

УДК 621.452.322-266.2-752

РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ ЛОПАТОК РАБОЧЕГО КОЛЕСА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

В. Е. МАКАРОВ¹, С. П. АНДРЕЕВ², В. А. ШОРСТОВ³, Т. В. БУЮКЛИ⁴

¹vmakarov@ciam.ru, ²sp_andreev@ciam.ru, ³shorstov@ciam.ru, ⁴buyukli@ciam.ru

¹⁻⁴ ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова»
(ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова»)

Поступила в редакцию 1 июля 2015 г.

Аннотация. На основе расчетов нестационарного вязкого 3D–течения в вентиляторе турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) большой степени двухконтурности проведено исследование влияния сдвига фаз между лопатками на величину коэффициента аэродинамического демпфирования для первых трех форм собственных колебаний лопаток. Расчеты выполнялись на сетке, содержащей 14 823 000 ячеек, высокая степень повторяемости параметров течения достигалась за 5 оборотов ротора, время расчета на 2-х узлах (по 24 ядра в каждом) занимало ~ 40 ч. При сдвигах фаз -40° , -20° и 0° для первой формы был получен отрицательный коэффициент аэродинамического демпфирования $\delta_{\text{аэр}} \sim -0,18$.

Ключевые слова: нестационарное течение; лопатки вентилятора; коэффициент аэродинамического демпфирования; сдвиг фаз между лопатками; ТРДД; степень двухконтурности.

В ЦИАМ с 2006 г. последовательно осваивалась и развивалась методика численного решения нестационарных задач аэродинамики решеток и венцов турбомашин применительно к проблемам вынужденных колебаний и автоколебаний (флаттера) профилей и лопаток [1].

В данной работе представлены полученные результаты расчетного исследования коэффициента аэродинамического демпфирования $\delta_{\text{аэр}}$ лопатки рабочего колеса (РК) вентилятора ТРДД большой степени двухконтурности. Поставленная задача решалась в два этапа, на первом из которых определялось стационарное течение в канале, содержащем РК вентилятора (рис. 1), а на втором – нестационарное течение, возникающее вследствие колебаний лопаток по заданной форме и частоте с заданным межлопаточным сдвигом фаз. Такая постановка не учитывает возможность возникновения автоколебаний по связанным формам.

Основными параметрами стационарной задачи были полное давление и температура на входе, скорость вращения РК и расход воздуха, определяемый статическим давлением

в выходном сечении канала. Расчет велся в декартовой системе координат x, y, z , связанной с РК и вращающейся вместе с ним вокруг оси x , совпадающей с осью двигателя. На верхней стенке канала ставилось условие прилипания в неподвижной системе координат, на лопатках – условие прилипания во вращающейся системе координат, а на коке и втулке – условие непротекания. Радиальный зазор при расчетах не учитывался.

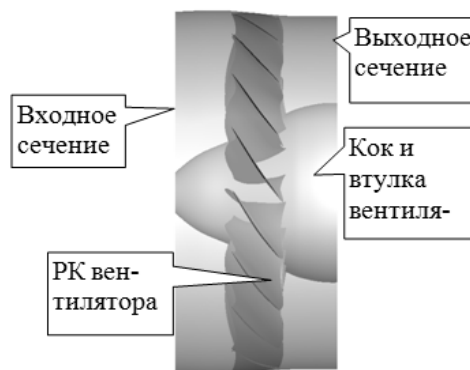


Рис. 1. Расчетная область

Сдвиг фаз между колебаниями соседних лопаток ψ в нестационарной аэродинамической задаче является основным параметром, определяющим интеграл работы аэродинамических сил над лопаткой за период колебаний

$$A = \int_0^T F \dot{q} dt,$$

где $F(t)$ – обобщенная аэродинамическая сила; $\dot{q}(t)$ – обобщенное перемещение; t – время. Величина коэффициента аэродинамического демпфирования $\delta_{\text{аэп}}$ вычисляется через работу A и кинетическую энергию лопатки E_K по формуле $\delta_{\text{аэп}} = -A/(4E_K)$.

