

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОТИВОТОЧНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ

© 2013 М.Ю. Орлов, С.С. Матвеев

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

Поступила в редакцию 02.12.2013

В данной статье приведены результаты исследования влияния компрессора и турбины на характеристики камеры сгорания ГТД. Выявлена необходимость учета параметров потока за компрессором и перед турбиной при трехмерном численном моделировании рабочего процесса камеры сгорания. Предложена методика проектирования камер сгорания ГТД с учётом совместного влияния узлов двигателя. Ключевые слова: математическая модель, камера сгорания, компрессор, турбина, сопловой аппарат, численное моделирование.

В настоящее время в процессе проектирования камер сгорания (КС) ГТД, широко используются методы трехмерного численного моделирования. Вместе с тем, газодинамические расчёты, в основном выполняются с применением подходов, при которых параметры потока на входе в диффузор КС задаются равномерными [1, 2, 3, 4], или неравномерность потока за компрессором учитывается на основе модельного профиля скорости [5, 6]. Однако при этом не учитываются реальные характеристики потока на выходе из компрессора и влияние турбины. Вместе с тем, современные САЕ - технологии позволяют с высокой степенью достоверности производить моделирование потоков в межлопаточных каналах компрессора и турбины, с учётом динамических нагрузок [7, 8], что позволяет решить эту проблему.

Все вышесказанное свидетельствует о необходимости и возможности выполнения расчета КС в составе газогенератора. Однако такое решение приводит к значительному усложнению математической модели и требует больших затрат вычислительных ресурсов. При этом возникает вопрос о целесообразности совместного расчета для камер сгорания ГТД и соседних узлов двигателя, поэтому целью данной работы являлось исследование характеристик противоточной малоразмерной КС с учётом влияния компрессора и турбины.

Проектирование и доводка камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД), использующихся в беспилотных летательных аппаратах, наземном транспорте и энер-

гетических машинах осложняется большим разнообразием типов применяемых КС и относительно малая размерность конструктивных элементов [9, 10, 11].

На основе данных термогазодинамического расчёта газогенератора выполнялся одномерный проектировочный расчёт КС, в результате определена конструктивная схема, основные габариты и закон распределения воздуха [10, 12, 13, 14]. В итоге был получен облик КС, компоновочная схема которой в составе МГТД показана на рис. 1.

При построении расчётной модели КС с целью сокращения затрат времени на вычисления, выделен периодический сектор камеры сгорания, ограниченный продольными плоскостями, расположенными под углом 45° друг к другу. Сгенерированная сеточная модель - трёхмерная, неструктурированная, с общим количеством элементов – 4,4 млн. (рис. 2).

Внутренним инструментом программного комплекса ANSYS было выполнено сгущение сетки на элементах, таких как форсунки, кольца жаровой трубы, воздушные карманы и отверстия, для достижения качественных характеристик сеточной модели.

Для автономного расчёта изменения параметров в проточной части камеры сгорания использовался программный пакет Ansys Fluent. В качестве модели турбулентности была выбрана полуэмпирическая модель $k-\varepsilon$ Realizable [4, 5, 6]. В процессе расчета определялись следующих характеристики:

- картины течения в камере сгорания;
- поля скоростей и давлений в характерных сечениях;
- потери полного давления по длине камеры сгорания;

Орлов Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей. E-mail: adler65@mail.ru
Матвеев Сергей Сергеевич, ассистент кафедры теплотехники и тепловых двигателей. E-mail: matveev@ssau.ru

