

Ю. А. Зеленков, Ю. Н. Шмотин, П. В. Чупин

ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассматриваются методы инженерного анализа, применяемые при проектировании газотурбинных двигателей (ГТД), описаны физические эффекты, влияние которых не учитывается в настоящее время, определены направления дальнейших исследований по усилению ключевых компетенций в проектировании, сформулированы требования к вычислительным мощностям. *Инженерный анализ; проектирование ГТД; аэродинамика лопаточных машин; теплообмен; горение; многокритериальная оптимизация*

ВВЕДЕНИЕ

В машиностроении инженерные вычисления являются основным способом снижения затрат на проектирование новой продукции, поскольку позволяют избежать длительных испытаний при доводке конструкции на натуральных образцах [1]. Поэтому виртуальная инженерия, которая включает исследование и оптимизацию геометрических и физических свойств продукта в вычислительной среде [2], является наиболее передовой современной тенденцией. Использование вычислительного эксперимента в виртуальной среде – обязательный компонент ключевой компетенции компании, работающей на рынке высокотехнологичной машиностроительной продукции, такой как газотурбинные двигатели. По определению [3], ключевые компетенции должны обеспечивать потенциальный доступ к различным рынкам, определять отличительные достоинства конечного продукта компании и быть практически не воспроизводимы ее конкурентами, поскольку они представляют собой сложное взаимодействие отдельных индивидуальных технологий и навыков. В производстве ГТД такой ключевой компетенцией является проектирование газогенератора (контура высокого давления). Наличие данной компетенции определяется тремя факторами:

- проектирование современных высоконагруженных лопаточных машин с высоким КПД;
- создание охлаждаемых лопаток турбин;
- проектирование эффективных камер сгорания с малым уровнем эмиссии вредных веществ.

АЭРОДИНАМИКА ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН

В настоящее время при проектировании компрессоров и турбин газотурбинных двигателей преобладающим подходом моделирования аэродинамики является решение осредненных по Рейнольдсу (Фавру) уравнений Навье-Стокса (RANS) в стационарной и нестационарной постановке. Основная идея этого метода заключается в замене мгновенных значений характеристик турбулентного потока суммой их осредненных по времени значений и отклонений от осредненных значений. Это позволяет упростить уравнения Навье – Стокса, но в результате появляются дополнительные неизвестные, для определения которых приходится вводить новые уравнения. Например, в модели $k-\epsilon$ решается два дополнительных уравнения для транспорта кинетической энергии турбулентности и транспорта диссипации турбулентности. Известны также другие широко применяемые дифференциальные модели турбулентности: $k-\omega$, SST, Спаларта – Алмараса и т. д. Основными их достоинствами являются относительная простота и низкие затраты при вычислениях. Для обеспечения достоверности получаемых результатов такие модели содержат модельные постоянные, определяемые экспериментально. В большинстве случаев RANS-подход позволяет получить удовлетворительную точность на этапе выполнения проектировочных расчетов с использованием обычных персональных компьютеров. Так размерность сетки для предварительного пространственного стационарного расчета аэродинамики одного межлопаточного канала лопатки компрессора или неохлаждаемой турбины составляет около 300 000 узлов (при использовании «пристенных» функций в пограничном слое), что требует 400–450 Мб оперативной памяти неструктурированного CFD-солвера.

