УДК 621.431.75

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ НА ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА, ТЕМПЕРАТУРНЫЕ ПОЛЯ И ДЕФОРМАЦИИ ДЕТАЛЕЙ ГТД

© 2012 А. Ю. Тисарев, Н. М. Василевич

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается определение параметров воздушного потока в предмасляной полости средней опоры компрессора. Проведено сравнение двух типов интерфейса в CFD - анализе. Получены тепловые поля деталей и проведён расчёт напряжённо-деформированного состояния деталей опоры. В ходе работы было проведено сравнение коэффициентов теплоотдачи, полученных CFD - анализом и путём расчёта по полуэмпирическим зависимостям. Проанализировано влияние наличия отверстий в воздушной системе на окружные перемещения корпуса заднего РТКУ.

Система внутренних воздушных потоков, гидравлическая сеть, тепло-гидравлический расчёт, предмасляная полость, радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ).

Система внутренних воздушных потоков (СВВП) двигателя играет важную роль в его работе: обеспечивает охлаждение деталей горячей части двигателя; защищает внутренние полости от затекания горячего газа, идущего по тракту; обеспечивает положительный перепад давления на уплотнениях масляных полостей.

Расчёт параметров СВВП можно выполнять в 1D, 2D и 3D постановках.

Расчёт в одномерной постановке основан на полуэмпирических зависимостях. Он даёт достаточно точные результаты, и при этом непосредственно сам расчёт не требует больших временных ресурсов. 2D CFD - расчёт удобно применять для полностью осесимметричных моделей, когда поведение потока по окружности является постоянным. Данный подход позволяет получить картину параметров потока в осесимметричной постановке и отследить зоны образования вихревых течений. 3D - постановка позволяет рассчитывать окружную неравномерность полей температур, давлений, скоростей, связанную с несимметричностью модели. При этом граничные условия для газодинамической, тепловой и структурной модели берутся из расчётов меньшей размерности.

Расчёт полноразмерной системы внутренних воздушных потоков двигателя в 3D постановке является весьма нецелесообразным, поскольку подготовка модели подобного размера и её расчёт требуют большого количества времени. К тому же оптимизация системы является практически невозможной. Поэтому оптимальным способом расчёта течений потока является сочетание всех вышеперечисленных методов.

Следует отметить, что исследование окружной неравномерности параметров является актуальным, так как такие особенности потока могут влиять на напряженно-деформированное состояние деталей двигателя и на работу отдельных узлов, например, контактных уплотнений.

Поэтому в работе в качестве предмета исследования была выбрана предмасляная полость средней опоры компрессора (рис. 1).

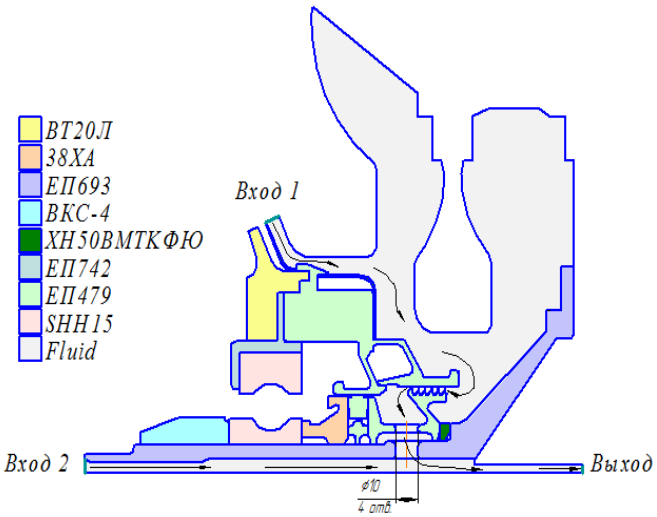


Рис. 1. Схема предмасляной полости

Воздух, отбираемый из-за второй ступени компрессора ВД, через систему полостей и отверстий проходит через нижнее лабиринтное уплотнение, затем через отверстия в нём и отверстия в валу ВД смешивается с воздушным потоком, протекающим через межвальное пространство валов ВД и СД. Наличие отверстий в валу и лабиринте приводит к образованию окружной неравномерности параметров потока, которая и будет являться объектом исследования.