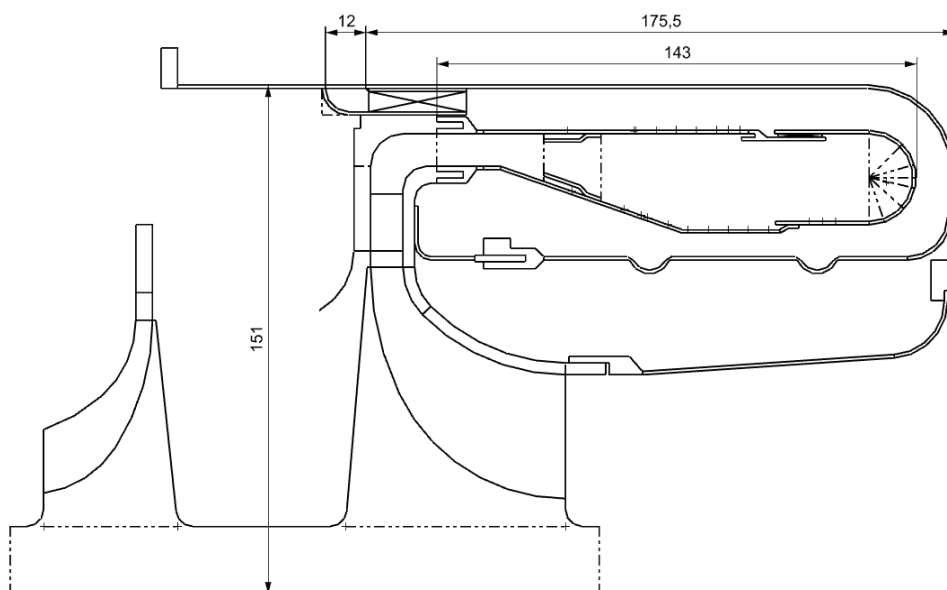


Рис. 1. Компоновочная схема МГТД

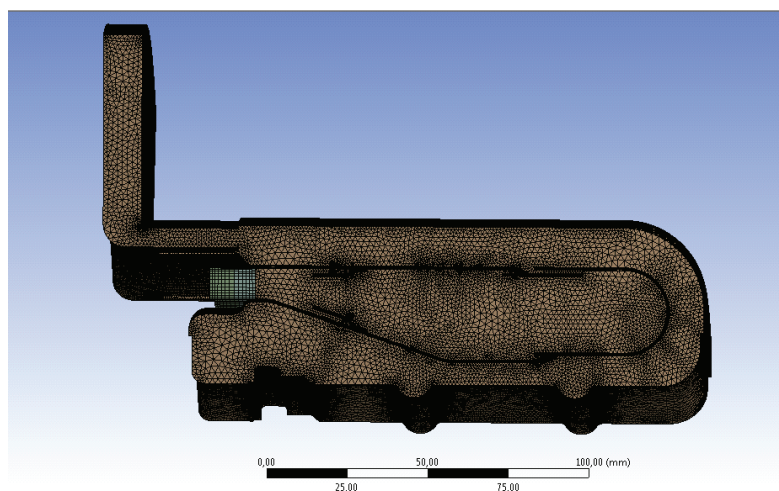


Рис. 2. Готовая сеточная модель

- поля температур на выходе из камеры сгорания.

Расчёт камеры сгорания совместно с турбиной и сопловым аппаратом осложняется тем, что выделенные в плоскостях, перпендикулярных оси двигателя периодические сектора каждого элемента, в местах их стыковки (КС с СА и затем СА с турбиной), различны. Так, для КС и СА соотношение секторов составляло 8 к 27, а для СА и турбины 27 к 15. Для решения возникшей проблемы использовалось внутреннее средство программы ANSYS CFX, с помощью которого программа автоматически накладывала условие периодичности на каждый расчётный сектор без осреднения данных.

В результате расчётов были получены поля скоростей, давлений и температуры, которые качественно схожи с данными автономного расчёта (рис. 3). Однако, при этом имеют место количественные расхождения в локальных зонах. На-

пример, скорость воздуха на выходе из КС при расчёте с турбиной оказалась ниже, чем в автономном расчёте, что может быть обусловлено влиянием поворота потока в сопловом аппарате и подпором турбины.