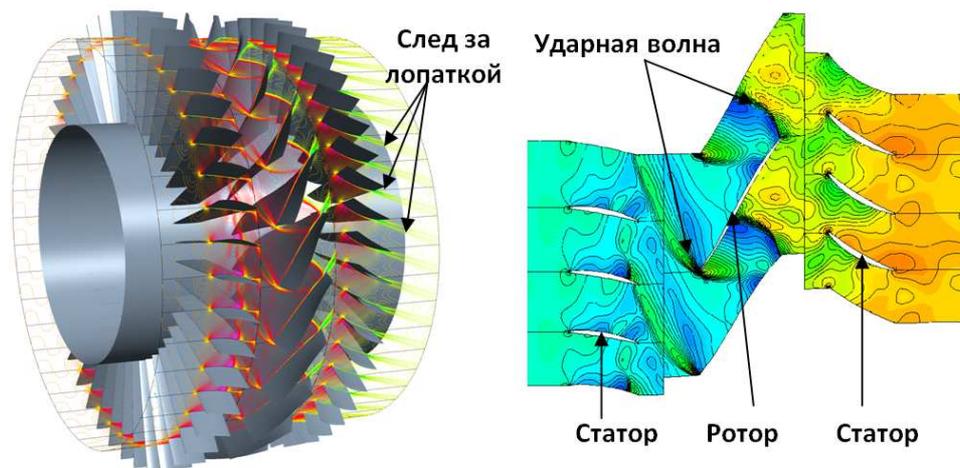


Рис. 1. Ступень турбомашин (статор-ротор-статор)

Однако описанный выше подход не позволяет с высокой степенью достоверности описывать такие физические эффекты как нестационарное «статор-ротор» взаимодействие венцов турбомашин (статор – неподвижный лопаточный венец, ротор – вращающийся лопаточный венец), распространение следов за лопатками и скачков уплотнения по тракту турбомашин, детальное формирование пограничного слоя на поверхности лопаток, его взаимодействие с потоком в радиальном зазоре, отрывные и вихревые течения, их влияние на аэродинамическую эффективность компрессора или турбины в целом [4]. Такие физические эффекты являются параметрами неопределенности при проектировании и вынуждают разработчика закладывать характеристики узла с запасом по расходу воздуха до 5 % и по коэффициенту полезного действия до 3 %. Запасы устойчивой работы компрессора во всем диапазоне рабочих режимов сегодня также не поддаются надежному прогнозированию. В конечном итоге, учитывая погрешности при изготовлении узлов в производстве, задача обеспечения всех требований технического задания на проектирование становится труднореализуемой. На рис. 1 представлена типовая структура течения в сверхзвуковой ступени турбомашин (ступень компрессора). На рис. 2 представлена вихревое течение в межлопаточном канале турбомашин (турбина).

Решение проблемы надежного обеспечения аэродинамических характеристик турбомашин возможно при выполнении следующих условий:

- экспериментальное изучение фундаментальных физических процессов в проточной

части турбомашин (пограничные слои и вихревые течения, ударные волны, распространение следов за лопатками, «статор-ротор» взаимодействие);

- совершенствование математических моделей и методов моделирования аэродинамики на основе эксперимента.

Перспективные научные подходы, существующие в настоящее время, такие как моделирование крупных (LES) и отсоединенных вихрей (DES), а также прямое численное моделирование (DNS) требуют на один и даже два порядка более подробные расчетные сетки и соответствующие вычислительные ресурсы, которые недоступны сегодня для инженерных приложений. На рис. 3 представлены погрешности моделирования аэродинамических характеристик ступени турбомашин с использованием традиционного RANS-подхода (размерность сетки 300 000 узлов) и перспективного LES-моделирования (размерность сетки 3 000 000 узлов).

Примеры использования таких моделей для решения практических задач двигателестроения в отечественной практике сегодня единичны и касаются, в первую очередь, решения задач нестационарной аэродинамики и акустики вентилятора и сопла газотурбинного двигателя. Однако тенденции роста производительности процессоров и вычислительных мощностей суперкомпьютеров свидетельствуют о том, что в ближайшие годы такие подходы будут все более активно применяться к решению практических задач.

