

ЭЛЕКТРОННАЯ МОДЕЛЬ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБИННОГО ПРИВОДА ДЛЯ ЕЁ ПРЯМОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

© 2009 Л. С. Шаблий

Самарский государственный аэрокосмический университет

Приведено описание разработки виртуальной модели проточной части центростремительного турбинного привода. Данная конечно-элементная модель предназначена для проведения газодинамических исследований турбоприводов с целью улучшения их характеристик методом прямой оптимизации. Модель позволяет включать в неё модули, созданные в различных системах 3D-моделирования и сеткогенерации. Это позволяет применять модель для исследований лопаточных машин, по топологии сходных с турбоприводами. Использование специальной оболочки позволяет проводить расчёты характеристик турбомашин на базе данной модели в автоматизированном режиме.

Привод турбинный, модель конечно-элементная, исследование газодинамическое, 3D – моделирование, сеткогенерация

Исследование туброприводов интересно как поиск путей повышения их энергетической эффективности [1]. Повышение энергетической эффективности турбопривода можно достичь, применяя только комплексную оптимизацию его рабочего процесса, поскольку даже незначительные изменения отдельных элементов конструкции или внешних условий влекут серьёзное перестроение линий тока и изменение режимов работы его отдельных узлов. Эту задачу можно решить путём прямой оптимизации, т.е. проводя многовариантные газодинамические исследования различных вариантов конструкции с привлечением теории планирования эксперимента.

Газодинамические исследования течений в 3D-моделях различных устройств в настоящее время успешно проводятся в программных продуктах, использующих метод контрольного объёма (например, Ansys Fluent и Ansys CFX). Однако создание моделей для этих расчётов практически не поддаётся автоматизации и по-прежнему занимает 80% времени решения всей задачи [2]. Применение автоматических сеткогенераторов не позволяет получить расчётную область необходимого разрешения, а использование готовых программных продуктов для оптимизации (например, Ansys DesignXplorer) позволяет проводить её строго в рамках одной заданной топологии. Кроме того, настройка автоматических связей между разными программными продуктами зачастую требует временных затрат, сравнимых со временем решения задачи «вручную».

Целью работы было создание электронной модели, позволяющей снизить время решения задачи прямой оптимизации путём автоматизации рутинных операций, производимых инженерами-расчётчиками турбомашин.

В ходе исследования специфики газодинамических расчётов турбомашин и связей, необходимых для прямой оптимизации, была разработана следующая концепция расчётной конечно-элементной модели: модель должна быть модульной, должна иметься возможность быстрой и легкой замены любого модуля без ущерба для точности модели; число модулей должно быть минимальным, но достаточным для проведения исследований по прямой оптимизации отдельных узлов; те модули, для которых производится оптимизация, должны быть параметрическими; модель должна иметь возможность объединять модули, созданные в распространенных программных продуктах; газодинамический расчёт модели не должен уступать по точности и скорости решения передовым мировым технологиям.

В качестве инструмента для реализации данной модели была выбрана последняя версия универсально газодинамического программного комплекса Ansys CFX, поскольку в настоящее время он является лидером в области газодинамического моделирования лопаточных машин [3], а его препроцессор Ansys CFX-Pre позволяет загружать несколько отдельных конечно-элементных зон из разных сеточных файлов (*.msh) (рис. 1).