Граничные условия. Выбранные границы являются достаточно удалёнными от отверстий в валу, что минимизирует любое воздействие на поведение потока в интересующей области.

Отметим, что четыре отверстия в уплотнении и четыре отверстия в валу ВД расположены друг над другом. Таким образом, был смоделирован сектор в 90 градусов с периодическими граничными условиями.

Параметры на входе («Вход 1», «Вход 2») были заданы в виде полной температуры и массового расхода, на выходе – в виде статического давления. К поверхностям, принадлежащим масляной полости, были приложены температура и коэффициент теплоотдачи. Данные гидравлики были получены в программе расчёта систем охлаждения газовых турбин [1,2].

Задача решалась в программном комплексе Ansys Workbench путём связанного FSI расчёта. Поведение потока внутри исследуемой полости было смоделировано в проекте Fluid Flow CFX, затем давление и температуры тел импортировались в систему структурного анализа.

CFD - анализ

Конечно-элементная модель имеет 1940886 элементов (рис.2). В пристеночной области был смоделирован призматический слой.

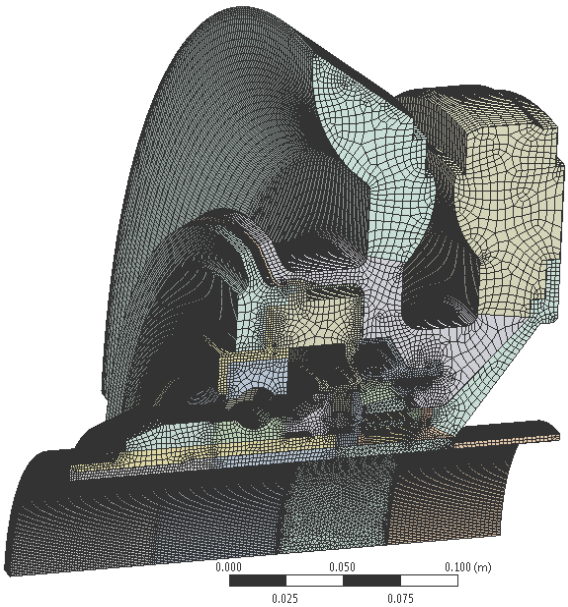


Рис.2. КЭ - модель

CFD - модель разбита на два домена: на стационарный и вращающийся с отверстиями (рис.3). Домены связаны друг с другом GGI - интерфейсом.

