

УДК 621.625+621.438

Представлені результати чисельного моделювання течії в решітках коливних турбінних лопаток з різними засобами охолодження з використанням розробленого методу. Продемонстровано вплив способу охолодження на аеропружні характеристики решітки

Ключові слова: аеродинаміка в турбомашиних, теплопередача, аеропружність, аеротермопружність

Представлены результаты численного моделирования течения в решетках колеблющихся турбинных лопаток с различными способами охлаждения с помощью ранее разработанного метода. Продемонстрировано влияние способа охлаждения лопатки на аэроупругие характеристики решетки

Ключевые слова: аэродинамика в турбомашиних, теплопередача, аэроупругость, аеротермоупругость

In the paper are presented results of numerical simulation of flow through cascade of vibrating blades with different types of blade cooling with use of recently developed method. Influence of cooling method on aeroelastic characteristics of the cascade is demonstrated

Key words: aerodynamics in turbomachines, heat transfer, aeroelasticity, aérothermoelasticity

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК НА АЭРОУПРУГОСТЬ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Ю. А. Быков

Кандидат технических наук, ведущий инженер
Отдела нестационарной газодинамики и аэроупругости
Институт проблем машиностроения им А.Н. Подгорного
НАН Украины
ул. Дм. Пожарского, 2/10, г. Харьков, Украина, 61000
Контактный тел.: (057) 737-15-92
E-mail: bykov@ukrpost.ua

1. Введение

В последнее время широко используемым способом повышения эффективности турбомашин является увеличение температуры на входе в первые ступени турбины. В связи с этим возникает проблема надежности лопаточных аппаратов с учетом повышенных тепловых нагрузок на лопатки. В частности, до последнего времени не была исследована проблема понижения уровня вибраций, в том числе по выявлению возможных автоколебаний лопаток, в условиях значительного перепада температур. Проблема может решаться экспериментально, однако возможно существенно снизить затраты на экспериментальный поиск оптимальных материалов и режимов эффективной работы турбины, с помощью внедрения в практику проектирования современных методов и средств численного моделирования.

Таким образом, актуальной проблемой на данный момент является проблема численного моделирования взаимодействия натекающего потока и колебаний лопаток с учетом значительной температурной неравномерности в первых ступенях газовых и паровых турбин.

В последнее время проделана значительная работа по совершенствованию методов прогнозирования автоколебаний в различных видах лопаточных аппаратов, в том числе и ступенях турбомашин [1,2,3].

В то же время остается открытым вопрос о влиянии значительной температурной неравномерности в первых ступенях газовых турбин высокого давления на возможность возникновения самопроизвольных колебаний лопаток, могущих привести к ускоренному износу венцов. Картина распределения температуры осложняется применением в первых ступенях различных способов охлаждения лопаток.

На данный момент не существует надежных и проверенных методов решения данной проблемы. Поэтому в основу алгоритма положены известные и зарекомендовавшие себя методы решения задач аэроупругости [3] и недавно разработанные методы решения совместной задачи аэроупругости и теплопроводности [4]. Текущей задачей является исследование зависимости аэроупругих характеристик решетки лопаток от способа охлаждения лопатки. В статье представлены результаты сравнения аэроупругого поведения решетки турбинных лопаток с применением конвективного и пленочного охлаждения.

2. Математическая модель и численный метод

Для решения задачи определения работы аэродинамических сил по возбуждению колебаний с учетом

влияния распределения температуры необходимо совместное решение аэродинамической задачи и задачи теплопроводности в лопатке. Для решения аэродинамической задачи используется известный и всесторонне исследованный модифицированный метод Годунова [4]. Данный метод решает систему уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу-Фавру. Для замыкания уравнений используется модель турбулентности Ментера SST [5]. Метод использует комбинированные расчетные сетки типа О-Н. Совместное решение аэродинамической задачи и задачи теплопроводности выполняется с помощью модифицированного метода Годунова второго порядка, описанного в работе [6].

