

Для обеспечения высокой эффективности камеры её объемная степень расширения m должна быть более 30...40:

$$m = \frac{l_x^2}{\sqrt{F_1 \cdot F_2}} \geq 30 \dots 40,$$

где F_1 , F_2 - площади входного и выходного трубопроводов;

$l_x = \sqrt[3]{V}$ - характерный размер;

V - объем.

Выбор расположения труб входа и выхода должен основываться на собственной частоте камеры заглушения. Чтобы она не усиливала шум, срез труб должен находиться в местах с минимальной амплитудой звукового давления.

Так же внутреннюю полость камеры необходимо обработать звукопоглощающими материалами

УДК 519.6:533.6:621.452

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ В КОМПРЕССОРЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Загитов Р.А.

ОАО «НПО «Сатурн», г. Пермь

AN EVALUATION OF AERODYNAMIC DAMPING COEFFICIENT IN JET ENGINE COMPRESSOR

Zagitov R.A. The paper is pointed to the problem of aerodynamic damping coefficient calculation in jet engine compressor. Harmonic method and particle-in-cell method are used for numerical simulation of unsteady flow. Numerical results are compared with experimental data.

Современные газотурбинные двигатели характеризуются малым числом ступеней и высокими нагрузками на ступень. Рост нагрузки на рабочие лопатки турбомашин повышает риск возникновения автоколебаний. В работе рассматривается задача определения коэффициента аэродинамического демпфирования в компрессоре газотурбинного двигателя.

Для определения коэффициента аэродинамического демпфирования численно моделируется течение воздуха вокруг лопатки совершающей колебания. При моделировании воздух считается идеальным невязким газом, течение которого описывается системой уравнений Эйлера. Частота и форма колебаний лопатки считаются известными. Для численного моделирования использованы два метода: гармонический метод и метод крупных частиц (МКЧ).

При интегрировании уравнений Эйлера методом крупных частиц [1] расчетная область покрывается единой равномерной

прямолинейной ортогональной расчетной сеткой. Для постановки граничных условий используются фиктивные ячейки вдоль границ расчетной области. На каждом шаге по времени сначала по разностным схемам рассчитываются значения полевых величин в ячейках принадлежащих потоку, а потом каким-либо методом определяются значения полевых величин в фиктивных ячейках. Для постановки граничных условий на криволинейных твердых границах (на стенках лопатки) используется аппарат дробных ячеек. Для учета перемещений лопатки, лопатка на каждом шаге по времени перемещается по расчетной сетке.

При решении системы уравнений Эйлера гармоническим методом полевые величины раскладываются в ряд Фурье по времени [2]. При этом исходная система уравнений распадается на N систем уравнений относительно коэффициентов разложения, где N – количество гармоник. Все N систем уравнений связаны между собой нелиней-

ными правыми частями, которые уточняются итерационно. Для дискретизации по пространству используется метод контрольных объемов. Для определения потоков через границы контрольных объемов используется DRP подход (dispersion relation preserving). Совместное использование идеологии DRP и рядов Фурье позволяет адаптировать коэффициенты дискретизации по пространству под конкретный режим течения, и, как следствие, получить более точное решение. Для учета колебаний лопаток система уравнений движения переписана в подвижной системе координат – используется деформируемая криволинейная структурированная расчетная сетка.

При постановке граничных условий на открытых границах, вход и выход из расчетной области, использован PML-метод (Perfectly Matched Layer) [3]. Метод основан на модификации интегрируемых уравнений в приграничной области. Уравнения модифицируются таким способом, чтобы выходящие из расчетной области возмущения затухали в приграничном слое ячеек и не отражались от границ.

Представлены результаты численного моделирования течения воздуха через плоскую решетку профилей первой стандартной конфигурации [4]. Наблюдается хорошее соответствие результатов расчетов экспериментальным данным.

Библиографический список

1. Августиневич, В.Г. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях / В.Г. Августиневич, Ю.Н. Шмотин [и др.]. – М.: Машиностроение, 2005. – 536 с.
2. Marshall, J. G. Some Applications of a Time-Linearized Euler Method to Flutter & Forced Response in Turbomachinery / J. G. Marshall, M. B. Giles // Proceedings of ISUAAAT 1997.
3. Hu, F.Q. On Using Perfectly Matched Layer for the Euler Equations with a Non-Uniform Mean Flow / F.Q. Hu // AIAA Paper 2004-2966, 2004.
4. Fransson, Т.Н. Aeroelasticity in turbomachines: comparison of theoretical and experimental cascade results / Т.Н. Fransson // Lausanne, EPFL, 1986.

УДК 519.6:533.6:621.452

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ К ФЛАТТЕРУ ЛОПАТКИ КНД ПЕРВОЙ СТАНДАРТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Шуваев Н.В.

ОАО «НПО «Сатурн», г. Пермь

A NUMERICAL INVESTIGATION OF FLUTTER STABILITY FOR THE FIRST STANDARD CONFIGURATION BLADES

Shuvaev N.V. Energy and quasi-conjugate methods are applied to the 2D blade flutter problem. Calculations are performed using ANSYS CFX. Blade surface displacements are taken into account by applying moving mesh. Numerical and experimental cascade results are compared.

В работе рассматриваются два подхода к определению флаттера: энергетический (вычисление работы за цикл при заданном режиме колебаний) и прямое численное моделирование колебательного процесса путем решения квазисопряженной задачи. В качестве объекта исследования используется

плоская решетка профилей первой стандартной конфигурации.

Все расчеты проведены в ПК ВГД ANSYS CFX 11. Для учета изменения положения границ расчетной области в процессе счета используется подвижная структурированная расчетная сетка.