

УДК 621.452.3:004.94

РАЗРАБОТКА ПОДХОДОВ К ОЦЕНКЕ ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА ВХОДЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ANSYS CFX

Д. А. АХМЕДЗЯНОВ¹, Ю. М. АХМЕТОВ², А. Б. МИХАЙЛОВА³,
А. Е. МИХАЙЛОВ⁴ Р. Г. ДАДОЯН⁵

¹ada@ugatu.ac.ru, ²aum37@yandex.ru, ³alexandra11112007@yandex.ru,

⁴mikhailov.ugatu@gmail.com ⁵razmik.ad@mail.ru

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

Поступила в редакцию 12.12.2016

Аннотация. Представлена разработанная и верифицированная расчетная модель экспериментального стенда для испытаний ступени компрессора на входную неравномерность в ANSYS CFX. Проведено моделирование рабочего процесса ступени осевого компрессора с интерцептором на входе, имитирующим радиальную неравномерность полного давления на входе. Проведено исследование влияния площади интерцептора на характеристику ступени компрессора и структуру потока в ступени компрессора.

Ключевые слова: характеристика компрессора, неравномерность потока, интерцептор, ANSYS CFX.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время ведутся работы над созданием двигателей нового поколения, которые должны обладать рядом характеристик, придающих 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.

На современном этапе развития авиационного двигателестроения значительная роль в обеспечении перспективных целевых показателей эффективности отводится компьютерному моделированию. Одним из главных направлений исследований является развитие методов трехмерного стационарного и нестационарного моделирования при проектировании основных узлов авиационных ГТД. Применение современных мощных CAD-, CAM-, CAE-систем позволяет сократить время и стоимость доводки двигателей, с целью получения требуемой тяги, веса, расхода топлива и удельных параметров, заданных в техническом задании.

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. Одним из факторов, существенно влияющих на рабочий процесс осевого компрессора ГТД, является неоднородная структура потока на входе. Оценку влияния неравномерности потока на характеристику компрессора ГТД следует проводить при радиальной, окружной и смешанной неравномерности потока на входе в двигатель.

В работе [1] специалистами ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского проведены исследования влияния неравномерности температуры и давлений во входном сечении проточной части на характеристику компрессора, проводится сравнительный анализ результатов расчета с экспериментальными данными. Аналогичное исследование специалистов NASA Lewis Research Center приводится в работе [2]. На экспериментальном стенде, на входе в компрессор устанавливаются комбинации проволочных экранов, имитирующие различного рода искажения потока. Результаты исследований [1] и [2] пока-

зывают деформацию характеристики компрессора при неравномерных параметрах потока на входе в компрессор. Однако в процессе эксперимента при дросселировании компрессора достигается некоторая рабочая точка, за которой может произойти нарушение устойчивости исходного осесимметричного течения, наступление вращающегося или внезапного срыва, являющийся предшественником глубокого помпажа [3].

В работе [4] проводится численный эксперимент в CFX-TASCflow, где в граничных условиях (ГУ) на входе задаются неравномерные эпюры давлений и температур. При этом исследуются три типа искажения потока: радиальное, окружное и смешанное. Значения параметров на ГУ задаются по определенному закону (полиномиальному), что может не соответствовать реальной картине искажения при использовании какого-либо экрана (интерцептора), преграждающего определенную долю площади входного сечения, что необходимо для выработки критериальной зависимости между степенью загромождения и запасам устойчивой работы компрессора. По результатам расчетов построены характеристики ступени при разных степенях искажения. Однако в данном исследовании отсутствует верификация результатов численного эксперимента физическим.

Указанные работы демонстрируют актуальность проблемы для современного авиадвигателестроения.

В работе представлены результаты исследований радиальной неравномерности потока на характеристику и структуру потока в ступени осевого компрессора в ANSYS CFX.

ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА НА ВХОДНУЮ НЕРАВНОМЕРНОСТЬ В ANSYS CFX

Окружную и смешанную неравномерности потока при трехмерном моделировании необходимо исследовать в нестационарной постановке, поскольку имеют место сильные пульсации потока. Расчеты с радиальной неравномерностью на первоначальном этапе исследований допускается проводить в стационарной постановке с условием симметрии (цикличности межлопаточных каналов).

Для разработки и верификации методики численного моделирования осевого компрессора (ОК) в ANSYS CFX с входной неравномерностью параметров потока использованы резуль-

таты экспериментальных исследований [5], проведенных на экспериментальном стенде, геометрическая конфигурация которого описана в [6]. Конфигурация испытательного стенда схематично представлена на рис. 1.

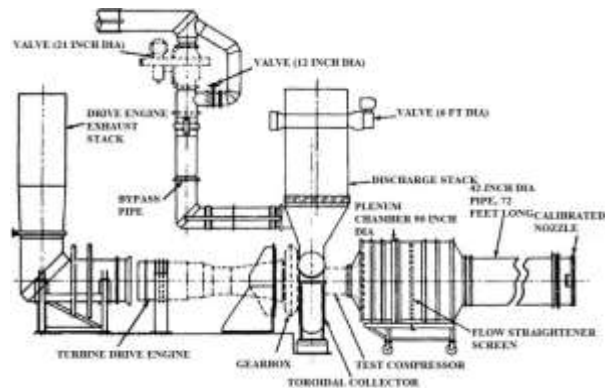


Рис. 1. Принципиальная схема испытательного стенда

Испытательный стенд состоит из лемнискатного насадка (calibrated nozzle) на входе, который через соединительную трубу переходит в ресивер (plenum chamber) с установленным выпрямляющим поток экраном (flow straightener screen). За ресивером располагается исследуемый компрессор (test compressor). В качестве исследуемого компрессора выступает сверхзвуковая ступень осевого компрессора. Конфигурация стенда подразумевает профилированный входной участок перед исследуемым компрессором, что показано на рис. 2.