Сдвиги фаз между движениями соседних лопаток предполагаются одинаковыми и находятся по формуле: $\psi = 2\pi n / N_L$, где N_L – число лопаток, число волн деформаций $n = \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots, \pm N_L$. Знак «+» соответствует движению волны деформации против вращения колеса, «-» – движению по вращению.

Расчеты выполнялись для условий полета и режимов работы двигателя, указанных в табл. 1 и определяемых числом Маха в невозмущенном потоке M_∞ , высотой полета H , суммарным расходом воздуха через двигатель G_Σ и оборотами вентилятора n_ν .

Таблица 1

Режимные параметры				
Режим	n_ν , об/мин	G_Σ , кг/с	H , м	M_∞
1	2998	386.5	0	0
2	3834	205	11 000	0.80

Рассмотренные собственные формы и частоты колебаний лопатки РК, приведенные в табл. 2, были получены с использованием ПК NASTRAN и ПК ANSYS.

Таблица 2

Форма	Собственные формы и частоты колебаний	
	Частота, Гц	
	Режим №1	Режим №2
1	71,30	79,95
2	170,97	186,54
3	234,06	236,78

Расчет течения проводился в рамках RANS/URANS с моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса с использованием программного комплекса Cobra.

Перед расчетом нестационарного течения каждая из лопаток, начиная с некоторой, вы-

ставлялась в положение, отвечающее заданному сдвигу фаз. Параметром математической модели являлся также коэффициент, определяющий амплитуду колебаний. На этот коэффициент умножаются перемещения точек поверхности лопатки, определяемые выбранной формой колебаний.

Количество вариантов расчета с разными сдвигами фаз выбиралось в зависимости от режима течения и предполагаемого характера изменения функции $\delta_{\text{аэп}}(\psi)$. Шаг интегрирования по времени при колебаниях по i -ой форме выбирался равным $\Delta t_i = T_i / N_{\text{окр}}$, где T_i – период колебаний, отвечающий i -ой собственной частоте, $N_{\text{окр}} = 200$ – количество ячеек сетки в окружном направлении.

Расчет одного оборота (200 шагов по реальному времени) на сетке, содержащей 14 823 000 ячеек, занимал около 2-х суток на 2-х узлах (по 24 ядра в каждом) вычислительной системы. При этом достигалась высокая степень повторяемости параметров течения, что требовало реального времени установления не менее чем 5 оборотов ротора.

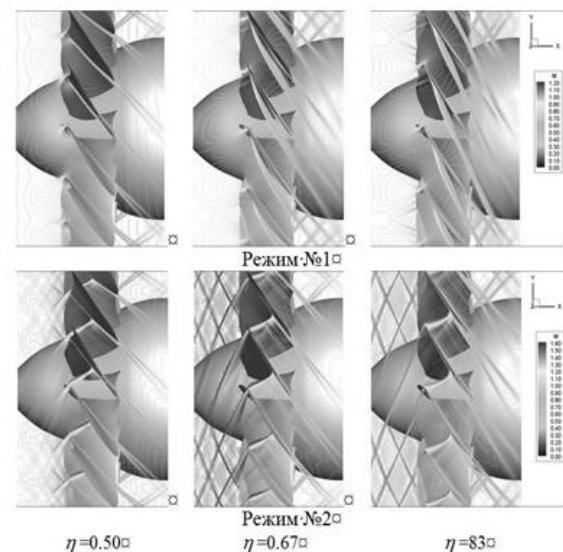


Рис. 2. Линии постоянства относительного числа Маха на различных сеточных поверхностях, определяемых параметром η ($\eta=0$ отвечает втулке, $\eta=1$ – стенке канала)

На рис. 2 представлено стационарное течение в РК вентилятора на двух режимах работы двигателя.

Характерным для этого режима является развитый пространственный отрыв пограничного слоя на стороне разрежения лопатки РК из-за воздействия скачка уплотнения, возникающего при обтекании передней кромки, а для режима

№ 2 – запыление в периферийных частях межлопаточного канала и небольшой локальный отрыв пограничного слоя на стороне разрежения в месте падения на лопатку замыкающего скачка уплотнения.

Фактически использованные для рассматриваемых режимов работы двигателя формы колебаний, частоты и значения числа волн деформаций n приведены в табл. 3.

