

УДК 621.45.037

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕУСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД С УЧЕТОМ ГИСТЕРЕЗИСА ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА

Ю. М. АХМЕТОВ¹, Д. А. АХМЕДЗЯНОВ², А. Б. МИХАЙЛОВА³, А. Е. МИХАЙЛОВ⁴

¹ada@ugatu.ac.ru, ²ada@ugatu.ac.ru, ³mikhailova.ugatu@gmail.com, ⁴mikhailov.ugatu@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 11.11.2013

Аннотация. Проведено экспериментальное исследование аэродинамического гистерезиса при обтекании решетки лопаточных профилей в аэродинамической трубе Aerolab EWT. Разработана математическая модель для прогнозирования характеристик осевых компрессоров во вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы. Получена расчетная динамическая характеристика одновального ТРД с нанесенной границей устойчивой работы компрессора и границей вывода компрессора из области срывных режимов работы. Выработан ряд рекомендаций по применению полученных результатов при алгоритмизации управляющих воздействий разгоном.

Ключевые слова: характеристика компрессора; вращающийся срыв; петля гистерезиса; динамическая характеристика; управление авиационными ГТД.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время ведутся работы над созданием двигателей нового поколения, которые должны обладать техническими характеристиками, придающими качественно новый уровень летательному аппарату. Создание авиационных двигателей нового поколения требует совершенствования не только их конструкций, применения новых материалов и новых технологий изготовления, но и совершенствования систем управления, контроля и диагностики.

Основные тенденции развития систем управления, контроля и диагностики ГТД связаны с повышением эффективности управления рабочим процессом, повышением надежности и ресурса агрегатов систем, снижения стоимости их разработки и эксплуатации.

Новые методы управления направлены на активное управление узлами двигателя для улучшения их характеристик на основных режимах эксплуатации, устранения влияния изменения теплового состояния конструкции, износа и др. На современном этапе развития авиационного двигателестроения значительная роль в обеспечении перспективных целевых показателей эффективности отводится компьютерному моделированию. Главным направлением исследова-

ований на сегодняшний день является развитие методов трехмерного стационарного и нестационарного моделирования при проектировании основных узлов авиационных ГТД. Однако вместе с тем большое внимание уделяется одномерным математическим моделям рабочего процесса в газотурбинных двигателях и их основных узлах, поскольку возрастающая мощность современных вычислительных систем в совокупности с технологическими достижениями, обеспечивающими достаточный уровень надежности, помехоустойчивости, ресурса, позволяют использовать поэлементные динамические имитационные модели в программно-алгоритмическом обеспечении бортовых систем управления, контроля и диагностики. Одним из интенсивно развивающихся направлений исследований в авиадвигателестроении является расширение области устойчивой работы компрессоров, а также повышение эффективности методов диагностирования и ликвидации неустойчивой работы компрессоров ГТД.

ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРОВ ВО ВРАЩАЮЩЕМСЯ СРЫВЕ

Результаты экспериментальных исследований вращающегося срыва в осевом компрессоре, проведенные в России и за рубежом [1–3] показывают, что при возникновении отрыва потока со спинки лопатки при превышении крити-

ческого угла атаки срывная зона может локализоваться на определенной части по высоте пера лопатки (part span stall), а может занять сразу всю высоту пера лопатки (full span stall).

Характер возникновения и развития срывных зон в осевом компрессоре во многом определяется режимом работы, на котором происходит возникновение срывных зон (окружная скорость рабочего колеса) и геометрической конфигурацией рабочего колеса (относительный диаметр втулки рабочего колеса).

Анализ результатов испытаний показывает, что в ступенях с малым относительным диаметром втулки (как правило, первых ступенях многоступенчатых компрессоров) срывные зоны формируются на периферии рабочего колеса, а затем разрастаются по мере снижения коэффициента расхода (прикрытия дросселя). Данный тип вращающегося срыва получил название частичного либо прогрессирующего (progressive stall), рис. 1, а.