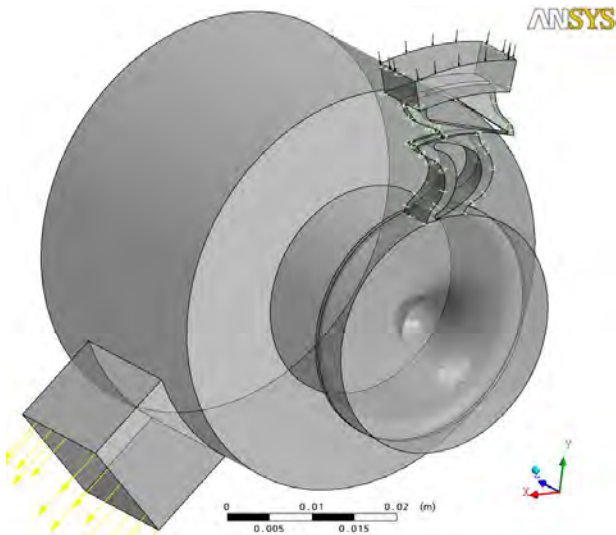


Рис. 1. Расчетная модель в Ansys CFX-Pre

Расчётные зоны должны иметь преимущественно структурную расчётную сетку, состоящую из шестигранников, хотя в случае серьёзных затруднений с созданием структурной сетки возможно применение неструктурной сетки из четырёхгранников. Для корректного расчёта пограничного слоя любая сетка должна иметь сгущение к границам расчётной области, на которых в последствие должно быть поставлено условие «нескользящая стенка». Чтобы обеспечить приемлемое время расчёта, общее количество ячеек не должно превышать 100 тыс. ячеек.

Те зоны, топологии которых позволяет легко создать структурные сетки (сопловой аппарат, рабочее колесо, безлопаточное выходное устройство, участок, имитирующий полость камеры экспериментального стенда [4]) были сформированы в программе Gambit (препроцессоре газодинамического пакета Ansys Fluent) в виде параметрических программно-журнальных файлов (*.jou) (рис. 2, 3). Структурная сетка позволяет производить более точный и быстрый расчёт, поэтому её применение приоритетно, однако создание структурной сетки очень затратно.

Поэтому для расчётных зон, которые сами не исследуются, а несут лишь функцию создания реальных условий для объекта исследования (колесо-ловушка, участок, имитирующий выход потока в атмосферу) применялась неструктурная сетка. Для тех расчётных зон, чья геометрическая форма не

позволяет создать структурную сетку (облопаточное выходное устройство) также при-