3. Граничные условия

Для замыкания уравнений аэродинамики на границах расчетной области ставились следующие граничные условия: на входе задавались полное давление и полная температура, направление потока; на выходе – статическое давление; на поверхности лопатки – условие прилипания для компонент скорости, отсутствие градиента давления в нормальном направлении, постоянная температура поверхности лопатки. Для уравнений модели турбулентности задавались такие граничные условия: на входе $k = 1.5(u_{in} Tu_{in})^2$, $\omega = k^{1/2} / L$ (здесь u_{in} – скорость потока на входе, Tu_{in} – интенсивность турбулентности на входе, L – масштаб турбулентных вихрей); на поверхности лопатки $k = 0$, $\omega = 60\mu / (\rho\beta(\Delta y_1)^2)$ (здесь μ – вязкость газа, ρ – плотность газа, β – коэффициент модели турбулентности, Δy_1 – расстояние до поверхности лопатки). В качестве масштаба турбулентных вихрей выбиралось величина 5% от длины осевой хорды лопатки. Для уравнения теплопроводности на границах лопатки ставится условие сопряжения для температуры: $\lambda_g \frac{\partial T}{\partial n}|_g = \lambda_s \frac{\partial T}{\partial n}|_s$, $T|_g = T|_s$, здесь λ – коэффициент теплопроводности, индексы s и g – соответственно значения со стороны лопатки и газа. В каналах пленочного охлаждения лопатки задавались следующие величины: температура и давление охлаждающей жидкости, направление потока – вдоль оси канала, величины параметров модели турбулентности k и ω выбирались в соответствии со скоростью потока и характерным размером в охлаждающем канале.

4. Результаты моделирования

В качестве объекта исследования была выбрана плоская решетка турбинных профилей, исследованная в Лозаннском политехническом институте [7] под наименованием «4-я стандартная конфигурация». Эта решетка была помещена в условия, соответствующие второй ступени газовой турбины высокого давления со следующими параметрами: $p_0 = 0,56$ МПа, $p_2 = 0,3$ МПа, $T_0 = 1300$ К, средняя температура наружной стенки лопатки $T_w = 1100$ К, температура охлаждающей жидкости $T_c = 900$ К, рабочая жидкость – воздух, материал лопатки – сталь. Лопатки совершали изгибные колебания амплитудой 0,0033 от хорды и частотой 300 Гц. Разность фаз

колебаний между лопатками составляла 0, 180, 90 и –90 градусов.

Было рассмотрено два варианта охлаждения лопатки: с шестью каналами конвективного охлаждения (далее вариант 1) и с каналами конвективного охлаждения, дополненные каналами пленочного охлаждения: три в области торможения на передней кромке, два на стороне давления и один на стороне разрежения (далее вариант 2). Варианты размещения каналов представлены на рис. 1, размеры каналов на рис. 1б изображены большего размера. Для расчета использовалась Н-О – сетка в области течения и области тела лопатки, аналогичная сетке, использованной в предыдущей работе [6].

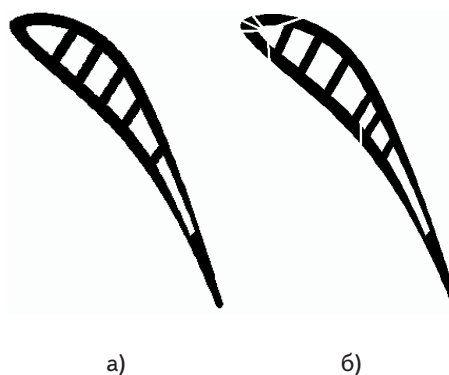


Рис. 1. Конфигурация охлаждающих каналов лопатки: а) вариант 1; б) вариант 2

На рис. 2 представлено распределение температуры по поверхности лопатки соответственно для варианта 1 и 2.