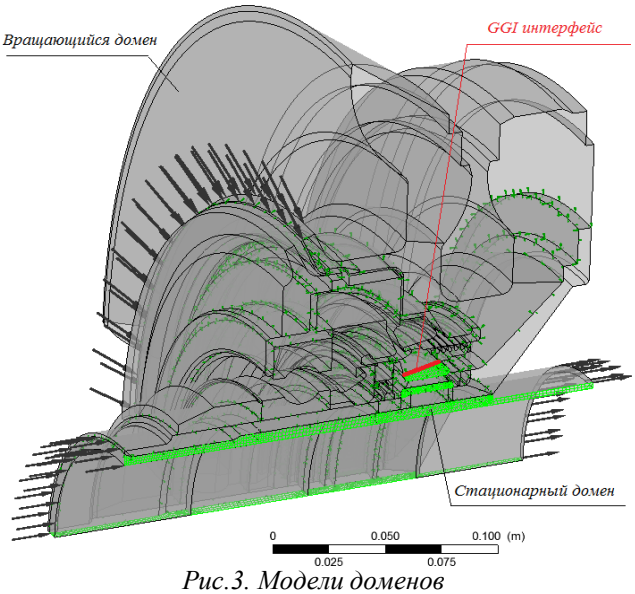
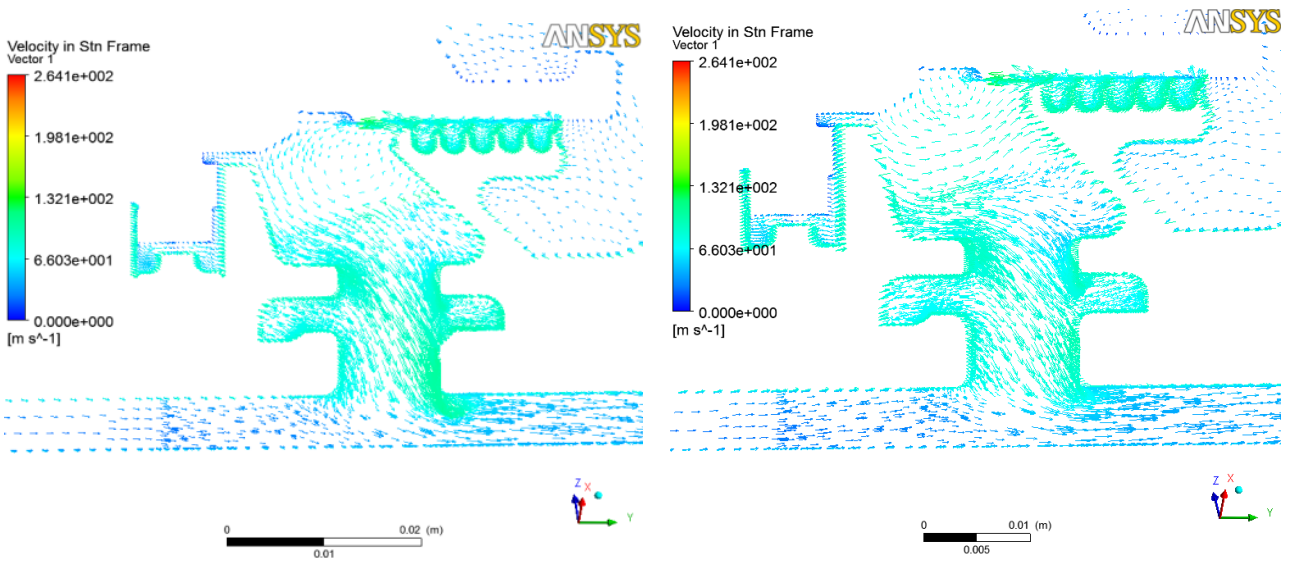


Рис.3. Модели доменов

Были рассчитаны и сравнены 2 варианта задания такого интерфейса: 1) Stage - в этом случае скорости и давления будут усредняться по окружности в радиальном направлении; 2) Frozen Rotor - ориентация компонентов при применении этого интерфейса будет зафиксирована.



а *б*

Рис.4. Поле скоростей: Stage (а), Frozen Rotor (б)

Для учёта эффектов сжимаемости fluid представлен как идеальный газ, вязкость от температуры изменяется по формуле Сазерленда.

Влияние турбулентности в потоке было учтено использованием SST - модели, которая даёт самые близкие к экспериментальным данным результаты [3, 4].

Модели твёрдых тел использовались для расчёта температурных полей, поэтому на контактные поверхности Solid и Fluid были наложены GGI - интерфейсы.

На рис. 4 представлены поля скоростей для интерфейсов Stage и Frozen Rotor. Расчёты проводились с использованием ресурсов суперкомпьютерного центра (СКЦ) СГАУ.

При использовании интерфейса Stage, происходит усреднение параметров, поэтому поток более плавно входит в отверстия.

На рис. 5 показано распределение температур только при использовании интерфейса Stage, так как картина для интерфейса Frozen Rotor практически идентична.

На рис. 6 показано распределение температур по корпусу РТКУ. Видно, что с интерфейсом Frozen Rotor корпус РТКУ прогревается более неравномерно: напротив отверстий температуры выше из-за увеличения скорости потока.

Опираясь на работу [5], в которой исследовалось предварительно закручивающая система отверстий, можно констатировать, что интерфейс Frozen Rotor при решении такого рода задач даёт результаты, более близкие к экспериментальным данным.