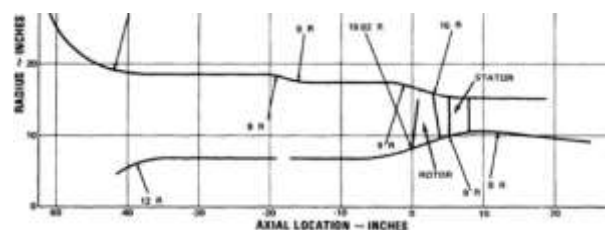


Рис. 2. Проточная часть ступени ОК

За компрессором находится тороидальный коллектор, через который происходит отвод потока через выходное устройство (discharge stack). К выходному устройству подсоединён байпасный канал (bypass pipe) с системой дросселей для управления противодавлением за компрессором. Для привода испытательного компрессора используется турбопривод (turbine drive engine), связанный с компрессором через коробку передач (gearbox) с передаточным отношением 2,1:1.

На рис. 3 представлены экспериментальные характеристики ступени и рабочего колеса (РК).

На рис. 4 представлены степени понижения давления направляющего аппарата (НА) ступени, определенные по результатам степеней повышения давления в ступени и РК.

Комплекс численных экспериментов проводился при четырех относительных частотах вращения ротора: $n_{50} = 0,5 \cdot (n_{\max})$, $n_{70} = 0,7 \cdot (n_{\max})$, $n_{90} = 0,9 \cdot (n_{\max})$ и $n_{100} = n_{\max}$, соответствующих условиям экспериментальных исследований на испытательном стенде. В соответствии с [6], максимальная частота вращения ротора компрессора n_{\max} составляет 11089 об/мин.

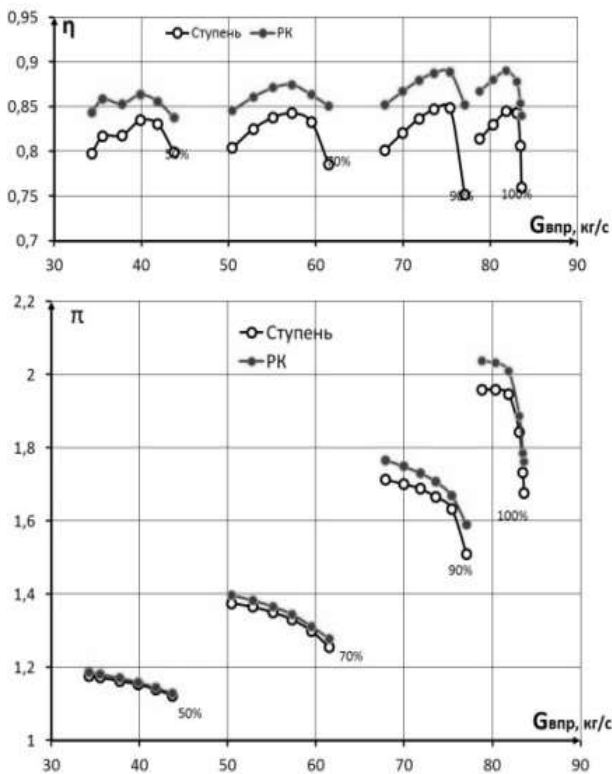


Рис. 3. Экспериментальные характеристики ступени и РК

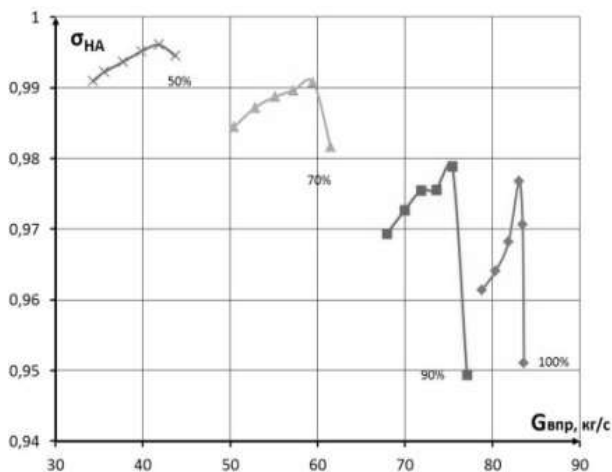


Рис. 4. Экспериментальная характеристика НА

Для построения CAD модели проточной части использовано программное обеспечение Siemens NX. Результаты построения CAD модели проточной части ступени ОК представлены на рис. 5. На рис. 6. представлена CAD модель проточной части ОК с интерцептором на входе, представляющим собой кольцевую пластину по наружному диаметру входного канала на расстоянии 887,9 мм от центра масс РК.