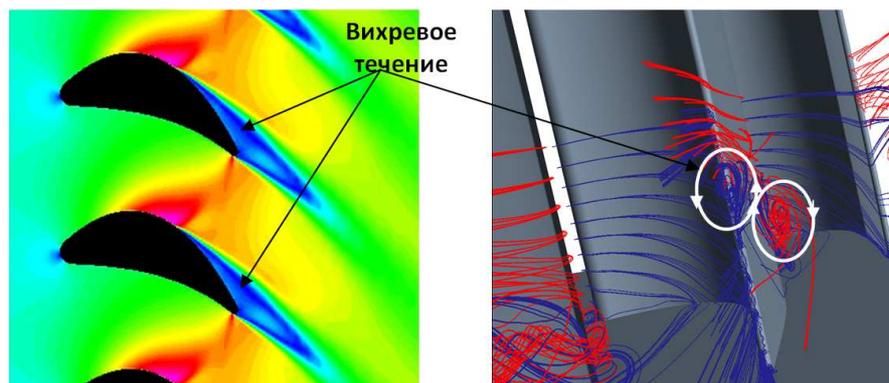


Рис. 2. Межлопаточный канал решетки турбины

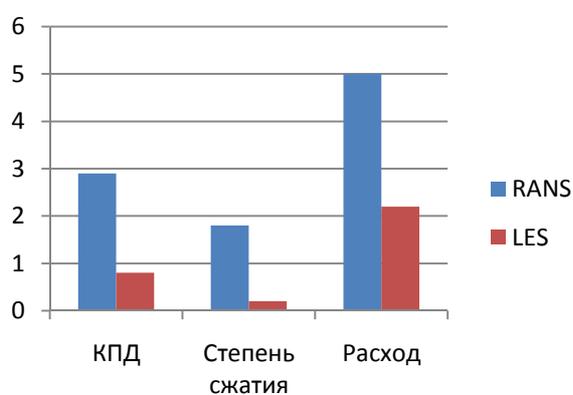


Рис. 3. Погрешности моделирования аэродинамики ступени компрессора с использованием различных подходов

ТЕПЛОМАССОБМЕН

Основной задачей теплообмена в газотурбинном двигателе является определение теплового состояния наиболее нагруженных его элементов. Одним из наиболее сложных элементов двигателя является охлаждаемая лопатка турбины. Тепловое состояние лопатки определяется на основе решения дифференциального уравнения теплопроводности. Решение такого уравнения не составляет особого труда. Основную сложность представляет определение граничных условий второго рода (температура среды, омывающей металл, и коэффициента теплообмена между средой и металлом лопатки). Таким образом, решение задачи определения теплового состояния неразрывно связано с решением задачи внешнего обтекания профиля лопатки горячим газом и внутреннего течения хладагента во внутренней полости лопатки. Традиционно коэффициент теплообмена между металлом лопатки и средой определяется на основе полуэмпирических экспериментальных зависимостей, что дает приемлемый уровень точности прогнозирования на этапе проектирования.

К недостаткам такого метода относится ограниченный диапазон применения критериальных зависимостей, особенно для современных высоконагруженных лопаток турбин. На этапе пространственной оптимизации лопатки турбины точность прогнозирования теплового состояния на основе обобщенных экспериментальных данных оказывается недостаточной в силу неспособности описания пространственных эффектов взаимодействия пограничных слоев друг с другом и с ударной волной, эффектов перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное, эффектов реламинаризации и т. д. [5].

Наиболее перспективным инженерным подходом к определению теплообмена в охлаждаемой лопатке турбины является решение задачи в сопряженной постановке, когда на основе совместного итерационного решения осредненных уравнений Навье-Стокса и уравнения энергии определяется тепловой баланс системы «горячий газ – металл – охлаждающий воздух». Такой подход позволяет избежать определения коэффициента теплообмена, который является фактором неопределенности при нахождении температуры металла лопатки. При этом возможен учет практически всех значимых для определения теплообмена факторов. Основным недостатком при таком подходе являются высокие требования к сеточной дискретизации и вычислительным ресурсам. Учитывая геометрическую сложность объекта, размерность сетки для определения теплового состояния охлаждаемой лопатки с петлевой или «вихревой» конвективно-пленочной системой охлаждения составляет не менее 6 млн узлов, что требует не менее 8 Гб оперативной памяти. На рис. 4 представлен пример сетки для охлаждаемой рабочей лопатки турбины и результат расчета сопряженного теплообмена на ней.