Так же при учёте турбины выявлено падение перепада давления на стенке жаровой трубы. Потери полного давления в камере сгорания при расчёте с турбиной возросли до 5,6% против 4,1% при автономном расчёте.

Зона с высокой температурой в жаровой трубе КС случае автономного расчёта имеет большую длину (рис. 4), а радиальная неравномерность распределения температуры оказалась меньше. Это является следствием меньшей глубины проникновения струй вторичного воздуха и соответственно ухудшающимися условиями перемешивания продуктов сгорания с разбавляющим их воздухом.

На следующем этапе работы при расчёте ка-

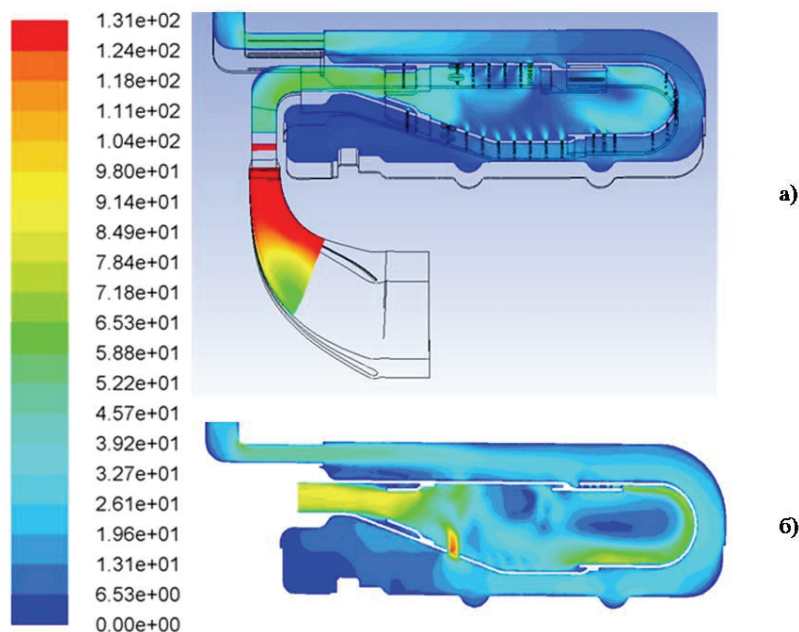


Рис. 3. Поле скорости:

а – при расчете с сопловым аппаратом и турбиной; б – при индивидуальном расчете КС

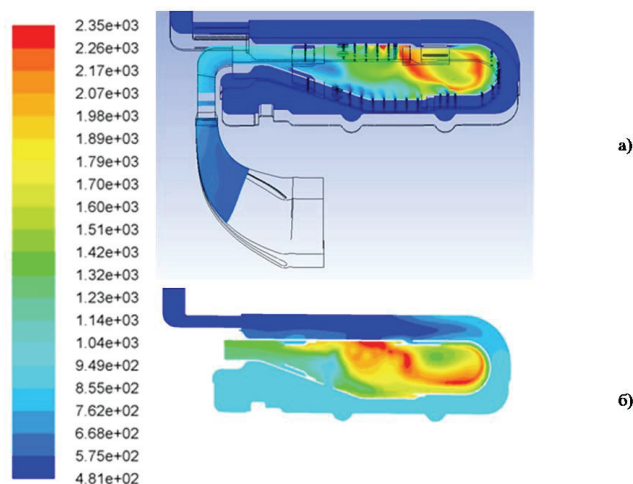


Рис. 4. Поле температуры:

а – при расчете с сопловым аппаратом и турбиной; б – при индивидуальном расчете КС

меры сгорания дополнительно к сопловому аппарату и турбине проводился учёт влияния компрессора. Неравномерность значений параметров потока, возникающая за компрессором, на входе в КС задавалась полиномом пятой степени. Моделируемая таким образом эпюра давления представлена на рис. 5. Из-за наличия на входе в камеру спрямляющих лопаток, закрутка потока не моделировалась.