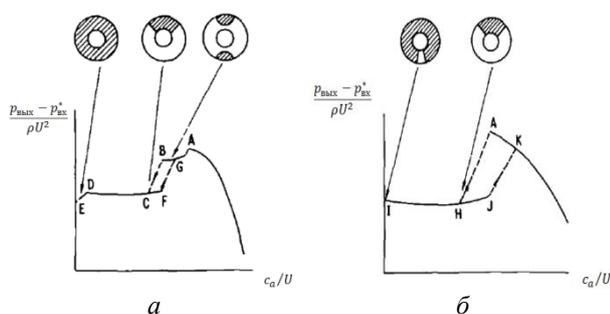


Рис. 1. Характеристика осевого компрессора в частичном вращающемся срыве

В случае рабочего колеса с большим относительным диаметром втулки (как правило, это последние ступени многоступенчатых компрессоров) при возникновении отрыва пограничного слоя на спинке лопатки срывная зона занимает всю высоту лопатки, при этом наблюдается разрывная характеристика компрессора (abrupt stall), рис. 1, б.

В работе [3] отмечается, что в рабочих колесах со средним значением относительного диаметра втулки сначала образуются локализованные срывные зоны, которые при прикрытии дросселя стремительно увеличиваются и занимают всю высоту лопатки.

Гистерезис в возникновении и чередовании количества срывных зон связан с наличием аэродинамического гистерезиса обтекания отдельных профилей, а также с тем, что при образовании новых срывных зон при уменьшении расхода воздуха поток является более равномерным, чем при их ликвидации при прикрытии

дросселя: при открытии дросселя скорость в срывных зонах остается меньше средней расходной скорости, в результате чего углы атаки в этих зонах при увеличении расхода оказываются выше, чем при его уменьшении, что приводит к затягиванию срыва [4, 5].

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРОВ ВО ВРАЩАЮЩЕМСЯ СРЫВЕ

Для разработки систем имитационного моделирования авторами используется программная среда МетаСАПР САМСТО (Система автоматизированного моделирования сложных технических объектов), разработанная на кафедре авиационных двигателей УГАТУ. В технологии МетаСАПР САМСТО реализован объектно-ориентированный подход к построению информационных систем, использующий язык UML (язык графического программирования).

В качестве основы для разработки математической модели рабочего процесса в компрессоре в срывной области рабочих режимов используется разработанная на кафедре авиационных двигателей система имитационного моделирования компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR [6]. Система моделирования COMPRESSOR позволяет рассчитывать характеристики осевых многоступенчатых компрессоров в широкой области режимов работы в устойчивой области, а также прогнозировать границу устойчивой работы осевых многоступенчатых компрессоров.

На основе обобщения экспериментальных исследований характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов, проведенных в NASA, General Electric, Pratt&Whitney разработана математическая модель для описания характеристик осевых компрессоров на режиме прогрессирующего вращающегося срыва.

Авторами предложена следующая модель для расчета характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов:

1. Рассчитываются значения $\eta_{\text{ср}}$ и $\eta_{\text{ср}}^*$ для точки на границе устойчивой работы при заданной частоте вращения ротора.
2. Вычисляются значения $\eta_{\text{ср}}$, $\eta_{\text{ср}}^*$ и $\eta_{\text{ср}}^*$ в текущей точке согласно математической модели для устойчивой области рабочих режимов.
3. Определяются коррективы адиабатического напора (двухпараметрическая зависимость) и КПД $\delta\eta = -0,2482 \cdot \bar{v}^2 - 0,3362 \cdot \bar{v} + 0,5847$.
4. Вычисляются скорректированные параметры в текущей точке

ЫВ

На рис. 2 представлены эмпирические обобщения в виде относительных поправок для определения адиабатического напора и КПД в прогрессирующем вращающемся срыве. Следует отметить, что поправка для определения адиабатического напора расслаивается по величине числа Маха по окружной скорости на среднем диаметре, а поправка для определения адиабатического КПД компрессора во вращающемся срыве не зависит от числа Маха по окружной скорости на среднем диаметре.

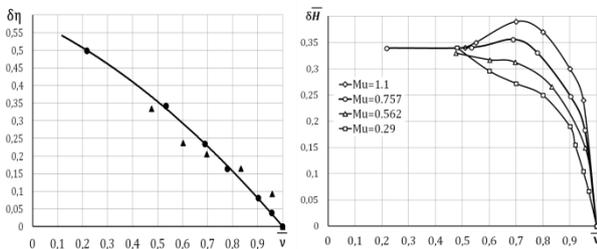


Рис. 2. Поправки для определения адиабатического напора и КПД на среднем диаметре

Была проведена верификация разработанной математической модели с применением результатов испытаний экспериментальной ступени NASA [7]. На рис. 3 представлено изображение ротора экспериментальной ступени и схема проточной части компрессора.