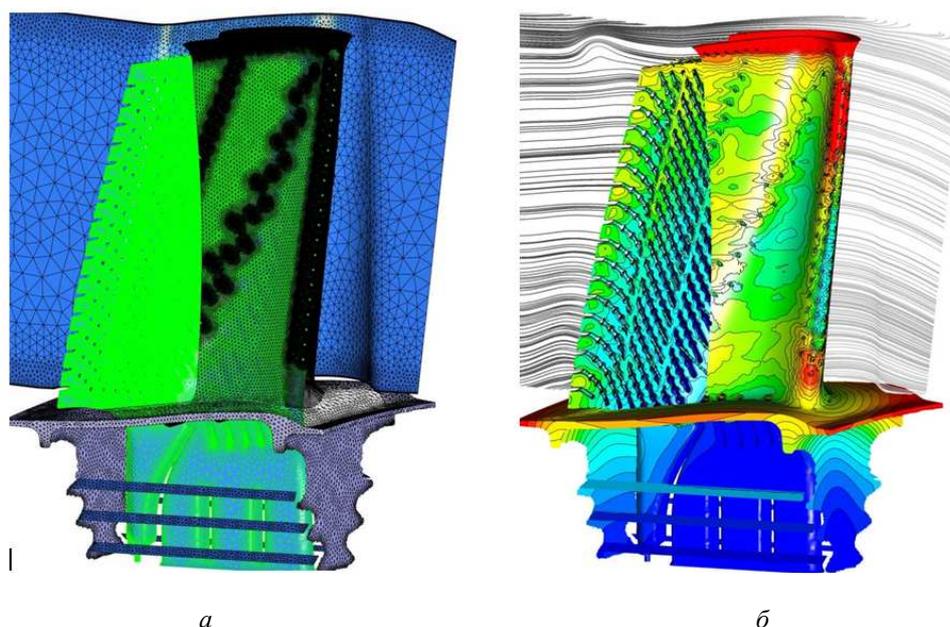


Рис.4. Моделирование сопряженного теплового состояния охлаждаемой лопатки турбины: *а* – расчетная сетка внутренней полости лопатки; *б* – температурное поле лопатки

Переход к решению аналогичной задачи в нестационарной RANS-постановке требует уже не менее 12 Гб ОЗУ и применение распараллеливания минимум на 80 процессорных ядер для получения приемлемого времени счета. Переход к решению задачи с применением, например, LES-метода требует увеличения размерности сетки на порядок и распараллеливания на 600-800 ядер. При этом для обеспечения адекватной точности прогнозирования необходима идентификация математических моделей на основе физического эксперимента (теплообмен при интенсивном вихреобразовании, ламинарно-турбулентного переход, реламинаризация).

ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ

К современным камерам сгорания сегодня предъявляется несколько основных требований: обеспечение высокого уровня полноты сгорания, нормированного значения окружной и радиальной неравномерности поля температур перед турбиной и низкие уровни эмиссии вредных веществ в атмосферу. Проектирование камеры сгорания является одной из сложнейших задач при создании газотурбинного двигателя. Это объясняется, прежде всего, сложностью самого процесса горения топлива. В первую очередь, на процесс горения оказывает влияние качество смешения топлива и окислителя (воздуха). В процессе распыла и смешения жидкого топлива имеет место взаимодействие капель

топлива между собой и с окислителем, испарение капель топлива, их дробление и коагуляция. В результате этого процесса получается топливовоздушная смесь, качество смешения которой зависит от конструктивных особенностей завихрителей и форсунок камеры сгорания. Большинство работ по проектированию и доводке камеры сгорания сегодня выполняется с использованием натурального эксперимента. Методы моделирования на основе RANS-подхода позволяют на данный момент с удовлетворительным качеством определять аэродинамику (потери) в камере сгорания. На рис. 5, *а* представлены фрагменты сеточной модели, а на рис. 5, *б* – поле скоростей в сечении, расположенном вблизи стенки фронта.