Полученные расчётные данные показали, что по сравнению с предыдущим совместным расчётом КС с СА и турбиной скорость на выходе из КС увеличилась, а глубина проникновения струй снизилась. Зона с высокими температурами в жаровой трубе стала больше, что объясняется снижением глубины проникновения струй и как следствие, меньшим влиянием поступающего с ними холодного воздуха на продукты сгорания.

Сравнение эпюр неравномерности поля температуры на выходе из КС показывает (рис. 6), что локальные забросы температуры, имеющие место при расчётах камеры сгорания совместно с турбиной и совместно с компрессором и турбиной, в значительной степени изменяют её вид по отношению к автономному расчёту. На практике неучёт такой особенности (фактического роста максимального значения температур за КС), может стать причиной прогорания лопаток турбины МГТД.

Таким образом, выполненное исследование показало, что результаты расчётов КС с учётом эффекта от компрессора и турбины качественно и количественно отличаются от результатов автономного расчёта камеры сгорания.

Полученные данные позволяют предложить отличную от существующей методику проекти-

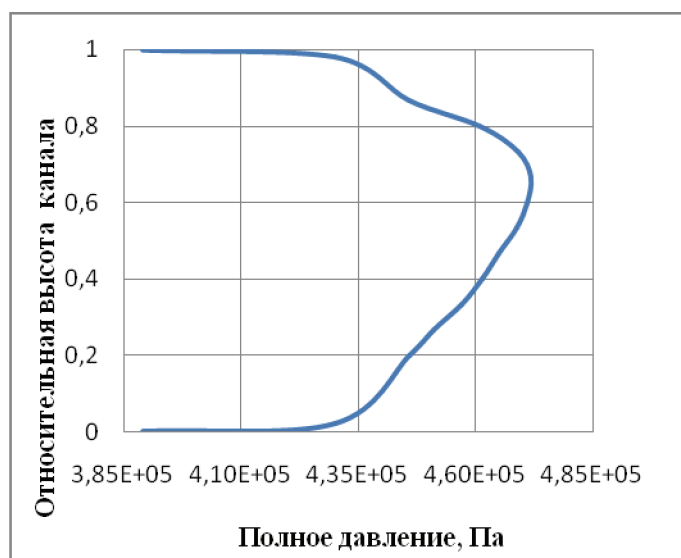


Рис. 5. Эпюра неравномерности поля на входе

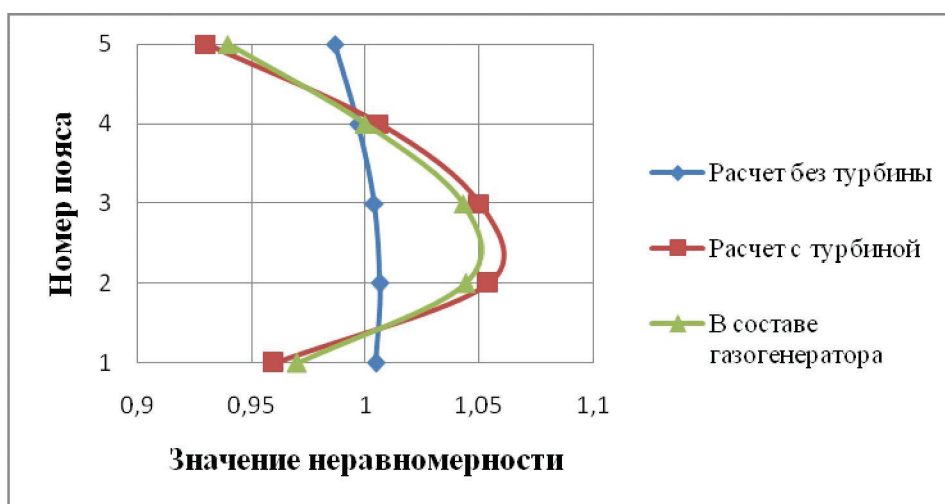


Рис. 6. Эпюра неравномерности поля температуры на выходе из КС

рования КС, алгоритм которой представлен на рис. 7. В соответствии с этой методикой вначале, на основе данных термогазодинамического расчёта ГТД выполняется одномерный проекторочный расчёт КС, в ходе которого определяются ее конструктивной схемой, основными габаритами, выбирают закон распределения воздушных масс и т.д. В конце этого этапа получают облик КС. Далее с использованием САЕ-систем проводят поверочный расчёт КС, в ходе которого оценивают основные характеристики КС, такие как неравномерность поля температур на выходе, потери полного давления и т.д. Если оказывается, что данные характеристики примерно соответствуют требованиям технического задания, то далее проводится расчётная доводка КС в составе газогенератора. При этом конструкция КС доводится с учетом влияния соседних узлов.

В ходе выполненного исследования были получены следующие результаты:

1. Разработана новая методика моделирова-

ния рабочего процесса КС МГТД, позволяющая осуществлять учёт влияния на характеристики камеры сгорания соседних узлов (компрессора и турбины) без осреднения параметров по сечениям тракта.

2. В расчете камеры сгорания совместно с турбиной выявлено, что эпюра неравномерности поля температур на выходе из КС по своему характеру сильно отличается от аналогичной эпюры, полученной при автономном расчёте КС, что необходимо учитывать при проектировании КС.

3. Установлено, что неравномерность параметров потока на выходе из компрессора существенно влияет на характеристики КС в составе газогенератора.

4. При расчете камеры сгорания в составе газогенератора установлено, что её характеристики отличаются от характеристик, полученных в автономном расчёте и в расчёте КС совместно с турбиной, что свидетельствует об актуальности расчёта КС в составе газогенератора.