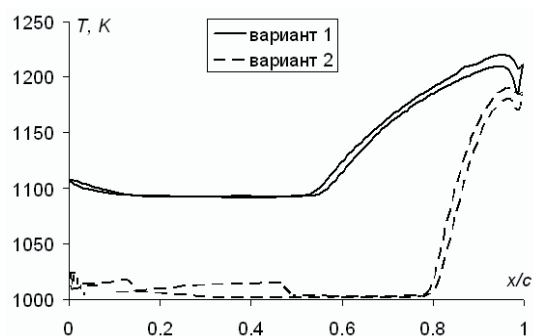


Рис. 2. Распределение температуры по хорде лопатки

В качестве результатов нестационарного обтекания решетки, вызванного колебанием лопаток, были получены распределения по хорде следующих величин на поверхности лопатки: давления, осредненного по периоду колебания, амплитуда нестационарного давления и фаза первой гармоники колебаний нестационарного давления. Сравнительная диаграмма распределения усредненного по времени давления $c_p = \frac{p(x) - p_1}{p_0 - p_1}$ вдоль хорды лопатки представлена на рис. 3. Хорошо видно присутствие скачка давления на стороне разрежения лопатки в области $x/c = 0,85$. Также видно, что распределение давления для всех вариантов отличается незначительно, за исключением немного более размазанного скачка давления для варианта №2.



Рис. 3. Распределение усредненного по времени давления по хорде лопатки

На рис. 4-7 представлены распределения коэффициента амплитуды $p_n(x) = \frac{\sqrt{C_1^{a2}(x) + C_1^{b2}(x)}}{(p_0 - p_1)h_0c}$ и фазы нестационарного давления $\phi(x) = \arctg \frac{C_1^b(x)}{C_1^a(x)}$ по хорде лопатки, соответственно для межлопаточных фазовых углов $0^\circ, 180^\circ, -90^\circ$ и 90° (здесь C_1^a, C_1^b – распределение по хорде коэффициентов Фурье давления на частоте колебаний лопатки, h_0 – амплитуда колебаний лопатки, c – хорда лопатки).

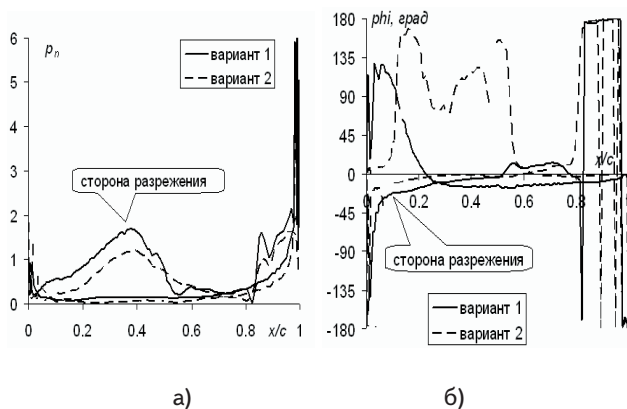


Рис. 4. Распределение коэффициента амплитуды и фазы нестационарного давления по хорде лопатки, МЛФУ = 0° : а) – коэффициент амплитуды давления; б) – фаза давления

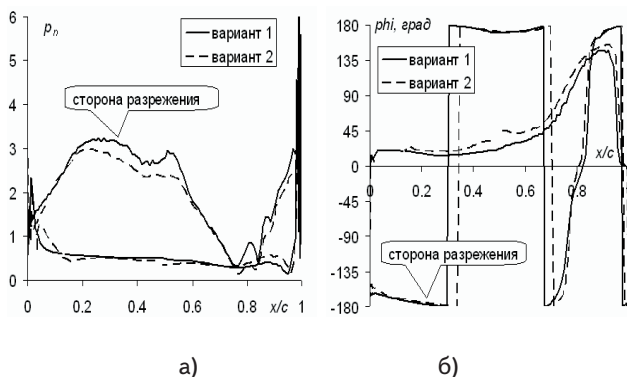


Рис. 5. Распределение коэффициента амплитуды и фазы нестационарного давления по хорде лопатки, МЛФУ = 180° : а) – коэффициент амплитуды давления; б) – фаза давления