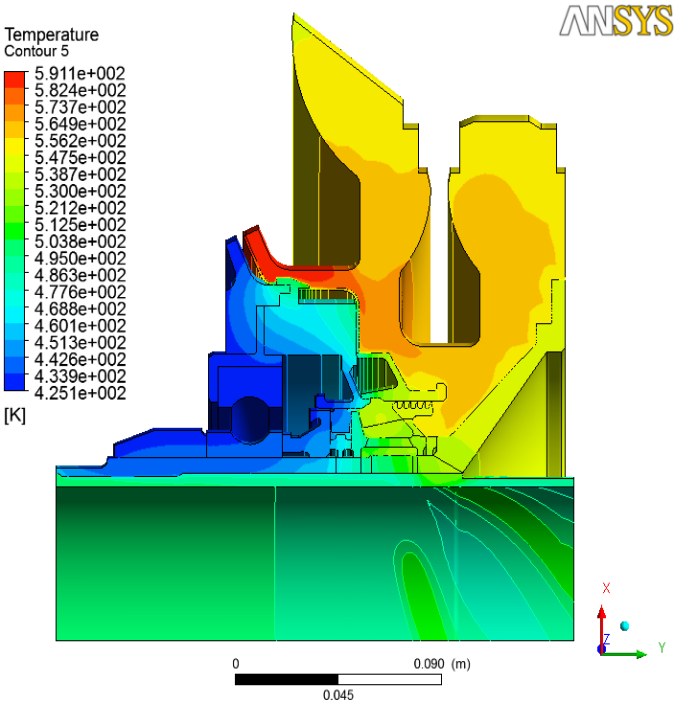
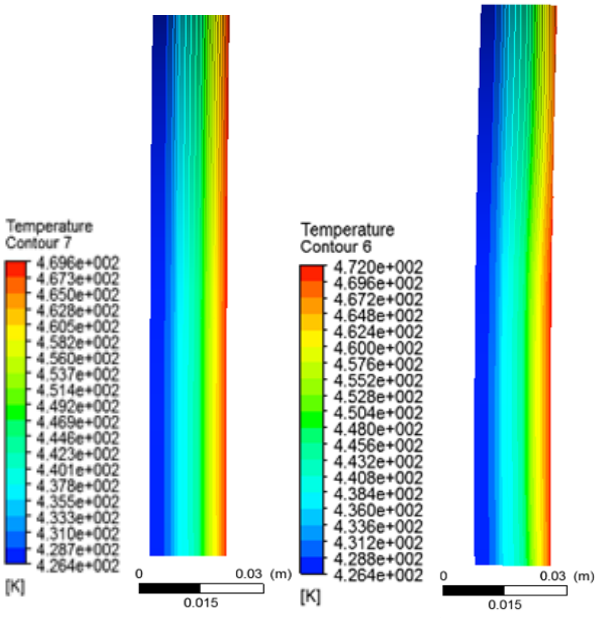


Рис.5. Распределение температур

Таким образом, при применении интерфейса Frozen Rotor наблюдается более достоверная картина течения, чем при применении интерфейса Stage. В рассматриваемом случае это особенно хорошо видно на картине векторов скорости. Поэтому для структурного расчёта используются в качестве исходных данных температура и давление, которые были получены при применении интерфейса Frozen Rotor.



а *б*

Рис.6. Распределение температур по корпусу РТКУ: Stage (а); Frozen Rotor (б)

Было проведено сравнение средних значений коэффициентов теплоотдачи на стенках каналов (рис.7), полученных в результате 1D и 3D расчётов (табл.1).

