffuser has been proposed, which is an important element of said compressors and which probably will give much better performance to the compressor set.

Theoretical gasdynamics parameters of the new diffusers which generate a system of oblique compression waves and a closing perpendicular wave need an experimental verification.

To decrease costs (by eliminating of a manufacturing of expensive conventional radial rotors, which performance is well known) and to reduce required time to attain true experimental results, suitable model-scale gasdynamics testing of the new diffusers was proposed retaining required geometrical and flow criterions as follows:

- a full geometrical similarity between a tested model and a final diffuser;
- a Mach number criterion ($M_3 = 1.13$; $\bar{M}_3 = 1.85$) and a conformity of flow angles of a working medium ($\alpha_3 = 15.56^\circ$; $\beta_3 = 9.5^\circ$) in the inlets to the experimental diffuser and to the diffuser according to the calculational design of the compressor;
- an identical ratio of a carry away speed in the inlet of the rotating diffuser to a peripheral speed of the working medium ($\bar{U}_3/C_{3u} = 0.67$) - an important gasdynamics parameter of the birotational compressor;
- the only criterion not retained in the model-scale testing is Reynolds number ($Re_{real} = 6.80 \cdot 10^5$; $Re_m = 3.29 \cdot 10^5$). The Reynolds number is less in the model-scale testing because of the much less densities and temperatures of the working medium. However, Re values during model scale testing are sufficiently high ($Re_m > 3 \cdot 10^5$). The pressure preservation coefficients for the acting fixed diffuser of a circular section in the range of $Re = 3 \cdot 10^5 \div 6 \cdot 10^5$ and given ratio of diffuser cross section areas in the inlet and the outlet thereof ($\bar{F}_d = 3.39$) are similar. The performance of the full scale diffuser should be slightly higher (and losses of a pressure lower) than the performance of the model-scale diffuser.

An effect of a Reynolds number on a work of rotating diffusers is negligible. A compression of the working medium is done mainly by a system of oblique compression waves and a closing perpendicular wave in the inlet of the diffuser while a share of its very short outlet part ($\bar{F}_d = 1.29$) is negligible.

Required stream whirling in the inlet of the supersonic diffuser, providing a suitable value of a Mach number M_3 and an angle flow α_3 in the inlet section of the diffuser is attained rather by an application of a fixed turbine vanes set in the inlet and a short vane-less diffuser behind it, than by a rotating vanes of a basic compressor rotor. By an application of the above mentioned idea it was facilitated of a test rig

design and allowed to use in this testing the ready elements from rigs and sets which had existed in the Institute, and it shared to reduce costs of the research as a result. For comparability it is planned also to test in identical model scale condition the patented fixed channel diffuser by Vrana which performance is known and which is used in Pratt & Whitney engines.

Recenzent: Dr hab. inż. Jerzy Świder

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1993 r.

Streszczenie

W Instytucie Lotnictwa opracowano koncepcję naddźwiękowej sprężarki promieniowej o wysokim sprężu:

- sprężarka promieniowa w układzie klasycznym o stopniu sprężania $\pi_{cs} = 10 \div 12$;
- naddźwiękowa birotacyjna sprężarka promieniowa z wirującym, napędzanym przeciwbieżnie dyfuzorem o stopniu sprężania $\pi_{cs} = 16 \div 25$.

W obydwu rozwiązaniach zaproponowano nowy typ naddźwiękowego dyfuzora promieniowego, który jest istotnym elementem wymienionych sprężarek, i którego zastosowanie rokuje uzyskanie wyższych osiągnięć w zespole sprężającym.

Uzyskane metodą teoretyczno-obliczeniową osiągnięcia gazodynamiczne nowego typu dyfuzorów generujących układ skośnych fal zgęszczeniowych wraz z zamykającą falą prostopadłą wymagają doświadczalnej weryfikacji.

Mając na uwadze radykalne zmniejszenie kosztów (poprzez rezygnację z wykonawstwa kosztownych klasycznych wirników promieniowych, których osiągnięcia są powszechnie znane) oraz mając na celu skrócenie niezbędnego czasu na uzyskanie wiarygodnych wyników doświadczalnych, zaproponowano odpowiednie gazodynamiczne badania modelowe nowych dyfuzorów z zachowaniem niezbędnych kryteriów geometrycznych i przepływowych.