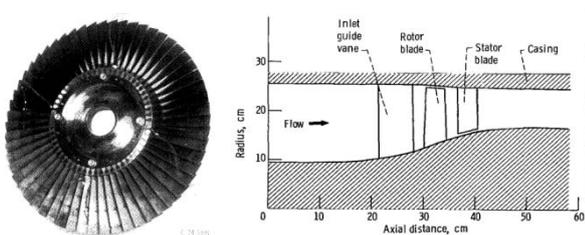


Рис. 3. Внешний вид исследуемой экспериментальной ступени компрессора

Верификация осуществлялась посредством расчета характеристики компрессора в устойчивой и срывной области рабочих режимов и последующего сопоставления с результатами экспериментальных исследований, рис. 4.

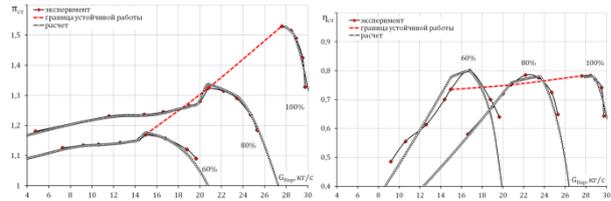


Рис. 4. Верификация математической модели для расчета характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов

Сопоставление расчетных характеристик и экспериментальных результатов указывает на высокую адекватность разработанной математической модели для прогрессирующего вращающегося срыва.

На основе обобщения экспериментальных характеристик ступеней NASA, General Electric и Pratt & Whitney разработана математическая модель, позволяющая рассчитывать характеристики осевых компрессоров в полном вращающемся срыве. Переход с модели прогрессирующего вращающегося срыва на модель полного вращающегося срыва осуществляется в ступенях с относительным диаметром втулки .65. В качестве примера на рис. 5 представлена характеристика типовой последней ступени многоступенчатого компрессора, демонстрирующая ступенчатый разрыв в срывной области рабочих режимов.

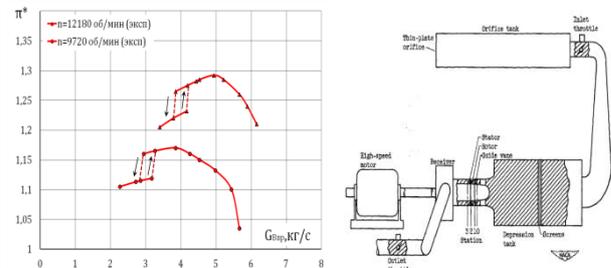


Рис. 5. Характеристика экспериментальной ступени и схема испытательного стенда

Следует отметить, что на каждой напорной ветви имеется точка с максимальной степенью повышения полного давления. При дальнейшем уменьшении расхода воздуха относительно данной точки происходит формирование отрывных зон на спинках лопаток, переход к прогрессирующему вращающемуся срыву, который вызывает снижение степени повышения полного давления. Для описания прогрессирующего вращающегося срыва в ступенях с относительным диаметром втулки $\bar{d} \geq 0.65$ предложена следующая модель:

Если $i_{НС}$ и $i_{кр}$,

Если ,

Была проведена верификация разработанной математической модели на примере экспериментальной ступени SNECMA, имеющей относительный диаметр втулки $\bar{d} = 0,78$. На рис. 6 представлена схема проточной части испытательного стенда и экспериментальная характеристика ступени [8].

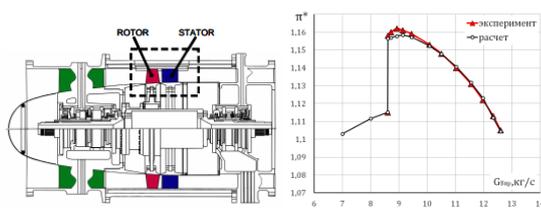


Рис. 6. Внешний вид испытательного стенда и экспериментальная характеристика ступени

Сопоставление расчетной характеристики и результатов экспериментальных исследований указывает на высокую адекватность предложенной математической модели.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РЕШЕТКИ ПРОФИЛЕЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ AEROLAB EWT

Для проведения экспериментальных исследований используется аэродинамическая труба Aerolab EWT, расположенная на кафедре авиационных двигателей УГАТУ. Для исследований использована решетка дозвуковых профилей, представленная на рис. 7.

