

РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТКИ РАБОЧЕГО КОЛЕСА В ДВУХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Михайлова А. Б., Ахмедзянов Д. А., Ахметов Ю. М., Михайлов А. Е.

Уфимский государственный авиационный технический университет

TWO-DIMENTIONAL AXIAL ROTOR COMPRESSOR OFF-DESIGN PERFORMANCE PREDICTION MODEL WITH THE USE OF SIMULATION METHODS AND TOOLS

Mikhailova A.B., Akhmedzyanov D.A., Akhmetov Yu.M., Mikhailov A.Ye. The method of solving the two-dimensional direct problem for axial compressor is developed and realized in the simulation system COMPRESSOR_2D. The study on adequacy of proposed all-inclusive criterion for surge zones emergence prediction is executed.

Наиболее важным этапом проектирования компрессора в газодинамическом аспекте является определение допустимой аэродинамической нагрузки профилей. Критерием оценки аэродинамической нагрузки решеток является предложенный впервые в работах S. Lieblein коэффициент или степень диффузорности (diffusion factor). Согласно Lieblein аэродинамическая нагруженность межлопаточной решетки определяется распределением давления по профилю лопатки и его влиянием на отрыв потока [1]. В наиболее простой форме степень диффузорности определяется для ротора и статора в следующей форме:

$$D_R = \frac{w_{max}}{w_2}, \quad D_S = \frac{c_{max}}{c_3},$$

где w_{max}, c_{max} – максимальная местная скорость на спинке лопатки; w_2, c_3 – среднее значение скорости на выходе из межлопаточного канала.

Потери полного давления в лопаточном венце на произвольном радиусе по высоте лопатки определяются коэффициентом гидравлических потерь, который в свою очередь зависит от фактора диффузорности [1-2]:

$$x_p = f(D)$$

Для решения прямой задачи для осевого компрессора в двухмерной постановке авторами разработан алгоритм, реализованный в СИМ COMPRESSOR_2D [3]. При расчете рабочего колеса используется алгоритм, представленный на рис. 1.

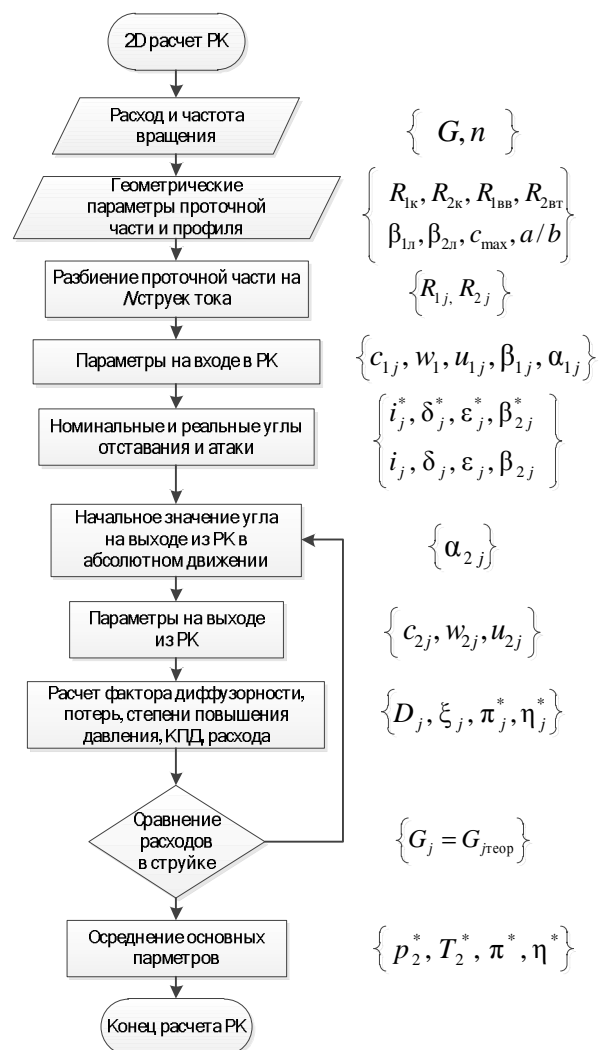


Рис. 1. Алгоритм расчета рабочего колеса

Для определения радиального распределения параметров за лопаточным венцом поток на входе разбивается на совокупность струек тока. Отличительной особенностью разработанной системы моделирования яв-

ляется возможность разбиения потока на произвольное количество струек тока.

Для верификации разработанной методики была выбрана аэродинамически высоконагруженная ступень компрессора [4]. Расчеты экспериментальной ступени проводились в разных точках ветви характеристики ($n_{пр} = 100\%$).