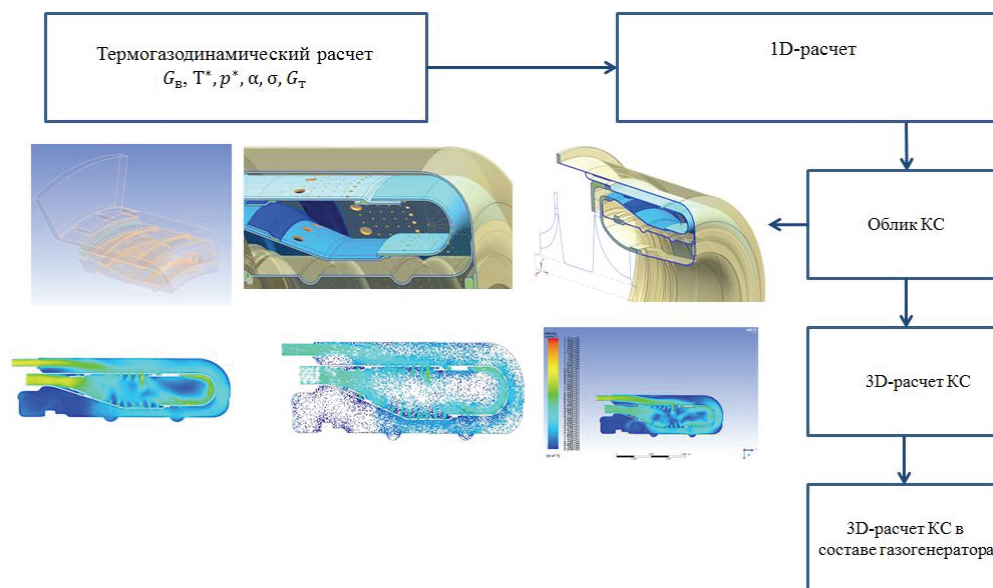


Рис. 7. Алгоритм проектирования КС малоразмерного ГТД

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Моделирование процессов горения пропана при переводе камеры сгорания ГТД на газообразное топливо / А.М. Ланский, М.Ю. Орлов, В.Ю. Абрашкин, Д.Н. Дмитриев, И.А. Зубрилин, А.В. Семёнов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5. С. 168-178.
2. Моделирование аэродинамической структуры течения в камере сгорания малоразмерного ГТД с помощью САЕ-систем / М.Ю. Орлов, В.Ю. Абрашкин, И.А. Зубрилин, С.С. Матвеев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5. С. 179-187.
3. Многофорсуночная малоэмиссионная камера сгорания современных ТРДД – творческое наследие Н.Д. Кузнецова / В.И. Васильев, В.Н. Лавров, Ю.И. Цыбилов, С.Г. Матвеев, М.Ю. Орлов, И.А. Зубрилин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 2 (33). С. 17-24.
4. Анализ применимости моделей горения для расчета многофорсуночной камеры сгорания ГТД / Б.В. Явкин, А.Н. Сабирзянов, А.В. Бакланов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5 (29). С. 208-214.
5. Влияние неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора камеры сгорания авиационного ГТД / Е.И. Кириллаш, И.Ф. Кравченко, Т.В. Степанова, Е.В. Калинин // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. №7 (54). С. 99-104.
6. Пиралишвили Ш.А., Гурьянова М.М. Влияние выходных параметров потока за компрессором на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора камеры сгорания // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2012. №2 (23). С. 203-211.
7. Efficiency improvement of a multistage compressor by optimization stagger angles of blade rows / V.N. Matveev, O.V. Baturin, G.M. Popov, I.N. Egorov // Proceedings of the 4th CEAS Conference in Linköping, 2013. pp. 761-768.
8. Разработка методики расчёта системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД / П.В. Бондарчук, А.Ю. Тисарев, М.Ю. Лаврушин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. №3(34). С.289-295
9. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности / А.М. Ланский, В.Ю. Абрашкин, А.А. Диденко, П.Г. Зубков, Ю.Л. Ковылов, С.Г. Матвеев, А.М. Цыганов, М.А. Шамбан, В.А. Яковлев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 1998. № 1. С. 11-18.
10. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев // Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2009. 335 с.
11. Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Статистический анализ влияния размерности на параметры камер сгорания ГТД // Труды МАИ. 2010. № 41. С. 8.
12. Ланский, А.М., С.Г. Матвеев. Аэродинамическая структура течения и гидравлические потери в камерах сгорания малоразмерных ГТД // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2011. № 1 (163). С. 144-150.
13. Модель расчёта гидравлического сопротивления камер сгорания малоразмерных ГТД / В.Ю. Абрашкин, А.М. Ланский, С.Г. Матвеев // Вестник СамГУПС. 2012. № 3 (17). С. 94-99.
14. Особенности формирования полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 1. С. 155-160.
15. Совместный расчёт газогенератора малоразмерного

ГТД в пакете ANSYS CFX/, С.Г. Матвеев, М.Ю. Орлов, С.С. Матвеев, В.С. Зинковский, А.В. Кривцов // Вестник Самарского государственного аэро-

космического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3-3 (34). С. 293-298.

CALCULATED RESEARCH CHARACTERISTICS COUNTERCURRENT COMBUSTION CHAMBER OF SMALL GTE WITH THE INFLUENCE OF THE COMPRESSOR AND TURBINE

© 2013 M.Yu. Orlov, S.S. Matveev

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

This article presents the results of investigation of the compressor and turbine on the characteristics of the combustion chamber GTE. Identified the need to integrate the flow parameters of the compressor and the turbine inlet with three-dimensional numerical simulation of the combustion chamber. A method for designing combustion chambers GTE considering joint effect of engine components.

Keywords: mathematical model, combustor, compressor, turbine nozzle assembly, numerical modeling.

Michail Orlov, Candidate of Technical Science, Associate Professor at the Heat Engineering and Heat-Engine Department. E-mail: adler65@mail.ru

Sergey Matveev, Assistant Lecturer at the Heat Engineering and Heat-Engine Department. Email: Matveev@ssau.ru