Оценка аэродинамических характеристик решетки профилей осуществляется с помощью трехкомпонентных стержневых тензовесов и U-образного мановакуумметра, позволяющего определить скоростной напор потока на входе в камеру визуализации аэродинамической трубы.

На рис. 8 представлены результаты определения аэродинамических характеристик решетки

ки профилей при густоте решетки профилей $b/t = 1.8$.

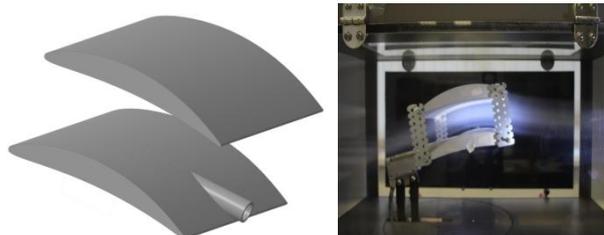


Рис. 7. Исследуемая решетка профилей и визуализация течения в межлопаточном канале

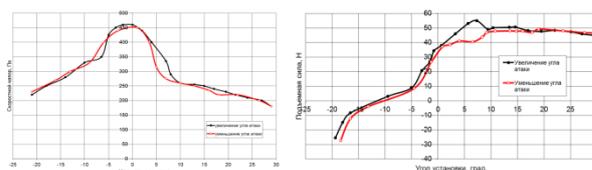


Рис. 8. Аэродинамические характеристики решетки профилей

Анализ результатов экспериментальных исследований позволяет выявить наличие петли гистерезиса в аэродинамических характеристиках решетки изогнутых лопаточных профилей. Петля гистерезиса также проявляется в зависимости скоростного напора от угла установки модели, что определяется дросселирующим воздействием вихревой структуры на спинке лопатки при различных углах установки модели. Авторами проведен комплекс исследований аэродинамических характеристик решетки изогнутых профилей при различной густоте решетки и скорости потока на входе в камеру визуализации. Результаты исследований, описывающих величину петли гистерезиса были обобщены следующим образом, рис. 9:

Зависимость безразмерной величины петли гистерезиса от хордового числа Рейнольдса и густоты решетки профилей представлена на рис. 9.

Авторами была проведена верификация разработанных математических моделей, позволяющих рассчитать характеристику ступени компрессора во вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы компрессора. Была исследована экспериментальная ступень NASA, для которой получена экспериментальная характеристика в National Aerospace Laboratories (India). На рис. 10 представлены

расчетная и экспериментальная характеристики ступени компрессора, демонстрирующей наличие гистерезиса границы устойчивой работы [9].

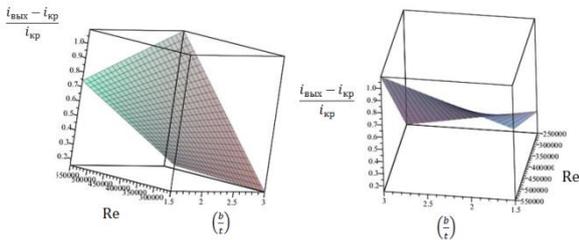


Рис. 9. Эмпирическая зависимость

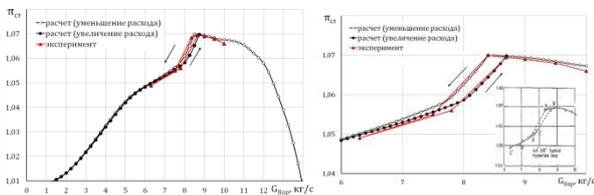


Рис. 10. Верификация математической модели, описывающей гистерезис границы устойчивой работы компрессора

Сопоставление расчетных и экспериментальных характеристик исследуемой ступени компрессора позволяет сделать заключение об удовлетворительной адекватности разработанной математической модели.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД С УЧЕТОМ ГИСТЕРЕЗИСА ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА

Авторами разработана математическая модель авиационного ГТД совместно с лентой перепуска воздуха, обеспечивающей устойчивую работу многоступенчатого компрессора в широком диапазоне частот вращения ротора. Для этого в СИМ DVIG_DISTORTION разработан структурный элемент «Клапан перепуска воздуха», в котором может быть задана расходная характеристика клапана на различных режимах работы. На рис. 11 представлена структурная схема ГТД с клапаном перепуска воздуха, типовая характеристика клапана перепуска воздуха с нанесенной рабочей линией, характеристика компрессора с нанесенной рабочей линией и некоторые результаты моделирования.

Разработанная математическая модель позволяет исследовать неустановившиеся режимы работы одновального ТРД в широком диапазоне частот вращения ротора.

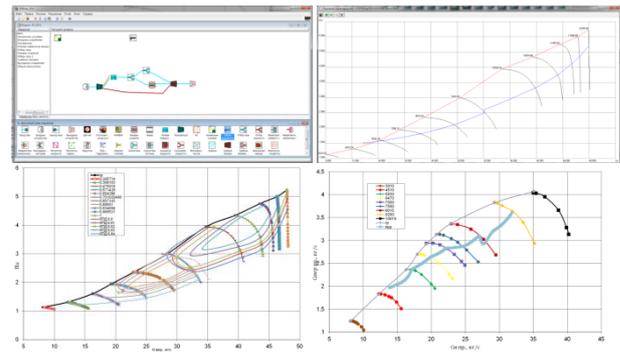


Рис. 11. Математическая модель одновального ТРД с лентой перепуска воздуха

С применением разработанных математических моделей, описывающих вращающийся срыв в осевых компрессорах, была получена характеристика многоступенчатого компрессора с лентой перепуска воздуха совместно с границей вывода компрессора из области срывных режимов работы, рис. 12.

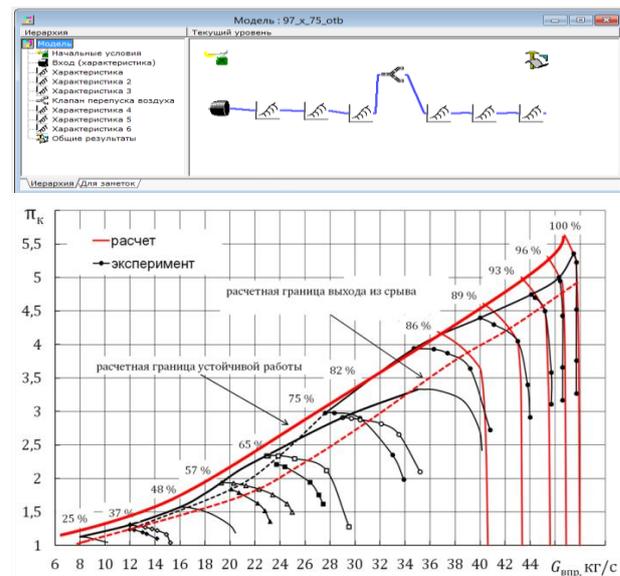


Рис. 12. Характеристика многоступенчатого компрессора с учетом гистерезиса границы устойчивой работы

С использованием расчетной характеристики компрессора была получена динамическая характеристика одновального ТРД с лентой перепуска воздуха в широком диапазоне частот вращения ротора. Динамическая характеристика была получена посредством расчета совокупности переходных рабочих линий при различных ускорениях по частоте вращения ротора. Авторами была проведена верификация полученных результатов посредством сопоставления с экспериментальной динамической характеристикой одновального ТРД. Результаты верификации

указывают на достаточную адекватность разработанных математических моделей с учетом влияния ленты перепуска в широком диапазоне частот вращения ротора, рис. 12.