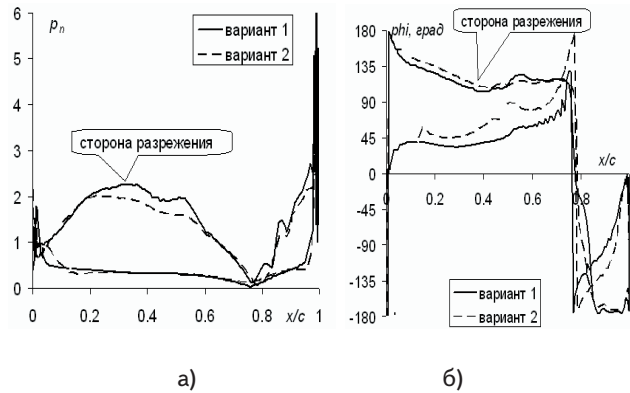


Рис. 6. Распределение коэффициента амплитуды и фазы нестационарного давления по хорде лопатки, МЛФУ = -90° : а) – коэффициент амплитуды давления; б) – фаза давления

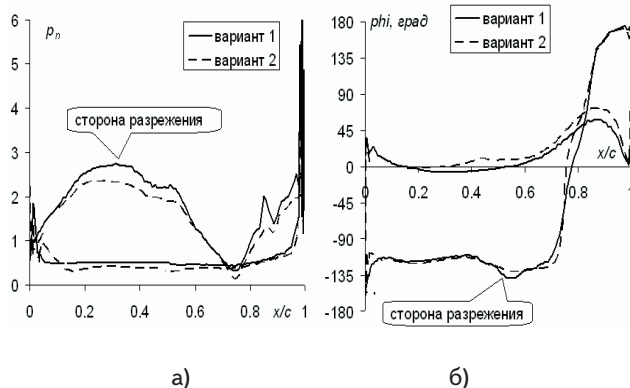


Рис. 7. Распределение коэффициента амплитуды и фазы нестационарного давления по хорде лопатки, МЛФУ = 90° : а) – коэффициент амплитуды давления; б) – фаза давления

Несмотря на малое отличие значений усредненного по времени давления для различных вариантов охлаждения лопатки, значения коэффициентов нестационарного давления отличаются довольно значительно. Характерной особенностью для всех режимов колебаний является меньшая амплитуда нестационарного давления на стороне разрежения для варианта №2. Распределение фазы колебания давления имеет одинаковый характер зависимости и практически одинаковые значения, за исключением случая МЛФУ = 0° . В этом случае значение фазы на стороне давления отличаются значительно, что может быть связано с малой амплитудой нестационарного давления в этой точке. Данное различие фаз на стороне давления (в диапазоне $90^\circ - 150^\circ$ для варианта №2 вместо значений около 0° для варианта №1) дает отрицательную работу аэродинамических сил, т.е. демпфирование колебаний, однако, из-за малости амплитуды колебаний вклад этих сил в общую работу незначителен. Также характерной особенностью распределения фаз нестационарного давления для варианта №2 является образование разрывов значений в точках выдува охлаждающего газа: $x/c = 0,1$ и $0,48$ на стороне давления и $x/c = 0,09$ на стороне разрежения. Вероятно, отличие значений фаз для вариантов №1 и №2 связано также и с наличием в пограничном слое охлаждающего газа, фаза колебания давления которого не совпадает с фазой колебания давления натекающего потока.

Таким образом, наличие выдува охлаждающего газа оказывает существенное влияние на колебания давления натекающего потока. Влияние выражается, в основном, в уменьшении амплитуды нестационарного давления, вызывая демпфирование колебаний лопатки. Незначительное влияние оказывается и на фазу нестационарного давления, вызывая сдвиг в область положительных значений на стороне давления, что приводит также к демпфированию колебаний лопатки, причем сдвиг происходит в основном далее по течению за каналом выдува охлаждающего газа.