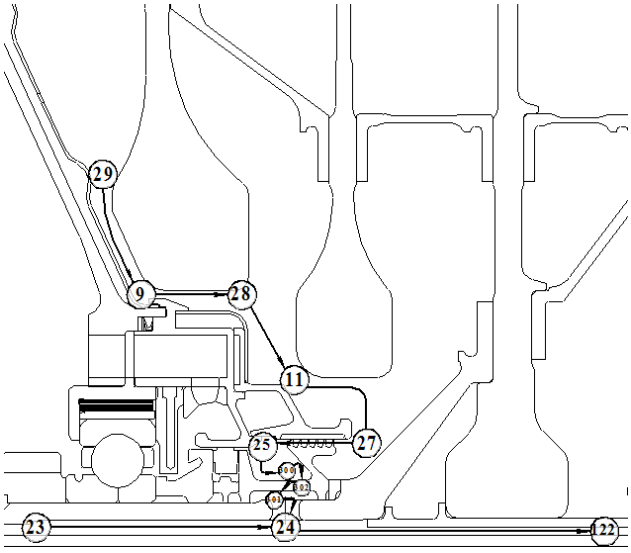


Рис.7. Каналы предмасляной полости

Коэффициенты теплоотдачи во всех каналах, кроме межвальных, демонстрируют хорошую сходимость 1D и 3D расчётов. Такое существенное расхождение объясняется тем, что в используемом программном комплексе расчёта параметров воздушных систем нет подобного типа каналов, и вместо него использовались кольцевые каналы, которые не позволяют корректно рассчитать коэффициенты теплоотдачи при подобном их применении. В интерфейсах Stage и Frozen Rotor самое большое различие α – в отверстиях: 300-302, возникающее из-за разницы скоростей, которое составляет 3,84%.

Табл.1. Среднее значение α по каналам, Вт/м^{2}К

1 D	3D Stage	3D Frozen Rotor
29 – 9 (течение вдоль полотна вращающегося диска)		
906	909	908
9 – 28 (межвальный канал)		
87	702	699
AAA17 (полость между двумя дисками)		
551	763	770
28 – 11 (течение вдоль полотна вращающегося диска)		
767	774	772
AAA18 (полость между двумя дисками)		
920	797	802
11 – 27 (межвальный канал)		
45	605	606
27 – 25 (лабиринтное уплотнение)		
4340	3102	3103
25 – 300 (течение между двумя вращающимися дисками)		
1014	1332	1324
300 – 302 (течение через отверстия)		
870	1396	1412
302 – 301 (течение между двумя вращающимися дисками)		
1085	1178	1225
301 – 24 (течение через отверстия)		
870	1325	1335
23 – 24 (межвальный канал)		
167	1128	1124
24 – 122 (межвальный канал)		
295	1164	1158

Структурный анализ

Из CFD- расчёта были импортированы температуры тел и давления, рассчитанные на границе Fluid/Solid, к элементам ротора была приложена центробежная сила. Радиально-упорный подшипник был смоделирован при помощи уравнений связи Constraint Equation. Модель может свободно расширяться в радиальном направлении. Фланцу диска и корпусу опоры были заданы перемещения, полученные из 2D расчета. К поверхностям масляной полости было приложено давление p = 147115.5 Па.

На рис. 8 показаны перемещения корпуса опоры в радиальном направлении. Окружная неравномерность деформаций корпуса в месте контакта РТКУ составляет 1.7 мкм. Радиальная неравномерность – 30мкм.

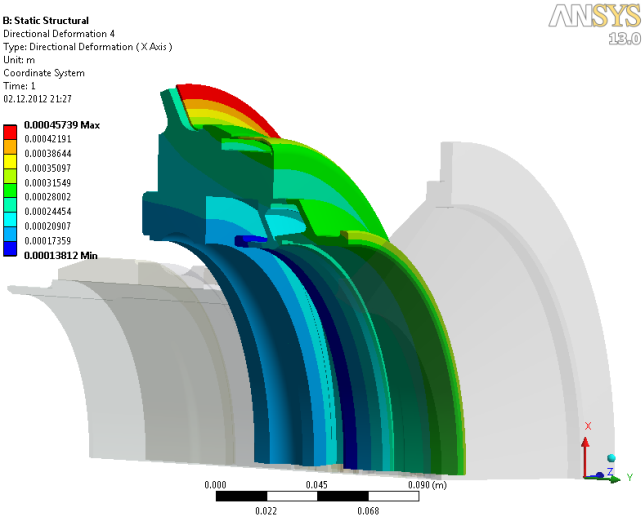


Рис.8. Перемещения корпуса опоры в радиальном направлении

При расчёте в 2D постановке радиальная неравномерность составляла 31мкм (рис.9).