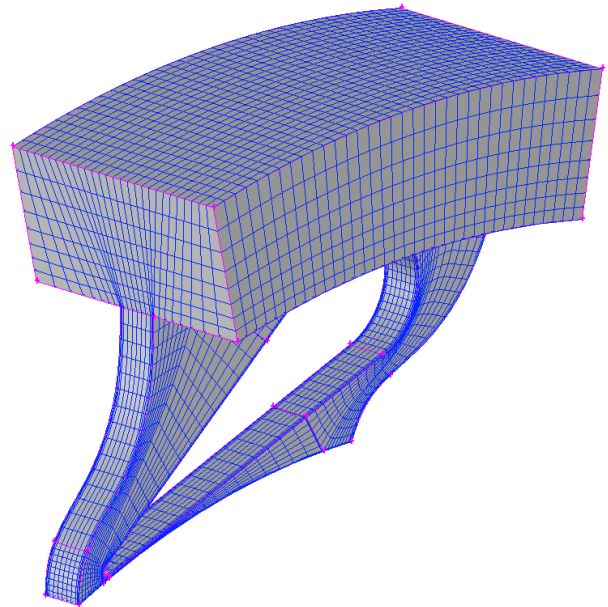


Рис. 2. Периодический элемент проточной части соплового аппарата

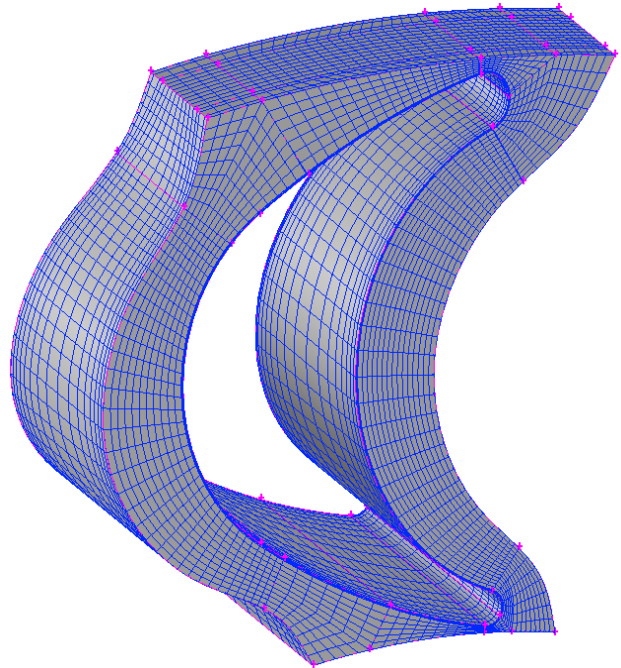


Рис. 3. Периодический элемент проточной части рабочего колеса

менялась неструктурная, но с более высоким разрешением. Геометрия тех зон, в которых применялась неструктурная сетка, была сформирована в виде параметрических моделей в программе Unigraphics NX с их последующим разбиением на контрольные объёмы в программе ICEM CFD [5]. Таким образом, реализована полная гибкость модели в выборе инженером среды для создания своего модуля.

Далее модель была настроена путём численного моделирования ранее проведенного натурного эксперимента центробежного турбопривода, идентичного рассчитываемому. Были полностью имитированы условия проведения эксперимента. Однако на первом этапе выходное граничное условие «атмосфера» задавалось на срезе выходного устройства (ВУ), поэтому результаты численного эксперимента оказались не соответствующими реальной картине течения (рис. 4, а). Проведенные исследования показали, что задание атмосферного давления на срезе ВУ не равномерно, поскольку даже незначительное изменение статического давления в этой области вызывает существенное перестроение потока. Чтобы исключить влияние данного фактора была добавлена «вспомогательная» расчётная зона полости экспериментального стенда (рис. 4, б). Её функция – создавать на срезе ВУ правильное граничное условие. Для ускорения счёта полость экспериментального стенда была сделана периодической (рис. 5). Однако исследования показали, что такое допущение сильно влияет на картины распределения параметров и отличие по расчётному КПД в диапазоне $Y_{TP} = 0,1 \dots 0,15$ достигает 2,1%, а по давлению на срезе ВУ – 5,5%. Причём разница по давлению на срезе выражается и в качественном поведении потока: при одном отводящем патрубке поток «прижимается» в одной стороне ВУ, а при периодическом повторении патрубков – поток распределяется равномерно, что не соответствует условию эксперимента.

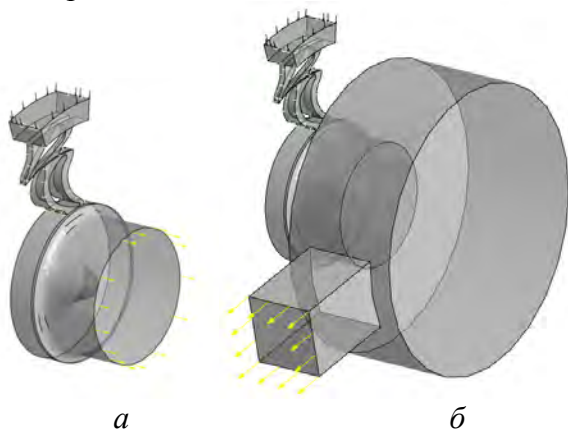


Рис. 4. Места приложения к модели граничного условия статического атмосферного давления: а – на срезе ВУ, б – на срезе выходного патрубка полости экспериментальной установки

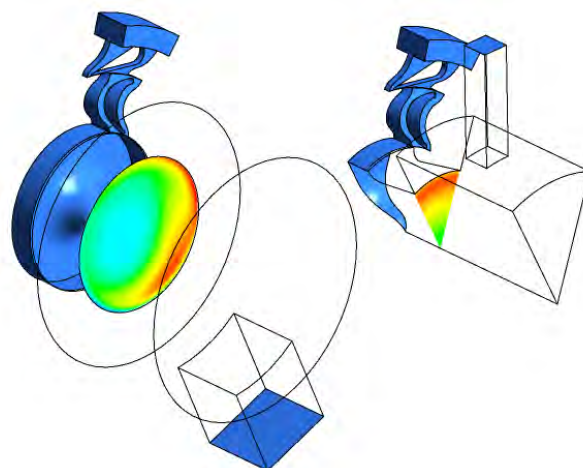


Рис. 5. Влияние периодичности полости экспериментального стенда на качественные результаты расчёта: при отсутствии периодичности (слева) хорошо видно отклонение потока, которое не реализовано на периодической модели (справа)