При моделировании процессов горения погрешность прогнозирования поля температур за камерой сгорания составляет в среднем до 5 % (в локальных областях до 20 %), а эмиссии вредных веществ до 300 %. При моделировании с использованием инженерного подхода косвенно учитываются характеристики распыла и смешения, а химическая кинетика процесса горения основывается на учете 2–3 основных реакций. При этом используемые модели горения являются полуэмпирическими (содержат коэффициенты модели, подобранные на основе модельных экспериментов) и имеют ограниченный диапазон применения.

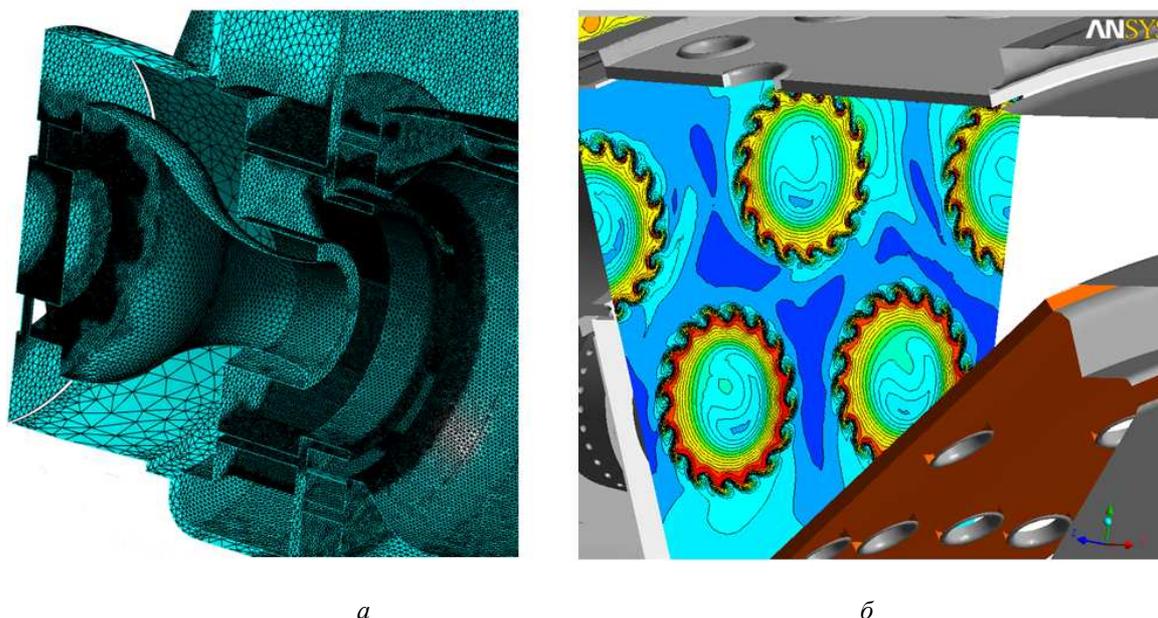


Рис. 5. Моделирование аэродинамики камеры сгорания:
а – фрагмент расчетной сетки, б – поле скоростей

Таблица 1

Вычислительные мощности, необходимые для решения задач инженерного анализа при проектировании ГТД методами моделирования вихрей LES/DES

| Задача | Размерность (млн. ячеек) | | Необходимая память (Гб) | | Количество процессорных ядер | |
|---|--------------------------|--------|-------------------------|--------|------------------------------|--------|
| | стац | нестац | стац | нестац | стац | нестац |
| Аэродинамика неохлаждаемой ступени турбомшины (сектор 10–12°) | 5 | 9 | 7 | 13 | 35 | 63 |
| Аэродинамика охлаждаемой ступени турбомшины (сектор 10–12°) | 30 | 54 | 42 | 75 | 210 | 380 |
| Сопряженный теплообмен охлаждаемой решетки турбомшины (одна лопатка, сектор 10–12°) | 50 | 90 | 70 | 125 | 350 | 630 |
| Аэродинамика и горение в камере сгорания (одна форсунка, сектор 20°) | 75 | 135 | 105 | 190 | 525 | 950 |