Таблица 3

Рассмотренные формы, частоты и числа волн деформаций														
Форма	Частота, Гц	Число волн деформаций n												
		Режим № 1												
1	71,30	-9		-6			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3	
2	170,97	-9		-6			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3	+6
3	234,06		-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0	+1	+2	+3	+6
Режим № 2														
3	236,78	-9		-6			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3	+6

На рис. 3 представлены графики изменения $\delta_{\text{аэр}}$ от сдвига фаз между соседними лопатками для различных форм колебаний и двух режимов работы двигателя.

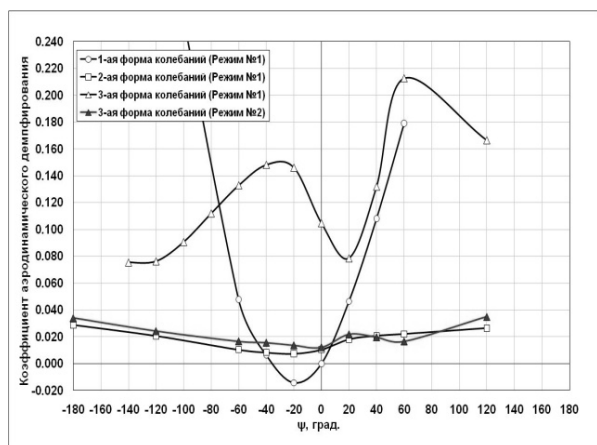


Рис. 3. Коэффициент аэродинамического демпфирования как функция сдвига фаз соседних лопаток для различных форм колебаний для рассмотренных режимов работы двигателя

Как можно видеть, для режима № 1 при колебаниях по 1-й форме в диапазоне значений $n \in [-2, 0]$ $\delta_{\text{аэр}}$ становится отрицательным (минимум -0,0142 достигается при $n = -1$), и тем самым, рассматриваемая лопатка потенциально предрасположена к автоколебаниям по этой форме. Однако в случае одной волны деформации значительно возрастает механическое демпфирование [2], что снижает эту предрасположенность. Соответствующая зона параметра n в табл. 3 отмечена серой заливкой. Для остальных форм колебаний на режиме № 1 $\delta_{\text{аэр}}$ остается строго положительным, достигая минимума 0,0075 при $n = -1$ при колебаниях по

2-й форме. Из рис. 3 также следует, что для режима № 2 при наиболее опасных колебаниях лопатки по 3-й форме $\delta_{\text{аэр}}$ остается положительным, достигая минимума 0,0121 при $n = 0$.

Следует отметить сильное падение коэффициента аэродемпфирования при переходе от режима № 1 к режиму № 2, что объясняется значительным изменением структуры течения в рабочем колесе из-за положения скачков уплотнения в периферийной области.

На рис. 4 показана зависимость от радиуса погонной (на 1 м) работы, совершаемой лопаткой над газом, при ее колебаниях по 1-й форме со сдвигом фаз, отвечающим $n = -1$.

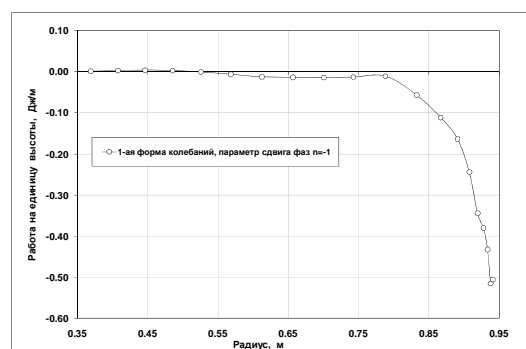


Рис. 4. Распределение по радиусу погонной (на 1 м) работы, совершаемой лопаткой над газом при ее колебаниях по 1-й форме со сдвигом фаз, отвечающим $n = -1$

Из рис. 4 видно, что для рассматриваемой формы колебаний основная работа подводится к периферийным сечениям лопатки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Решение** аэроупругой задачи для лопаток вентилятора ТРДД с большой степенью двухконтурности в условиях неоднородного входного потока / В.Е. Макаров [и др.] //

Семинар ONERA-ЦАГИ, 9–11 октября 2012. СПб. [V. E. Makarov, "High bypass ratio jet engine fan blade in nonsteady input flow aeroelastic problem computation", (in Russian), ONERA-TsAGI Seminar, Sankt-Peterburg, 2012.]