При исследованиях была также сформирована расчётная зона для адекватного описания истечения в невозмущенную атмосферу. Это полусфера (рис. 6), а, на которой задано граничное условие OUTLET с указанием среднего статического давления. Ячейки в данной зоне применены сверхкрупные, поскольку здесь не требуется расчёта пограничного слоя, и нет необходимости утяжелять всю модель. При расчёте такой зоны CFX Solver автоматически ставит граничное условие WALL (непроницаемая стенка) на тех гранях ячеек, которые не задействованы в истечении потока.

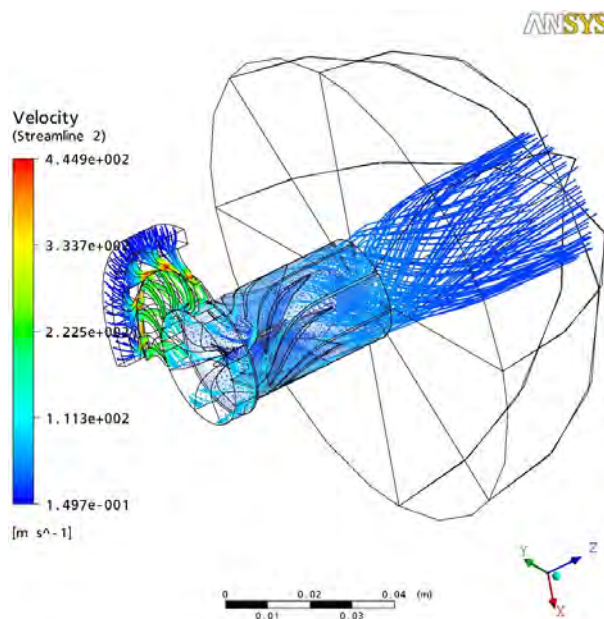


Рис. 6. Расчётная зона для задания истечения потока в невозмущенную атмосферу – полусфера с граничным условием OUTLET

Таким образом, данная зона позволяет точнее описать истечение в атмосферу, чем задание условия «атмосферное давление» на срезе ВУ.

В результате проведенных корректировок к использованию была принята модель с неперриодической полостью экспериментального стенда (рис. 7). Сравнение результатов, полученных при численном моделировании и натурном эксперименте, позволяет признать модель адекватной [6].

Модель была проверена с помощью решателя Ansys CFX Solver на отсутствие ошибок, сходимость и устойчивость. Использовался решатель High Resolution. Модель не вызывает ошибок даже при решении с высокими значениями параметра релаксации TimeScaleFactor = 1...100 (аналог релаксационного фактора в Ansys Fluent) в методе управления шагом по времени Conservative, а также не вызывает проблем при методе Aggressive. Совпадение полученной при расчёте картины течения с теоретическими и экспериментальными данными свидетельствует об адекватности модели.

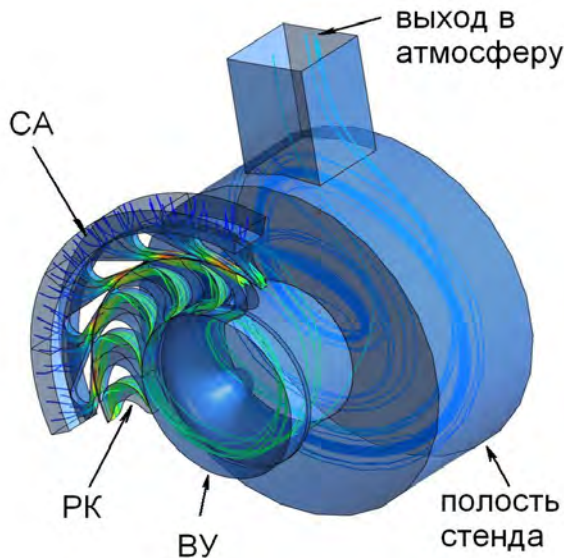


Рис. 7. Вихревой поток в CFD-модели ТП

Затем с помощью построенной модели была оптимизирована форма выходного устройства микротурбинного привода (МТП) по углу его раскрытия, по числу установленных в нём осевых и радиальных лопаток.