Рис. 5. CAD модель проточной части ступени осевого компрессора в Siemens NX



Рис. 6. CAD модель проточной части ступени осевого компрессора с интерцептором в Siemens NX

Для создания расчетной модели экспериментального стенда для испытаний ступени ОК на входную неравномерность сгенерирована сеточная конечно-элементная модель с использованием программного обеспечения ANSYS TurboGrid. Результаты построения сеточных моделей для РК и НА представлены на рис. 7.

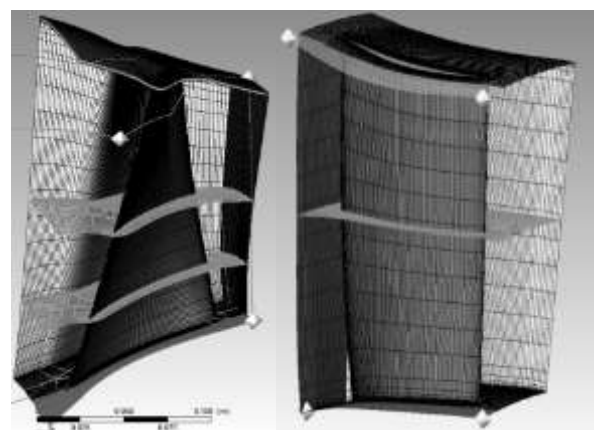


Рис. 7. Сгенерированная сеточная КЭ модель РК и НА

Количество элементов расчетной сетки 276845 и 265732 для РК и НА соответственно.

Для стационарного расчета использованы следующие модели: рабочее тело – идеальный газ, модель теплопереноса – полной энергии

(Total Energy), модель турбулентности – Shear Stress Transport. Использовались граничные условия полное давление $P_1^* = 101325$ кПа и полная температура $T_1^* = 288,15$ К на входе и варьируемое статическое давление на выходе из НА $P_3 = \text{var}$. Расчеты проводились на четырех относительных частотах вращения ротора n_{50}, n_{70}, n_{90} и n_{100} .

Расчет характеристики проводился варьированием статического давления на выходе из НА. Минимальные задаваемые значения статического давления соответствуют максимальному расходу воздуха при каждой частоте вращения ротора, а максимальные статические давления – границе устойчивой работы компрессора. Завершенность расчета в каждой расчетной точке на ветке относительных частот определяется условием минимальности среднеквадратических невязок RMS, стремления к нулю глобальных дисбалансов дифференциальных уравнений Imbalance и выхода графика изменения абсолютного расхода воздуха на горизонтальный уровень.

На рис. 8. представлены экспериментальные и расчетные характеристики ступени ОК.

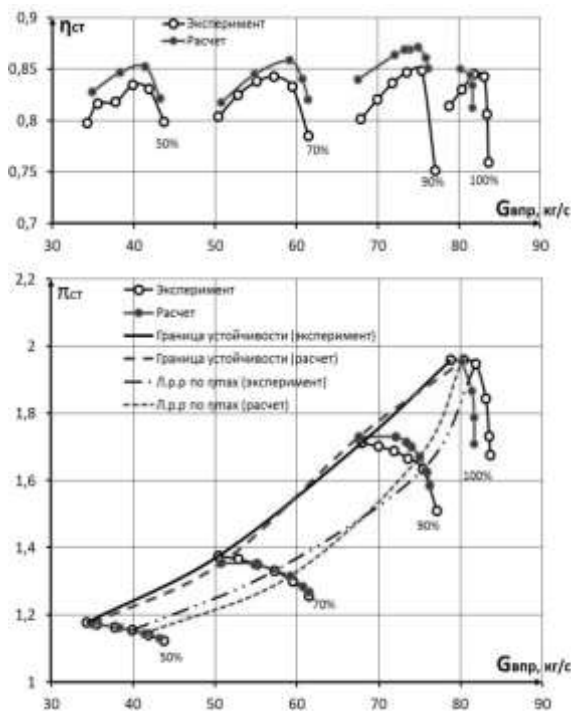


Рис. 8. Расчетные и экспериментальные характеристики ступени ОК

Относительные погрешности расчета по максимальным $\pi_{к}^*$, $G_{впр}^*$ и $\eta_{к}^*$, составили 0,36 %, 2,15 % и 2,64 % соответственно. Это свидетельствует об адекватности расчетной модели (согласно исследованиям ЦИАМ им. П. И. Баранова).

На рис. 9 представлены распределения степени повышения давления в РК по высоте проточной части при разных расходах воздуха и частотах вращения ротора. Экспериментальные значения соответствует черным кривым, а расчетные – красным. Нулевое значение относительной высоты соответствует периферии лопаточных венцов, а значение сто соответствует втулочному сечению. Характер протекания кривых по высоте проточной части в эксперименте и в расчете схожи.