Размерность сетки при моделировании сектора камеры сгорания с форсунками и завихрителями в RANS-постановке составляет не менее 15 млн узлов. На рис. 6 представлено поле температур в КС ГТД и скорость реакции образования вредных веществ.

Применение более прогрессивных методов типа LES и DES к оценке процессов в камере сгорания требует увеличения размерности сетки в 5 раз по сравнению с RANS-подходом и распараллеливания на 1000 ядер для получения разумного времени счета. Моделирование полно-размерной камеры сгорания увеличивает эти требования еще на порядок.

ТРЕБОВАНИЯ К ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫМ РЕСУРСАМ

Повышение точности прогнозирования процессов аэродинамики, теплообмена и горения в газотурбинных двигателях может быть достигнуто за счет:

- экспериментального изучения факторов, влияющих на состояние пограничного слоя в проточной части турбомашин, процессов распыла и смешения топлива;
- разработки редуцированных моделей химической кинетики, описывающих процесс горения топлива;

- совершенствования математических моделей на основе экспериментальных исследований;
- совершенствования методов решения задач на основе указанных моделей, обеспечивающих параллелизм (тысячи и десятки тысяч процессорных ядер) на вычислительных машинах с распределенной памятью.

Перечисленные выше требования к вычислительным ресурсам, наличие которых позволит перейти к более точному определению параметров конструкции ГТД за счет использования расчетных методов, сведены в таблицу 1. Данные по размерности различных задач получены опытным путем в ОАО «НПО «Сатурн». Количество процессорных ядер определяется по эмпирическому правилу, подтвержденному практикой ОАО «НПО «Сатурн», согласно которому оптимальное соотношение «цена/производительность» системы достигаются при выделении одного ядра на каждые 0,2 ГБ памяти. При этом все задачи рассматриваются в стационарной ($t = \text{const}$) и нестационарной ($t \neq \text{const}$) постановке. Отметим также, что в каждом случае рассматривается расчет только одного сектора проточной части двигателя. Для расчета проточной части целиком (сектор 360°), необходимо увеличить требуемое количество ресурсов в соответствующее число раз. Так для полного нестационарного расчета камеры сгорания требуется 2,5 Тб оперативной памяти и 12350 процессорных ядер, что при нынешнем уровне развития микропроцессорной техники примерно соответствует системе производительностью 150 Тфлопс.

Из приведенных данных следуют потенциальные ограничения, с которыми сталкиваются отечественные разработчики ГТД, решающие задачу поддержания компетенций в проектировании на мировом уровне. Помимо вышеупомянутых задач экспериментального исследования различных процессов и создания новых математических моделей на их основе, необходима разработка численных методов и реализация этих методов в программном коде, поддерживающем эффективное распараллеливание на 1000–10 000 ядер. Следует отметить, что в настоящее время отечественные программные продукты для расчетного исследования аэродинамики лопаточных машин, тепломассообмена и процессов горения отсутствуют, предприятия отрасли вынуждены использовать зарубежные коммерческие пакеты программ, которые допускают эффективное распараллеливание не

более чем на 100 ядер. В то же время ведущие зарубежные компании аэрокосмической отрасли имеют собственные проприетарные программы, которые позволяют решать указанные задачи.