2. **Динамика** авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. д-ра техн. наук, проф. И. А. Биргера, д-ра техн. наук Б. Ф. Шорра. М: Машиностроение. 1981, 78 с. [Aviation gas-turbine engine dynamics / Edited by doctor of tech. sci. I. A. Birger, doctor of tech. sci. B. F. Shorr (In Russian). Moscow, Mashinostroenie, 1981, p.78]

ОБ АВТОРАХ

МАКАРОВ Владимир Евгеньевич, нач. отд. «Аэродинамика и термодинамика силовых установок» ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». Дипл. инж.-физик (МФТИ, ФАЛТ, 1973). Канд. физ.-мат. наук (МФТИ, 1984). Иссл. в обл. аэродинамики входных устройств, сопел, мотогондол; численные методы аэродинамики, программное обеспечение, лопаточные машины.

АНДРЕЕВ Сергей Павлович, нач. сектора отдела «Аэродинамика и термодинамика силовых установок» ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». Дипл. инж.-физик (МФТИ, ФАЛТ, 1976). Канд. техн. наук (ЦИАМ, 1986). Иссл. в обл. силовых установок летательных аппаратов.

ШОРСТОВ Виктор Александрович, науч. сотр. отдела «Аэродинамика и термодинамика силовых установок» ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». Дипл. математик (МАИ, 2000). Иссл. в обл. вычислительной газовой динамики, программного обеспечения.

БУЮКЛИ Татьяна Васильевна, науч. сотр. отдела «Аэродинамика и термодинамика силовых установок» ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». Дипл. инженер по двигателям летательных аппаратов (МАИ, 2007). Канд. техн. наук (МАИ, 2011). Иссл. в обл. динамического поведения лопаток компрессоров в нестационарном потоке воздуха, аэроупругости, флаттера лопаток.

METADATA

Title: High bypass ratio turbojet engine fan blades aerodamping coefficient computation.

Authors: V. E. Makarov¹, S. P. Andreev², V. A. Shorstov³, T. V. Buyukli⁴.

Affiliation: ¹⁻⁴Central institute of aviation motors (CIAM), Russia.

Email: ¹vmakarov@ciam.ru, ²sp_andreev@ciam.ru, ³shorstov@ciam.ru, ⁴buyukli@ciam.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 3 (69), pp. 61-64, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Investigation of interblade phase angle affect on aerodamping coefficient value for three blade modes based on nonsteady viscous 3D flow in high bypass ratio turbojet engine fan has been performed. For researches computational grid of 14 823 000 cells has been used. High flow parameters reiteration has been reached for 5 rotor revolutions. computational time wiht 2 nodes was about 40 hours. (24 cores in each node). For first blade mode at interblade phase angles -40° , -20° and 0° negative aerodamping coefficient was obtained.

Key words: nonsteady flow, fan blades, aerodamping coefficient, interblade phase angle, turbojet engine, high bypass ratio.

About authors:

Makarov, Vladimir Evgenyevich, Head of "Power plants aerodynamic and thermodynamic" department in Central Institute of aviation motors. Dypl. engineer- physicist (MIPT, AFE, 1973). Cand. of phys.-math. sci. (MIPT, 1984).

Andreev, Sergey Pavlovich, sector head of "Power plants aerodynamic and thermodynamic" department in Central Institute of aviation motors. Dypl. engineer- physicist (MIPT, AFE, 1976). Cand. of phys.-math. sci. (CIAM, 1986).

Shorstov, Victor Aleksandrovich, research scientist of "Power plants aerodynamic and thermodynamic" department in Central Institute of aviation motors. Dypl. engineer- mathematician (MAI, 2000).

Buyukli, Tatiana Vasilyevna, research scientist of "Power plants aerodynamic and thermodynamic" department in Central Institute of aviation motors. Dypl. aircraft engine engineer (MAI, 2007), Cand. of tech. sci. (MAI, 2011).