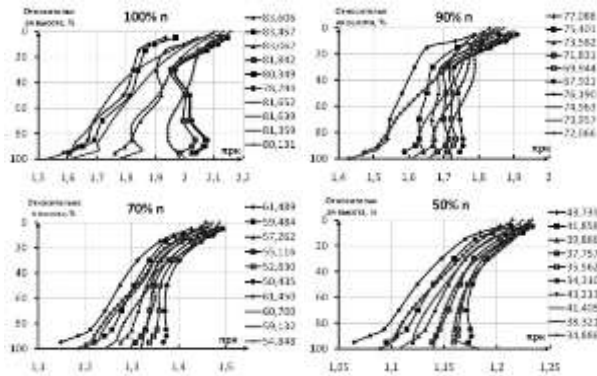


Рис. 9. Распределение степени повышения давления РК по высоте при разных расходах воздуха в зависимости от частоты вращения

Для анализа структуры потока используются результаты расчетов на среднем радиусе.

На рис. 10 представлены зависимости экспериментальных (э) и расчетных (р) значений относительных углов потока в рабочем колесе на входе (β_1) и на выходе (β_2) от угла атаки (i) рабочей лопатки (РЛ) при разных частотах вращения ротора.

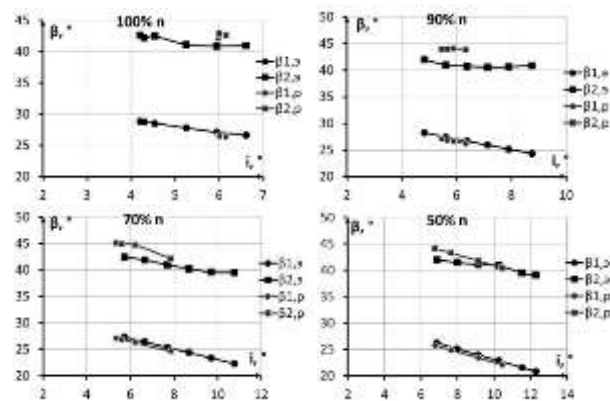


Рис. 10. Расчетные и экспериментальные углы потока на входе и выходе из РК в зависимости от частоты вращения и угла атаки РЛ

На рис. 11 представлены зависимости экспериментальных (э) и расчетных (р) значений абсолютных углов потока в направляющей лопатке

(НЛ) на входе (α_2) и на выходе (α_3) от угла атаки (i) направляющей лопатки (НЛ) при разных частотах вращения ротора.

На рис. 12 представлены расчетные (р) и экспериментальные (э) углы атаки в РК и НА в зависимости от частоты вращения и расхода воздуха.

Графики на рис. 10, рис. 11 и рис. 12 свидетельствуют о том, что картина течения в проточной части соответствует реальной картине течения в эксперименте, поскольку результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментальными.

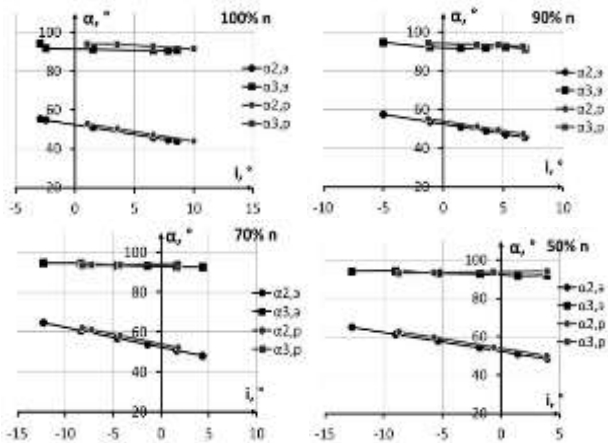


Рис. 11. Расчетные и экспериментальные углы потока на входе и выходе из НЛ в зависимости от частоты вращения и угла атаки НЛ

Для анализа запасов устойчивой работы компрессора, были построены зависимости углов поворота потока от угла атаки для РК (рис. 13, а) и НА (рис. 13, б).

Построенные зависимости приведены к безразмерному виду и нанесены на обобщенную характеристику плоской решетки на нерасчетных режимах работы [7] (рис. 14).

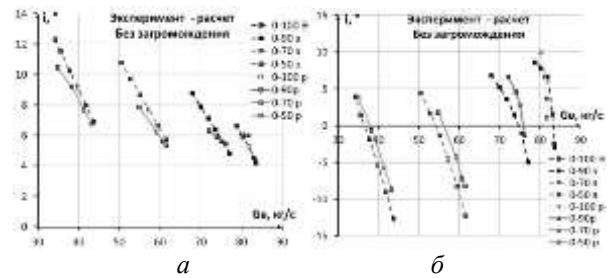


Рис. 12. Расчетные и экспериментальные углы атаки в зависимости от частоты вращения и расхода воздуха для РК (а) и НА (б)

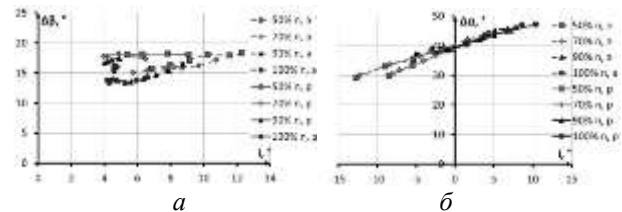


Рис. 13. Зависимости углов поворота потока от угла атаки РЛ и НЛ соответственно для РК (а) и НА (б)