Было выявлено, что последовательное увеличение числа лопаток даёт всё меньший прирост КПД. Так, при установке двух лопаток (перегородки) к.п.д. увеличился на 0,6%(отн.), ещё двух лопаток – ещё на

0,5%(отн.), ещё четырёх – ещё на 0,5% (отн.). Замедление роста КПД связано с загромождением канала ВУ самими лопатками. Увеличение КПД особенно велико в области низких значений параметра нагруженности из-за повышенной интенсивности вихревого течения (рис. 8). Так, установка восьми лопаток, спрофилированных для работы на режиме $Y_T = 0,2$, приводящая к росту КПД на этом режиме на 1,6% (отн.), на режиме $Y_T = 0,1$ вызвала увеличение КПД на 3,8% (отн.), а на режиме $Y_T = 0,4$ положительного эффекта совсем не дала из-за отсутствия на данном режиме окружной составляющей скорости потока на выходе из РК. Таким образом, было выявлено положительное влияние радиальных профилированных лопаток, установленных в ВУ, на эффективность работы МТП. При этом замечено слабое влияние формы профиля лопатки на величину эффекта от её установки. Последовательное увеличение количества лопаток даёт монотонное увеличение КПД, но всё меньшее по абсолютной величине.

ANSYS

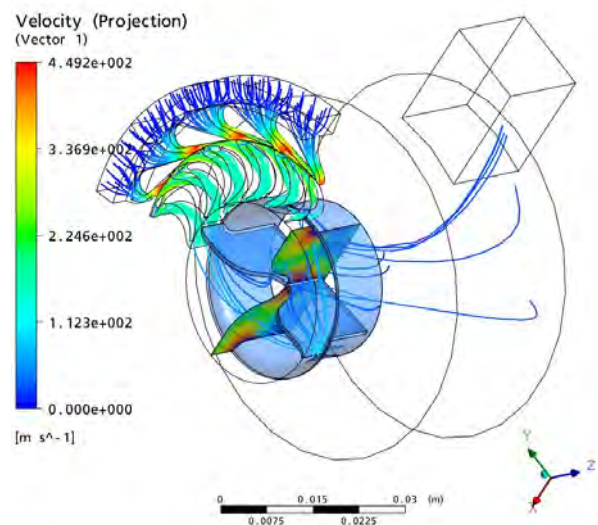


Рис. 8. Картина течения при установке двух радиальных лопаток

Применение же осевого лопаточного венца в ВУ дало эффект в повышении КПД МТП на 2,2% (отн.) и крутящего момента $M_{кр}$ на 1,4% на расчётном режиме. Применение безлопаточного конического ВУ (угол раскрытия 20°) взамен безлопаточного цилиндрического даёт увеличение КПД МТП на 1,8% (отн.), а $M_{кр}$ на 2,4%. Однако установка профилированного венца в коническое ВУ дополнительного прироста КПД уже не

даёт (увеличение КПД 0,08% (отн.)), а $M_{кр}$ уменьшается на 0,5%.

Таким образом, было выявлено положительное влияние простого профилированного осевого лопаточного венца, установленного в цилиндрическое ВУ, на эффективность работы МТП на расчётном режиме. Эффект от установки такого венца в коническое ВУ гораздо меньше. На нерасчётных же режимах наблюдается снижение прироста КПД вплоть до его падения. Также была выявлена неполная раскрутка потока установленным венцом. Т.е. форма лопаток в случае осевых лопаток уже сильно влияет на величину эффекта от их установки.