На рис. 2-3 представлены результаты расчетов в точке, характеризующейся устойчивой работой.

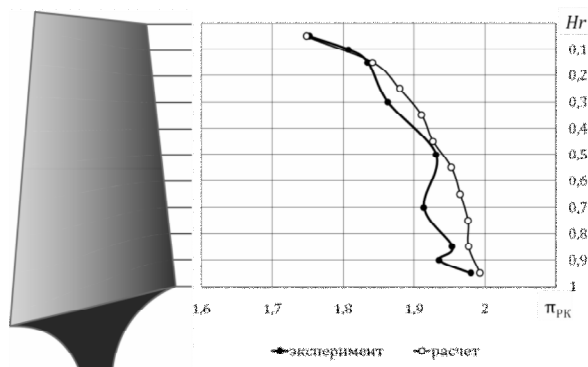


Рис. 2. Радиальное распределение степени повышения полного давления в РК

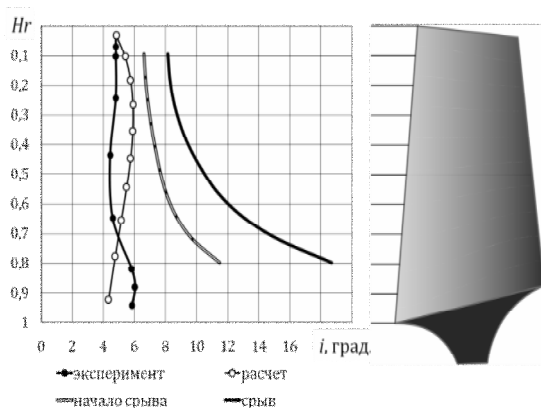


Рис. 3. Радиальное распределение расчетных и экспериментальных углов атаки, границ начала срыва и срыва в РК

На рис. 4-5 представлены результаты расчетов в точке, характеризующейся неустойчивой работой.

Анализ результатов, представленных на рис. 2-5 свидетельствует об удовлетворительной сходимости расчетных распределений параметров и результатов экспериментальных исследований. Распределение углов атаки по высоте пера лопатки указывает на удовлетворительную сходимость с экспериментальными результатами, можно отметить, что на границе устойчивости срыв закрывает примерно 50% высоты лопатки.

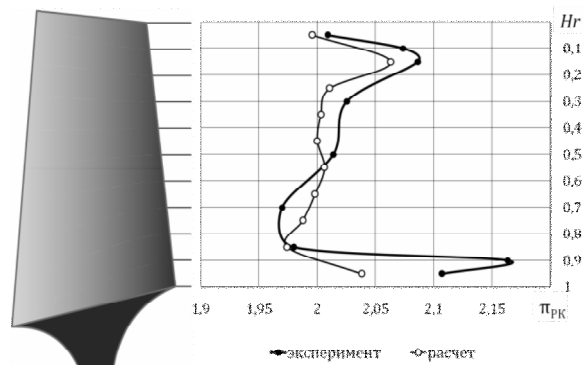


Рис. 4. Радиальное распределение степени повышения давления в РК

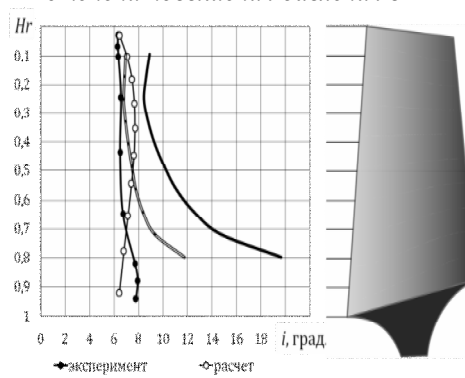


Рис. 5. Радиальное распределение расчетных и экспериментальных углов атаки, границ начала срыва и срыва в РК

Предложенная методика определения границы устойчивой работы может считаться адекватной.

(Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ)

Библиографический список

1. Johnsen, I.A. Aerodynamic design of axial-flow compressors. NASA SP-36 Report / I.A. Johnsen, R.O. Bullock Cleveland : NASA-Lewis Research Center, 1965. – 526 p.
2. Schobeiri, M. Turbomachinery Flow Physics and Dynamic Performance. Berlin : Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005. – 522 p.
3. Козловская, А.Б. Система моделирования компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR_2D №. 2010611711 / А.Б. Козловская, Д.А. Ахмедзянов, А.Е. Михайлов Москва : Роспатент, 2010.
4. Sulam, D.H. Single stage evaluation of highly-loaded high-Mach-number compressor stages. NASA technical report CR-72694 / D.H. Sulam, M.J. Keenan, J.T. Flynn Maryland : Pratt&Whitney Aircraft Division (PWA-3772), 1974. – 108 p.