Из обобщенной характеристики плоской решетки на нерасчетных режимах работы следует, что при достижении для РК значений $\Delta\beta/\Delta\beta_{ном}=1,25$ (для НА $\Delta\alpha/\Delta\alpha_{ном}=1,25$), достигается критический угол поворота потока, при этом возрастают потери из-за возникновения срыва и угол поворота потока падает. $\Delta\beta_{ном}$ и $\Delta\alpha_{ном}$ – это номинальные углы поворота потока в РК и НА соответственно, которым соответствуют свои

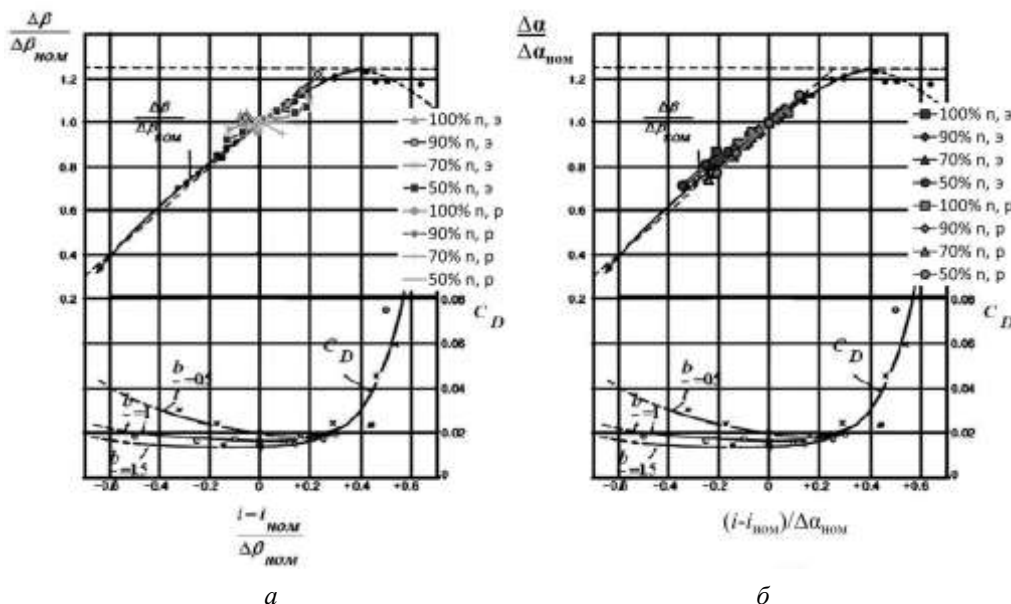


Рис. 14. Обобщенная характеристика плоской решетки на нерасчетных режимах работы с нанесенными экспериментальными и расчетными данными для РК (а) и НА (б) [7]

номинальные углы атаки $i_{\text{ном}}$. Номинальные режимы работы выбираются по максимальным КПД на линии приведенных частот, либо рассчитываются по определенной методике.

Из рис. 14 следует, что как для РК, так и для НА не наступает критический режим по углу поворота потока на среднем диаметре, поскольку не достигаются по оси ординат величины 1,25. Требуется более детальное исследование структуры потока по высоте, которое позволит выявить природу явлений, приводящих к наступлению неустойчивой работы осевой ступени компрессора.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА С ИНТЕРЦЕПТОРОМ НА ВХОДЕ, ИМИТИРУЮЩИМ РАДИАЛЬНУЮ НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ

Расчетная модель состоит из входного канала с экраном в виде кольцевой пластины по наружному диаметру проточной части, РК и НА (рис. 15). При этом сеточные конечно-элементные модели для РК и НА используются повторно, а сеточная модель входной области с экраном генерируется в модуле Mesh (рис. 16).

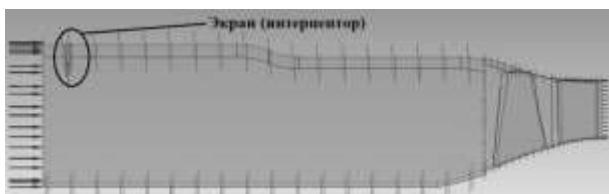


Рис. 15. Расчетная модель с радиальной неравномерностью полного давления на входе

Эксперимент с интерцептором на входе, имитирующим радиальную неравномерность полного давления, проводился при 20 % относительной площади интерцептора от площади располагаемого сечения. Расчеты ведутся при 20 % и 30 % относительной площади интерцептора от площади сечения. Расчеты и эксперимент проводятся для трех относительных частот вращения: 70 %, 90 % и 100 %.

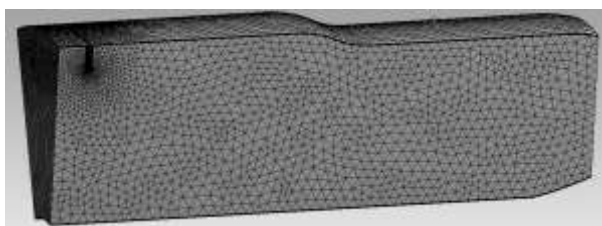


Рис. 16. Расчетная сетка входной области, построенная в модуле Mesh

Все настройки расчетной модели и граничные условия идентичны с предыдущими расчетами без интерцептора. Расчет характеристики проводился путем варьирования статического давления.

Для верификации расчетной модели проводится сопоставление результатов расчета с результатами экспериментальных данных.