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ

Многокритериальная оптимизация позволяет расчетным путем найти наиболее эффективное сочетание параметров изделия прежде, чем начинать изготовление опытных экземпляров. Рассмотрим без потери общности задачу многокритериальной минимизации с m независимыми переменными, n целями, p ограничениями в виде неравенств и q ограничениями в виде равенств [6]:

$$\text{Минимизировать } \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (1)$$

$$\text{при условии } \mathbf{g}(\mathbf{x}) \geq 0, \mathbf{h}(\mathbf{x}) = 0$$

где $\mathbf{x} = (x_1, \dots, x_m) \in X$, \mathbf{x} – вектор решений (независимых переменных), X – пространство параметров, $\mathbf{f}(\mathbf{x})^T = [f_1(\mathbf{x}), \dots, f_n(\mathbf{x})]$ – цели, $\mathbf{g}(\mathbf{x})^T = [g_1(\mathbf{x}), \dots, g_p(\mathbf{x})]$ – ограничения в виде неравенств, $\mathbf{h}(\mathbf{x})^T = [h_1(\mathbf{x}), \dots, h_q(\mathbf{x})]$ – ограничения в виде равенств. Вектор решений $\mathbf{a} \in X$ является доминирующим над вектором $\mathbf{b} \in X$ (обозначается как $\mathbf{a} \prec \mathbf{b}$) если выполняется условие $\forall i \in \{1, \dots, n\}: f_i(\mathbf{a}) \leq f_i(\mathbf{b}) \wedge \exists j \in \{1, \dots, n\}: f_j(\mathbf{a}) < f_j(\mathbf{b})$. Вектор \mathbf{a} называют недоминируемым на множестве $X' \subseteq X$ если в X' нет вектора доминирующего над \mathbf{a} . Множество решений X' , для которого выполняется условие

$$\forall \mathbf{a}' \in X': \neg \exists \mathbf{a} \in X: \mathbf{a} \prec \mathbf{a}' \wedge$$

$$\|\mathbf{a} - \mathbf{a}'\| < \varepsilon \wedge \|f(\mathbf{a}) - f(\mathbf{a}')\| < \delta,$$

где $\|\cdot\|$ – метрика расстояния и $\varepsilon > 0$, $\delta > 0$, называется локальным Парето – оптимальным множеством. X' является глобальным Парето – оптимальным множеством если $\forall \mathbf{a}' \in X': \neg \exists \mathbf{a} \in X: \mathbf{a} \prec \mathbf{a}'$.

Таким образом, задача многокритериальной оптимизации является задачей нахождения глобального Парето – оптимального множества решений. На сегодняшний день известен ряд методов многокритериальной оптимизации, опирающихся на нелинейное программирование, генетические алгоритмы и т. д., которые используются, в том числе, и при проектировании газотурбинных двигателей. Один из наиболее эффективных алгоритмов многокритериальной оптимизации с ограничениями – генетический алгоритм NSGA-II [7]. Особенностью дан-

ного алгоритма является то, что на каждом шаге вычислений генерируется новая популяция из N решений, для каждого из которых должны быть вычислены функции $f(\mathbf{x})$, $g(\mathbf{x})$ и $h(\mathbf{x})$. Типичной является популяция из 100 решений, которая эволюционирует в течение 500 поколений. Нетрудно оценить, что в этом случае необходимо 50 000 вычислений функций $f(\mathbf{x})$, $g(\mathbf{x})$, $h(\mathbf{x})$. Таким образом, исходя из практических соображений для того, чтобы сократить затраты времени до разумных пределов, необходимо предложить способ нахождения Парето – оптимального набора решений хотя бы за 500 вычислений точных моделей исследуемых зависимостей. Для достижения этой цели используются подходы, опирающиеся на использование вместо зависимостей (1) их приближенных моделей, так называемых моделей поверхности отклика (Response Surface Model – RSM). Известен широкий ряд способов построения RSM – от наиболее простых на основе метода наименьших квадратов до более изощренных, таких как метод группового учета аргументов, нейронные сети радиального базиса и др. Как правило, подобные модели строятся на основе обучающей выборки, которая создается с помощью одного из методов планирования эксперимента (Design Of Experiment – DOE). Использование подобных техник позволяет снизить требуемое количество вычислений функций $f(\mathbf{x})$, $g(\mathbf{x})$ и $h(\mathbf{x})$ на 2 порядка [8].

