ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К РАСЧЕТУ ТОНАЛЬНОГО ШУМА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН

В.И. Милешин, **А.А. Россихин**
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, rossikhin@ciam.ru

Основными источниками тонального шума современных авиационных двигателей являются лопаточные машины – вентилятор, подпорные ступени компрессора низкого давления, турбина низкого давления. В простейшем случае задачу расчета тонального шума можно свести к расчету взаимодействия рабочего колеса и спрямляющего аппарата (вентилятор). Однако, такие лопаточные машины, как подпорные ступени или турбина низкого давления, обычно содержат несколько ступеней. Даже в случае вентилятора при расчете шума иногда надо учитывать взаимодействие рабочего колеса с силовыми стойками.

Наиболее простой подход к расчету тонального шума турбомашины — это прямой нестационарный расчет во всех межлопаточных каналах каждого венца, однако, он является очень затратным по вычислительным ресурсам, в случае если число венцов заметно больше двух.

Одним из возможных подходов к ускорению расчета является переход от расчета эволюции поля течения во времени к стационарному расчету для конечного набора полей гармоник. Гармонические методы доказали свою эффективность в применении к расчетам тонального шума вентиляторов, где они позволяют сократить расчетную область до одного межлопаточного канала на каждый венец. Также в ряде работ [1, 2], было показано, что гармонические методы позволяют провести приближенный расчет тонального шума многоступенчатой турбомашины с приемлемой точностью и вычислительными затратами. При этом расчет в частотной области, как для одноступенчатых, так и для многоступенчатых турбомашин, может проводиться как в линейной, так и в нелинейной постановке [2].

Другой возможный подход состоит в использовании граничных условий, обеспечивающих обобщенную периодичность решения [3]. Расчет проводится во временной области, однако расчет-

ная область ограничена одним или несколькими (в случае многоступенчатой турбомашины) межлопаточными каналами. На границах этих межлопаточных каналов ставятся специальные горничные условия, определяемые имеющимися предположениями о спектре (модальном составе в случае многоступенчатой турбомашины) излучения.

Данные подходы реализованы в рамках численного метода [1, 2, 4], разработанного в ЦИАМ. Метод базируется на решении линейных или нелинейных уравнений Эйлера для возмущений поверх вязкого стационарного среднего поля течения в системе отсчета вращающихся венцов. Взаимодействие между венцами турбомашины обеспечивается с помощью специальных интерфейсов. Эти интерфейсы передают нестационарные акустические (а также вихревые и энтропийные) возмущения и неоднородности среднего поля течения через границу между расчетными областями для различных венцов, тем самым обеспечивая непрерывность полных параметров течения при переходе через границу.

В рамках численного метода дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объемов, с использованием обобщенной на метод конечных объемов DRP схемы (Dispersion Relation Preserving Scheme) [5]. При проведении расчета можно выбирать порядок схемы. Для дискретизации уравнений по времени используется шестишаговая схема Рунге-Кутта типа HALE-RK (High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta) четвертого порядка [6].

В рамках работы с использованием численного метода, разработанного в ЦИАМ, был проведено сопоставление результатов расчетов с использованием различных подходов на примере модельных задач. Сделаны выводы об относительной эффективности подход при решении различных классов задач.

Литература

1. Osipov A.A., Rossikhin A.A. – Calculation method for unsteady aerodynamic blade row interaction in a multistage turbomachine, TsAGI Science Journal, Vol. 45(3–4), pp. 255–271, 2014.
2. Rossikhin A.A. – Frequency-Domain Method For Multistage Turbomachine Tone Noise Calculation, International Journal of Aeroacoustics, vol. 16, num. 6, pp. 491 – 506, 2017.

3. He, L. – Method of simulating unsteady turbomachinery flows with multiple perturbations, AIAA Journal, Vol.30, No. 11, pp. 2730-2735, 1992.
4. Nyukhtikov, M.A., Rossikhin, A.A., Sgadlev, V.V., Brailko, I.A. Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008.
5. C.K.W. Tam, J.C. Webb. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. J. Comput. Phys., v.107, 1993, pp.262–281.
6. Allampalli V., Hixon R., Nallasamy M., Sawyer S.D. – High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta (HALE-RK) schemes for computational aeroacoustics, Journal of Computational Physics, vol. 228, pp. 3837–3850, 2009.