На рис. 17 представлены экспериментальные (э) и расчетные (р) углы атаки для РК и НА в зависимости от частоты вращения ротора и расхода воздуха при 20% относительной площади интерцептора.

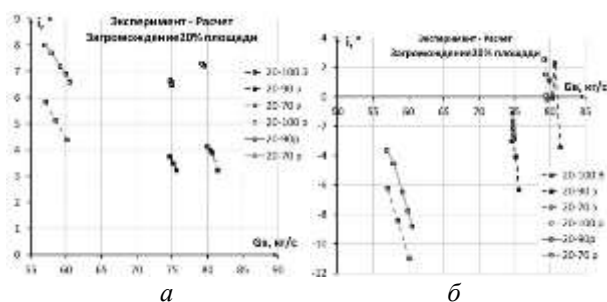


Рис. 17. Расчетные и экспериментальные углы атаки в зависимости от частоты вращения и расхода воздуха при 20 % относительной площади интерцептора РК (а); НА (б)

На рис. 18 представлены экспериментальные и расчетные характеристики ступени с интерцептором на входе, с относительной площадью интерцептора 20 % от площади сечения.

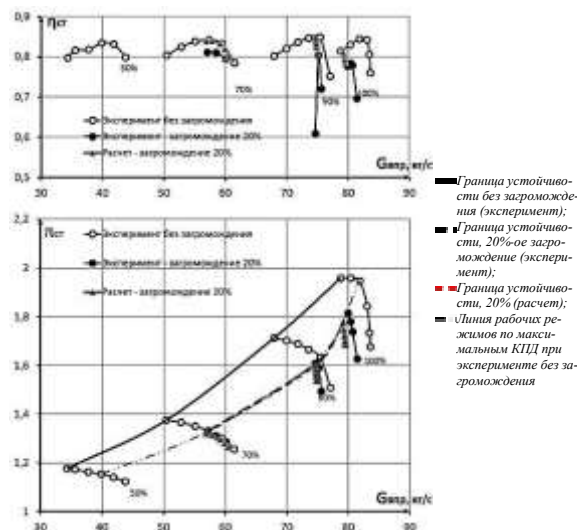


Рис. 18. Расчетные и экспериментальные характеристики ступени с входной неравномерностью при 20 % относительной площади интерцептора

Сходимость результатов расчетных и экспериментальных исследований в НА выше, чем в

РК, поскольку НА является менее нагруженным элементом ступени по сравнению с РК.

Рис. 17 и рис. 18 свидетельствуют об удовлетворительной адекватности расчетной модели с интерцептором. Относительные погрешности расчета по максимальным π_k^* , $G_{впр}$ и η_k^* составили 1,98 %, 2,37 % и 4,5 % соответственно. Двадцати процентное загромождение входного сечения привело к резкому сокращению запасов устойчивой работы ступени из-за значительного смещения границы устойчивой работы ступени. Линия рабочих режимов по максимальным КПД, нанесенная на характеристику компрессора без интерцептора, оказалась на границе устойчивости характеристики компрессора с интерцептором.

ВЛИЯНИЕ ПЛОЩАДИ ИНТЕРЦЕПТОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКУ СТУПЕНИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ РЕШЕТОК ПРОФИЛЕЙ

На рис. 19 представлена расчетная характеристика ступени с интерцептором на входе, с относительной площадью интерцептора 30 % от площади сечения.

При увеличении площади интерцептора до 30 % относительное изменение максимальных π_k , $G_{впр}$ и η_k составило 5,23 %, 2,76 % и 2,23 % соответственно относительно значений, полученных при загромождении 20 % по площади.

Тридцати процентное относительное загромождение входной площади качественно не смещает границу устойчивой работы компрессора, при этом линии приведенных частот вращения смещаются по расходу воздуха в сторону уменьшения. При меньшей частоте вращения ротора смещение линии приведенных частот не наблюдается.

На рис. 20 представлены изменение углов атаки для РК и НА от частоты вращения ротора

и расхода воздуха на входе при разных относительных площадях интерцептора от площади на сечения располагаемого.