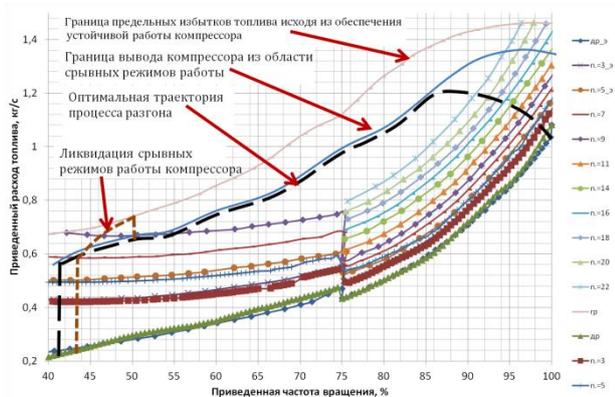


Рис. 12. Расчетная динамическая характеристика одновального ТРД

Полученная динамическая характеристика является эффективным инструментом при алгоритмизации управляющих воздействий разгоном и алгоритмизации управляющих воздействий для обеспечения устойчивой работы компрессора. Наличие на динамической характеристике границы предельных избытков топлива, эквивалентной границе вывода компрессора из области срывных режимов работы является важным фактором при выборе алгоритмов управления авиационными ГТД.

Оптимальная траектория разгона одновального ТРД выглядит следующим образом (под критерием оптимальности следует понимать минимизацию длительности переходного процесса): ступенчатое воздействие по расходу топлива на начальном участке; перемещение рабочей точки по переходной рабочей линии эквидистантно границе вывода компрессора из области срывных режимов работы; снижение избытков топлива над линией установившихся режимов при приближении к режиму максимал вдоль изолинии $P_k^* = \text{const}$.

В том случае, когда переходная рабочая линия в процессе разгона достигает границы предельных избытков топлива исходя из обеспечения устойчивой работы компрессора (эквивалент границе устойчивой работы компрессора на динамической характеристике), формируется ступенчатое воздействие по расходу топлива, в результате которого рабочая точка перемещается на границу вывода компрессора из области срывных режимов работы. Это позволяет обеспечить устойчивую работу компрессора при возможных внешних возмущениях, рационально выбрать управляющее воздействие в системе

ликвидации неустойчивой работы компрессора, минимизировать снижение тяги двигателя в процессе ликвидации неустойчивой работы.

ВЫВОДЫ

В работе представлены результаты разработки комплекса математических моделей для расчета характеристик осевых компрессоров во вращающемся срыве. Разработаны две дополняющие друг друга математические модели для расчета характеристик осевых компрессоров в прогрессирующем и полном вращающемся срыве. Проведена верификация разработанных математических моделей.

Проведен комплекс экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса при обтекании решетки изогнутых лопаточных профилей в аэродинамической трубе Aerolab EWT при различной скорости потока и густоте решетки. Статистическая обработка и обобщение результатов позволили сформировать безразмерный критерий для описания величины петли гистерезиса. Установлена зависимость предложенного безразмерного комплекса от хордового числа Рейнольдса и густоты решетки.

С использованием разработанных математических моделей получена характеристика шестиступенчатого компрессора с лентой перепуска воздуха в широком диапазоне частот вращения ротора. На характеристике компрессора получена граница выхода компрессора из области срывных режимов работы.

Получена расчетная динамическая характеристика одновального ТРД в широком диапазоне частот вращения, на которой получена граница вывода компрессора из области срывных режимов работы. Сформированы рекомендации по применению полученных результатов при алгоритмизации управления разгоном авиационных ГТД, а также диагностировании и ликвидации неустойчивой работы компрессоров авиационных ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ольштейн Л. Е.** Исследование работы ступени осевого компрессора при расходах, меньших оптимального. М.: ЦИАМ, 1952. 40 с. [L. E. Ol'shteyn, *Axial compressor stage investigation under airflow rate smaller than optimal*. Moscow: CIAM, 1952.]
2. **Huppert M., Benser W.** Some surge and stall phenomena in axial flow compressors // *J. Aeron. Sci.* 1953. Vol. 20, no. 12. [M. Huppert, W. Benser, "Some surge and stall phenomena in axial flow compressors," *J. Aeron. Sci.*, vol. 20, no. 12, 1953.]
3. **Jura T., Rannie W. D.** Experimental investigations of propagating stall in axial flow compressors // *Trans. ASME.* 1955. Vol. 77, no. 4. [T. Jura, W. D. Rannie, "Experimental

investigations of propagating stall in axial flow compressors," *Trans. ASME*, vol. 77, no. 4, 1955.]