Автоматизация расчётного процесса осуществлялась за счет специально разработанного скрипта (рис. 8), что привело к уменьшению на порядок времени расчёта [7]. Оболочка берёт на себя рутинные действия оператора при расчёте характеристики. От точки к точке программа задаёт граничные условия, соответствующие исследуемому режиму работы лопаточной машины и запускает решатель. После завершения решения одной точки, программа запускает на счёт следующую. На расчёт одной такой точки для задачи средней сложности требуется от 10 до 50 минут. После расчёта всей характеристики производится автопроверка полученных файлов результатов на наличие не сошедшихся решений. Пост-процессинг производится только для корректных файлов результатов. Общее время получения всей характеристики вместе с постановкой задачи и анализом результатов составляет обычно не более 30...40 часов, из них 70% времени не требуется присутствия оператора.

```

E:\WINDOWS\system32\cmd.exe
Starting CFX5solver at 02.09.2008 10:52:29,92 for vent7_1.5
Update(s) in "vent7.def":
  Mass Flow Rate = 1.7 [kg s-1] (BOUNDARY: outlet)
Starting CFX5solver at 02.09.2008 11:45:14,35 for vent7_1.7
Update(s) in "vent7.def":
  Mass Flow Rate = 1.9 [kg s-1] (BOUNDARY: outlet)
Starting CFX5solver at 02.09.2008 12:15:25,03 for vent7_1.9
Last solver was finished at 02.09.2008 12:45:45,13
vent7_1.5 || Max Iteration
vent7_1.7 || Residuals
vent7_1.9 || Residuals
***** Warning! 1 Bad file(s) exist(s) in current directory!
vent7_1.7.res:
Relative Total Pressure at inlet      -0.817382447981196
Relative Total Pressure at outlet     758.601013183594
vent7_1.9.res:
Relative Total Pressure at inlet      -0.481798119673824
Relative Total Pressure at outlet     746.183596013401
BAI-file finished at 02.09.2008 12:47:46,07
    
```

Рис. 8. Окно выполнения программы-настройки при расчёте характеристики ТП

Таким образом, была полностью выполнена поставленная цель работы: создана

электронная модель, позволяющая снизить время решения задачи прямой оптимизации путём автоматизации рутинных операций, производимых инженерами-расчётчиками турбомашин.

Полученная модель в силу своей универсальности и модульности может применяться как для дальнейшего исследования процессов в центростремительных турбомашинах [8], так и для исследования сходных по топологии конструкции агрегатов (компрессоры, насосы, гидромолы). Концепция, а также попутно разработанные скрипты и модели граничных условий, могут использоваться для создания газодинамических моделей любых вращающихся или имеющих угловую периодичность устройств.

Библиографический список

1. Наталевич, А.С. Воздушные микро-турбины [Текст] / А.С. Наталевич. // Куйбышевск. авиац. ин-т. – М.: Машиностроение, 1970 – 208 с.
2. Батулин, О.В. Построение расчётных моделей в препроцессоре Gambit универсального программного комплекса Fluent [Текст]: уч. пособие / О.В. Батулин, Н.В. Батулин, В.Н. Матвеев – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, - 2009. – 172 с.
3. Официальное заявление Ansys Inc; Авторизованный дистрибьютор, инженерно-консалтинговый и учебный центр Ansys – ЗАО «ЕМТ Р». - 2008.
4. Батулин, О.В. Экспериментальное определение характеристик малоразмерной турбины [Текст]: Метод. указания к лабораторной работе / О.В. Батулин, В.Н. Матвеев, Л.С. Шаблий.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та - 2009. – 35 с.
5. Шаблий, Л.С. Создание трехмерной параметрической модели кольцевого лопаточного венца [Текст]: доклад / Л.С. Шаблий // Мавлютовские чтения: Всероссийская молодёжная научная конференция, посвященная 75-летию УГАТУ: сб. тр. Т I – Уфа: УГАТУ, - 2007. - 147 с.
6. Шаблий, Л.С. Определение параметров потока за рабочим колесом микротурбинного привода [Текст]: доклад / Л.С. Шаблий // XXXIV "Гагаринские чтения": Тр. Междун. молодежной конф. в 8 т. Москва, 1-5 апреля 2008 г. / отв. ред. Н.И. Сердюк. – М.: МАТИ, 2008. – Т.8, Ч II – 80 с.
7. Шаблий, Л.С. Расчёт характеристик турбомашин при запуске CFX в пакетном