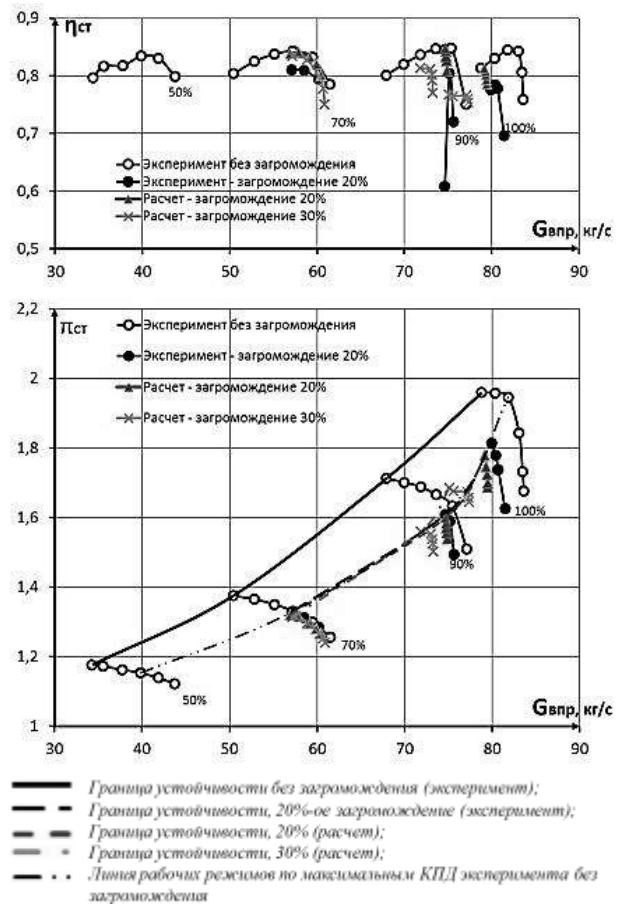


Рис. 19. Расчетные и экспериментальные характеристики ступени с входной неравномерностью при 20 % и 30 % относительной площади интерцептора

Из рис. 20 следует, что при увеличении степени загромождения с 0 % до 20 % происходит заметное увеличение углов атаки РК на среднем диаметре для всех трех частот вращения ротора, при этом снижаются осевые скорости в проточ-

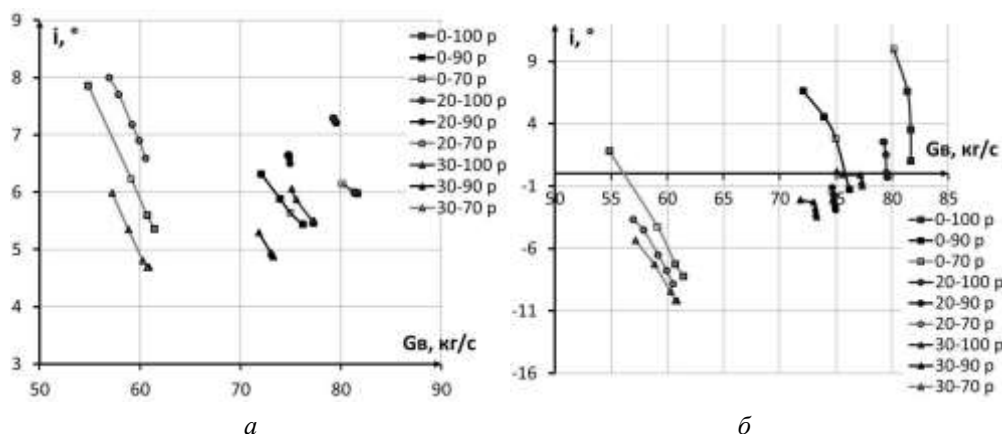


Рис. 20. Сравнение углов атаки при разных степенях загромождения входной площади в зависимости от частоты вращения и расхода воздуха на входе РК (а), НА (б)

ной части. А для НА при увеличении степени загромождения с 0 % до 20 % происходит снижение углов атаки. При увеличении степени загромождения с 20 % до 30 % в РК наблюдается обратная картина, то есть, происходит снижение углов атаки на всех частотах вращения, и нарастание осевых скоростей на среднем радиусе почти до первоначального уровня. А в НА также наблюдается постепенное снижение углов атаки. Характер течения в НА сохраняется неизменным, поскольку влияние неравномерности на структуру потока гасится за РК. РК на всех режимах работы работает на положительных углах атаки, то есть преобладают неразвитые срывы со спинки профиля рабочей лопатки. Лопатки НА при 70 % относительной частоте вращения ротора работают практически всегда на отрицательных углах атаки, а при больших частотах преобладают положительные углы атаки.

На рис. 21 представлены распределения абсолютной скорости во входном канале при различной относительной площади интерцептора и частотах вращения ротора.

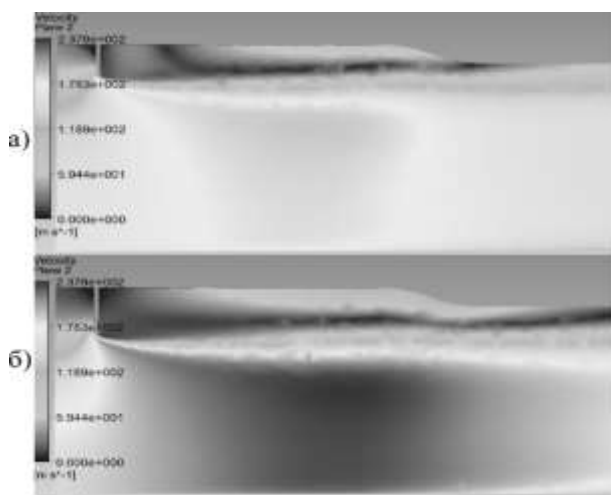


Рис. 21. Распределения абсолютной скорости во входном канале при 100 % частоте вращения при 20 % (а) и 30 % (б) относительной площади интерцептора

Из рис. 21 следует, что увеличение углов атаки при увеличении степени загромождения входного канала до 30 % связано с образованием высокоскоростного ядра на входе в область РК и застойной зоны в области периферии РК. При увеличении относительной площади от 0 % до 20 %, а затем до 30 % при 100 % частоте вращения ротора, осевая скорость при этом меняется следующим образом: 194,26 м/с → 181,55 м/с → 192,91 м/с. Данный факт подтверждает догадки о повышении осевых скоростей в ядре потока.