4. **Борисов Г. А., Локштанов Е. А., Ольштейн Л. Е.** Вращающийся срыв в осевом компрессоре // *Промышленная аэродинамика*. М.: Оборонгиз, 1962. 85 с. [G. A. Borisov, E. A. Lokshtanov, L. E. Ol'shteyn, *Rotating stall in axial compressor*. Moscow: Oborongiz, 1962.]

5. **Ольштейн Л. Е.** Срывные и помпажные явления в осевом компрессоре. Аэродинамика срывных колебаний лопаток: обзор литературы / Под ред. Л. Е. Ольштейна. М.: Оборонгиз, 1958. 38 с. [L. E. Ol'shteyn, *Rotating stall and surge in axial compressor. Stall blade vibration aerodynamics: literature review*. Moscow: Oborongiz, 1958.]

6. **Михайлова А. Б.** Методики и компьютеризированная технология двухуровневого газодинамического моделирования компрессоров авиационных ГТД: дис. ... канд. техн. наук / Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. Уфа, 2011. 242 с. [A. B. Mikhailova, *Methods and computer-aided technology for gas turbine engines compressor two-level gas dynamic simulation: candidate of science thesis*. Ufa: Ufa State Aviation Technical University, 2011.]

7. **Urasek D. C., Steinke R. J., Cunnan W. S.** Stalled and stall-free performance of axial-flow compressor stage with three inlet guide vane and stator blade settings: NASA Technical Note D-8457, 1977. [D. C. Urasek, R. J. Steinke, W. S. Cunnan. *Stalled and stall-free performance of axial-flow compressor stage with three inlet guide vane and stator blade settings*: NASA Technical Note D-8457, 1977.]

8. **Simulation** of rotating stall in whole stage of an axial compressor. / N. Gourdain, S. Burguburu, F. Leboeuf, G. J. Michon // AIAA Conf. Paper. 2008. [N. Gourdain, S. Burguburu, F. Leboeuf, G. J. Michon, "Simulation of rotating stall in whole stage of an axial compressor," in *AIAA Conference Paper*, 2008.]

9. **Post** stall behavior of an axial flow compressor stage. / Q. H. Nagpurwala, S. A. Guruprasad // NAL-CAE Workshop on Advanced Gas Turbine Technologies. 1997. [Q. H. Nagpurwala, S. A. Guruprasad, "Post stall behavior of an axial flow compressor stage," in *Proc. NAL-CAE Workshop on Advanced Gas Turbine Technologies*, 1997.]

ОБ АВТОРАХ

АХМЕТОВ Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромеханики, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Иссл. в обл. газогидр. течений и систем упр. энергоустановок.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки мат. моделей сл. техн. объектов, САПР авиац. ГТД.

МИХАЙЛОВА Александра Борисовна, доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. имитационного и 3D-CAD/CAE-моделирования процессов в компрессорах авиационных ГТД.

МИХАЙЛОВ Алексей Евгеньевич, асп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы.

METADATA

Title: Aircraft gas turbine engine transient behavior simulation with account for compressor stall margin hysteresis.

Authors: Yu. M. Akhmetov, D. A. Akhmedzyanov, A. B. Mikhailova, A. E. Mikhailov

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: mikhailova.ugatu@gmail.com.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 2 (63), pp. 3-9, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The paper discusses results of experimental investigation of aerodynamic hysteresis of airflow in airfoil cascade in Aerolab Education Wind Tunnel. Authors developed an empirical mathematical model for prediction of compressor characteristics in rotating stall with account for stall margin hysteresis. The dynamic characteristic is calculated using developed model. Stall margin and stall suppression curve are plotted on dynamic characteristic. Some recommendations for appliance of developed models and methods are presented in the paper.

Key words: compressor map; rotating stall; hysteresis loop; dynamic characteristic; gas turbine engine control.

About authors:

AKHMETOV, Yury Mavlyutovich, docent, Dept. of Applied Hydromechanics. Dipl. engineer in aircraft engines design (UAI, 1959). Cand. of Tech. Sci. (MAI, 1978).

AKHMEDZYANOV, Dmitriy Albertovich, Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 1997). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2000), Dr. of Tech. Sci. (USATU, 2007).

MIKHAILOVA, Alexandra Borisovna, docent, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2011).

MIKHAILOV, Alexey Evgenyevich, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008).