Возможность возникновения автоколебаний лопаток определяет знак работы аэродинамических сил по перемещению лопатки. На рис. 8 представлены значения коэффициента аэродемпфирования $\Xi = -\frac{\int \mathbf{F} \cdot \mathbf{w} ds}{(p_0 - p_1) \pi h_0^2 c}$, который является безразмерной работой сил со знаком «минус» (здесь F – аэродинамическая сила на поверхности лопатки; w – вектор перемещения лопатки, интегрирование ведется по поверхности лопатки). Положительные значения коэффициента свидетельствуют о демпфировании колебаний, отрицательные – о возможности возбуждения колебаний. Представленные значения коэффициента для различных вариантов довольно близки. Для МЛФУ = 0°, 90° вариант №2 дает меньшее значение коэффициента, сохраняя положительный знак, а для МЛФУ = 180°, -90° вариант №2 смещает значения в положительную сторону, что в целом дает большее демпфирование колебаний лопатки.

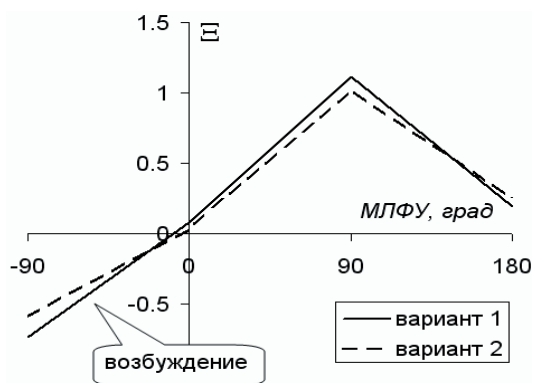


Рис. 8. Зависимость коэффициента аэродемпфирования от фазового угла

5. Заключение

Проведено численное моделирование нестационарного обтекания решетки колеблющихся охлаждаемых

лопаток с конвективным и пленочным охлаждением. В результате получено, что наличие пленочного охлаждения практически не влияет на стационарные характеристики решетки, зато имеет заметное влияние на нестационарные характеристики. В частности, малые изменения в амплитуде или фазе нестационарного давления на поверхности могут привести к локальному уменьшению работы аэродинамических сил, что дает большее демпфирование автоколебаний. Представленные результаты демонстрируют увеличение демпфирования колебаний лопаток при использовании пленочного охлаждения лопаток. Использованный метод может использоваться для моделирования аэроупругости в лопаточных венцах турбин высокого давления при наличии различного вида охлаждения лопаток.

Литература

1. Verhoosel C.V. Uncertainty and Reliability Analysis of Fluid–Structure Stability Boundaries / C.V. Verhoosel, T.P. Scholcz, S.J. Hulshoff, M.A. Gutierrez // *AIAA Journal*. – 2009. – 47, № 1. – P. 91-104.
2. Mani K. Adjoint-Based Sensitivity Formulation for Fully Coupled Unsteady Aeroelasticity Problems / K. Mani, D.J. Mavriplis // *AIAA Journal*. – 2009. – 47, № 8. – P. 1902-1915.
3. Гнесин В.И. Численный анализ влияния соотношения чисел лопаток статора и ротора на нестационарные нагрузки и режимы колебаний лопаток / В.И. Гнесин, Л.В. Колодяжная // *Вестник НТУ «ХПИ»: Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование*. – 2009. – № 3. – С. 23-32.
4. Гнесин В.И. Численное исследование аэроупругих характеристик лопаточного венца турбомшины, работающей на нерасчетном режиме. / Гнесин В.И., Быков Ю. А. // *Пробл. машиностроения*. – 2004. – Т.7, №1 – С. 31-40.
5. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. // *AIAA Journal* – 1994. – 32, № 8. – P. 1598-1605.
6. Быков Ю.А. Численное моделирование течения в решетке колеблющихся профилей с учетом теплообмена. / *Пробл. машиностроения*. – 2009. – Т.12, №5 – С. 36-41.
7. Bolcs A. Aeroelasticity in Turbomachines. Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results / Bolcs A., Fransson T.H. // *Communication du Laboratoire de Thermique Appliquee et de Turbomachines, Lausanne, EPFL*. – 1986. – №13. – 230 p.