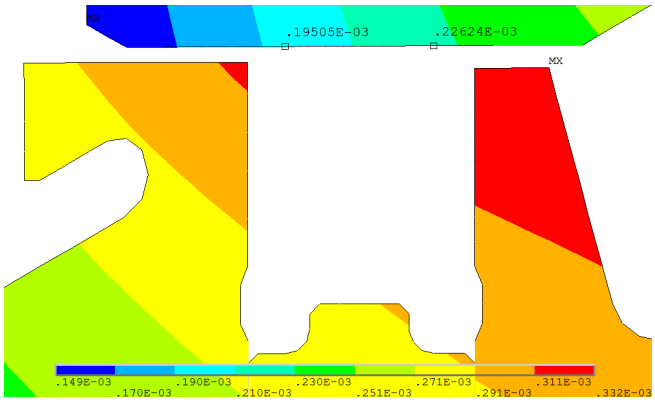


Рис.9. Перемещения корпуса в радиальном направлении

Выводы

1. В ходе исследования течения потока в предмасляной полости средней опоры компрессора была выявлена окружная неравномерность параметров из-за наличия отверстий в лабиринтном уплотнении и валу, что послужило причиной неравномерности деформаций корпуса РТКУ, которая составила 1.7мкм.

2. На основании картин распределения параметров потока были сравнены два типа интерфейсов (Stage и Frozen Rotor) между вращающимся и неподвижным доменами. Был выбран интерфейс Frozen Rotor, при котором были получены наиболее приближенные к реальным условиям результаты.

3. В результате сравнения коэффициентов теплоотдачи, полученных в ходе 1D и 3D расчётов, была установлена удовлетворительная сходимость результатов для всех каналов, кроме межвальных, что говорит о некорректном применении кольцевого типа канала в качестве межвального.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1 Копелев, С.З. Конструкция и расчёт систем охлаждения ГТД [Текст] / С.З. Копелев, А.Ф. Слитенко. - Харьков: Основа, 1994. – 240с.

2. Капинос, В.М. Тепловые процессы в высокотемпературных аппаратах и конструкциях. Метод и программа расчёта систем охлаждения газовых турбин [Текст]: отчёт о НИР: ХПИ им. В.И. Ленина / В.М. Капинос, А.Ф. Слитенко. - Харьков, 1983. - 71 с.

3. Umesh Javiya, CFD analysis of flow and heat transfer in a direct transfer pre-swirlsystem [Текст]/ Umesh Javiya, John Chew, Nick Hills/ Proceedings of ASME Turbo Expo 2010 / GT2010-22964.

4. Ахмедзянов, Д.А. Верификация расчёта процесса теплообмена в программном комплексе ANSYS CFX [Текст] / Д.А. Ахмедзянов, А.Е. Кишалов / Вестник УГАТУ. - Уфа: УГАТУ, 2009.

5. Joachim Karnahl, CFD simulations of flow and heat transfer in a pre-swirl system: influence of rotating-stationary domain interface [Текст] / Joachim Karnahl, Mike Wilson, Jens von Wolfersdorf / Proceedings of ASME Turbo Expo 2011 / GT2011-45085.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF NON-AXISYMMETRIC ELEMENTS IN SECONDARY AIR SYSTEM ON GAS TURBINE ENGINE FLOW PARAMETERS, THE TEMPERATURE FIELD AND DEFORMATION OF COMPONENTS

© 2012 A. Y. Tisarev, N. M. Vasilevich

Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov
(National Research University)

This article deals with the definition of the parameters of air flow in the pre-oil cavity in the compressor support. The two types of interfaces were compared in CFD analysis. Thermal fields of parts were obtained and strength analysis of support parts were calculated. During the work, the heat transfer coefficients obtained by CFD analysis and calculations using semi-empirical expressions were compared. The effect of the presence of holes in the pipe system to the circumferential displacement of rear radial-face contact seal stator were analyzed.

Secondary air system, hydraulic network, FSI calculation, pre-oil cavity, radial-face contact seal.

Информация об авторах

Тисарев Андрей Юрьевич, младший научный сотрудник, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: aytisarev@gmail.com. Область научных интересов: сопряжённый расчёт системы внутренних воздушных потоков двигателя, расчёт радиальных зазоров в лопаточных венцах и лабиринтных уплотнениях.

Василевич Наталья Михайловна, магистр, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: VasilevichNatalja@gmail.com. Область научных интересов: сопряжённые виды анализа.

Tisarev Andrey Yurievich, Junior Researcher, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: aytisarev@gmail.com. Area of research: Coupled calculation of secondary air systems, calculation of radial clearance in blades and labyrinth seals.

Vasilevich Natalja Mikhaylovna, Master student, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: VasilevichNatalja@gmail.com. Area of research: Coupled analyzes.