режиме [Текст] / Л.С. Шаблий // Инженерно-технический журнал «ANSYS Advantage. Русская редакция» – М.: ЕМТ Р, - 2008. -№9. – 45 с.

8. Шаблий, Л.С. Определение характеристик соплового аппарата малоразмерной центростремительной турбины с помощью численного метода газовой динамики [Текст]: тезисы доклада / Л.С. Шаблий, В.Н. Матвеев // Решетневские чтения: матер. XII Междунар. науч. конф. (10-12 нояб. 2008, Красноярск); под. общ. ред. И.В. Ковалева.– Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. - 2008. – 568 с.

References

1. Natalevich A.S. Air microturbines [Text] / Natalevich A.S. Kujbishev Aircraft Institute – Moscow: Mashinostroenie, 1979. – 208 p.

2. Computing models construction in pre-processor Gambit of universal bundled software Fluent [Text]: Tutorial / O.V. Baturin, N.V. Baturin, V.N. Matveev; Samara State Aerospace University – Samara: SSAU Publishing House, 2009. – 172 p.

3. Solemn declaration of Ansys Inc; Ansys Authorized distributor, engineering, consulting

and training center of – closed corporation «EMT R». 2008.

4. Small Turbine Experimental Characterization. Workbook. Samara State Aerospace University, Samara, 2009. 35 pages. Baturin O.V., Matveev V.N., Shabliy L.S.

5. Parametric 3D-model of annular blade row creating [Text]: Presentation thesis / Shabliy L.S. All-Russian young-people's conference "Mavlyutovskie chtenia", Ufa, UGATU, 2007, 147 p.

6. Determination of parameters behind of impeller small turbine drive [Text]: Presentation thesis / Shabliy L.S.; International Science conference "Gagarinskije chteniya", Moscow, 2008, MSATU, 80 p.

7. Turbomachinery characterization at batch start CFX. [Text] / Shabliy L.S.; «Ansys Advantage. Russian edition», Autumn 2008(9), p. 36-37.

8. Small Centripetal Turbine Nozzle Block Characterization by Computational Flow Dynamics [Text]: Presentation theses. Matveev V.N., Shabliy L.S. International Science conference "Reshetnevskie chteniya", Krasnoyarsk, SIBSAU, 2008, p. 81-83.

ELECTRONIC MODEL OF TURBINE DRIVE FLOW FOR ITS DIRECT OPTIMIZATION

© 2009 L. S. Shabliy

Samara State Aerospace University

Work has described in theses is dedicated to problem of creating finite-element models of high-quality for gas-dynamic research. Is offered model composed like a combination of separated parts-modules connected together in pre-processor Ansys CFX-Pre. Model has opportunity to include modules created in purely arbitrary 3D-modeling and meshing systems. Even so it keeps correctness what was shown by test-computing. Model processes flexibility and versatility and can be applied for analysis of turbomachines and similar-topology devices.

Turbine drive, finite-element model, gas-dynamic research 3D-modeling, meshing

Информация об авторе

Шаблий Леонид Сергеевич, инженер, аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 267-45-94. E-mail: afroaero@hotmail.ru. Область научных интересов: лопаточные машины, турбоприводы, их выходные устройства, численные методы расчёта, гидрогазодинамика, программирование.

Shabliy Leonid Sergeevich, Engineer, post-graduate student of aircraft engines theory department of Samara State Aerospace University. Phone. (846) 267-45-94. E-mail: shelbi-gt500@mail.ru. Area of research: blade machines, turbodrives, their output units, hydro-gas-dynamic, numerical calculations, programming.