ВЫВОДЫ

В данной работе представлены результаты исследования влияния радиальной неравномерности полного давления на характеристику и структуру потока в ступени осевого компрессора в ANSYS CFX.

В ходе исследований разработана и верифицирована методика численного моделирования осевого компрессора при радиальной неравномерности полного давления на входе. Исследовано влияние степени дросселирования на входе на деформацию характеристики ступени ОК и структуру потока в проточной части.

Обобщение результатов экспериментальных и численных исследований показало, что при достижении границы устойчивой работы имеется запас по углу поворота потока в рабочем колесе и направляющем аппарате на среднем диаметре, критический угол атаки не достигается. Полученные результаты обозначают проблему адекватного определения границы устойчивой работы, как при экспериментальных исследованиях, так и при численном моделировании.

Требуется более детальное исследование структуры потока в РК и НА в широком диапазоне режимов работы, которое позволит выявить факторы, определяющие границу устойчивой работы, а также выработать критериальные зависимости для определения границы устойчивости компрессора при численном моделировании.

По характеру структуры потока на среднем диаметре, можно сделать вывод о том, что увеличение степени дросселирования на входе приводит к формированию высокоскоростного ядра и застойной периферийной области, как следствие, наблюдается снижение углов атаки на среднем диаметре.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Коленский Л. Д., Кукинов А. Г.** Течение в осевом компрессоре при неравномерном распределении температуры торможения во входном канале // Ученые записки ЦАГИ: сб. статей. Москва, 1976. Том 7, вып. №6. С. 26–34. [L.D. Kolensky, A.G. Kukinov, "Flow in axial compressor with non-uniform distribution of total temperature in the intake channel," (in Russian), Moscow, in Uchenyie zapiski TsAGI, 1976, vol. 7, no. 2, pp. 26–34.]
2. **Schmidt J. F., Ruggeri R. S.** Performance With and Without Inlet Radial Distortion of a Transonic Fan Stage Designed for Reduced Loading in the Tip Region // NASA Technical Paper 1294, Lewis Research Center. Cleveland, Ohio, 1978. P. 80. [J. F. Schmidt, R. S. Ruggeri, "Performance With and Without Inlet Radial Distortion of a Transonic Fan Stage Designed for Reduced Loading in the Tip Region," Cleveland, Ohio, NASA Technical Paper 1294, Lewis Research Center, 1978, pp. 80.]

3. **Кампсти Н. А.** Аэродинамика компрессоров: пер. с англ. М.: МИР, 2000. 688 с. [N. A. Cumpsty, Compressors aerodynamics, (in Russia), Moscow "Mir", 2011.]

4. **Axial compressor Response to Inlet Flow Distortions by a CFD Analysis / N. Charalambous [et al.] // Conference Paper, Vienna, Austria. Cranfield University, 2004. P. 14.** [N. Charalambous, et al., "Axial compressor Response to Inlet Flow Distortions by a CFD Analysis", Conference Paper, Cranfield University, Vienna, Austria. 2004. P. 14.]

5. **Monsarrat N. T., Keenan M. J., Tramm P. C.** Design report single stage evaluation of highly-loaded high-mach-number compressor stages // Prepared for NASA, Lewis Research Center, 1969. P. 110. [N. T. Monsarrat, M. J. Keenan, P. C. Tramm, "Design report single stage evaluation of highly-loaded high-mach-number compressor stages," NASA, Lewis Research Center, 1969, pp. 110.]

6. **Sulam D. H., Keenan M. J., Flynn J. T.** Single-stage evaluation of highly-loaded high-mach-number compressor stages II. Data and performance multiple-circular-arc rotor // Prepared for NASA, 1969. P. 184. [D. H. Sulam, M. J. Keenan, J. T. Flynn, "Single-stage evaluation of highly-loaded high-mach-number compressor stages II. Data and performance multiple-circular-arc rotor," NASA, Lewis Research Center, 1969, pp. 184.]

7. **Dixon S. L.** Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery. Oxford: Butterworth-Heinemann. 1998. 333 p. [S. L. Dixon, Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery, Butterworth-Heinemann, 1998.]

ОБ АВТОРАХ

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, декан ФАДЭТ. 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.

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

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, стар. преп. кафедры авиац. двигателей. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 2010). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2015). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы.

ДАДОЯН Размик Геворгович, магистрант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. бакалавра. по двигателям летательных аппаратов (УГАТУ, 2015). Исследования в области аэродинамики компрессоров.

METADATA

Title: Effect of inlet distorted flow on the performance of an axial compressor stage using CFD-software ANSYS CFX .

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

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

Email: 4mikhailov.ugatu@gmail.com.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 1 (75), pp. 63-71, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The developed and verified CFD-model of test bed of axial compressor is presented. Modeling the working process of a stage of the axial compressor with inlet distortion screen simulating the radial distortion of total pressure is carried out. Analysis of the influence of distortion screen area on the compressor stage performance data and flow structure is carried out.

Key words: compressor map; distortion flow; distortion screen; ANSYS CFX.

About authors:

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

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

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, senior lecturer, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2015).

DADOYAN, Razmik Gevorgovich, master student, Dept. of Aircraft engines. Bachelor's degree in aircraft engines design (USATU, 2015).