На основании данных, приведенных в табл. 1, можно оценить размерность задачи многокритериальной оптимизации. Например, для двигателя SaM146, разработанного совместно ОАО «НПО «Сатурн» и компанией Snecma (Франция) и имеющего одноступенчатый вентилятор, 3 ступени в компрессоре низкого давления, 6 ступеней в компрессоре высокого давления и, соответственно, 1 и 3 ступени в турбинах высокого и низкого давления, однократное вычисление функций $f(\mathbf{x})$, $g(\mathbf{x})$ и $h(\mathbf{x})$ (расчет по секторам в нестационарной постановке) может быть выполнено на системе, имеющей 0,65 Тб оперативной памяти и 2 800 процессоров за 40 часов. Данная оценка получена на основе подсчета общего количества операций с плавающей точкой, которое необходимо выполнить для расчета всех элементов описанной конструкции, и оценки быстродействия указанной системы (примерно 33 Тфлопс). Нетрудно оценить, что с использованием RSM (500 вычислений зависимостей (1)) полная оптимизация конструкции изделия в такой постановке составила бы 2,3

года. Полный нестационарный расчет такого двигателя по сектору 360° (при наличии соответствующего программного обеспечения) занял бы более 60 часов на системе, имеющей 11 Тб памяти и 53 750 процессоров (630 Тфлопс). Для оптимизация конструкции на базе приближенных моделей потребовалось бы более 4 лет, что уже сравнимо с циклом разработки нового двигателя (7 лет). Необходимо отметить, что данные оценки дают нижнюю границу требуемого времени, поскольку помимо упомянутых выше исследований должны быть сделаны расчеты на обрыв лопатки вентилятора, попадание птицы в двигатель, акустические расчеты и др., время выполнения которых здесь не оценивалось.

Кроме того, следует отметить, что в настоящее время все большее внимание уделяется задаче исследования устойчивости найденного оптимального решения (robust analysis). В реальном мире независимые переменные \mathbf{x} могут иметь стохастические отклонения от величин, для которых найдены оптимальные значения $f(\mathbf{x})$. Это может быть, например, следствием отклонений в производственном процессе, что в свою очередь приводит к изменению геометрических параметров или химического состава деталей изделия. Поэтому очень важно оценить степень влияния случайных изменений \mathbf{x} с учетом их вероятностных характеристик на итоговое значение $f(\mathbf{x})$, в частности, для этого может быть использован метод Монте-Карло. Соответственно все расчеты должны быть выполнены $\prod_{i=1}^m n_i$ раз, где \mathbf{n} – вектор, содержащий количества вариаций компонентов вектора \mathbf{x} .

Таким образом, можно сделать вывод, что даже использование систем петафлопсной производительности не позволит решить задачи оптимизации двигателя в целом на нестационарном режиме и исследования устойчивости найденного решения с использованием моделей LES/DES/DNS. Очевидно, что в обозримом будущем задачи оптимизации будут решаться либо для отдельных элементов конструкции, либо для изделия целиком, но на основе упрощенных моделей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из изложенного выше материала следует, что задача сохранения компетенции в проектировании ГТД на мировом уровне требует серьезных инвестиций, во-первых, в создание экспе-

риментальной базы для исследования аэродинамики лопаточных машин, тепломассообмена и горения и, во-вторых, в создание отечественных пакетов программ инженерного анализа, эффективно работающих в среде с сотнями и тысячами процессорных ядер.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Зеленков Ю. А.** Использование компьютеров в машиностроении. Опыт НПО «Сатурн» // Суперкомпьютерные технологии в науке, образовании и промышленности / Под ред. В. А. Садовниченко [и др.]. М.: Изд-во Московск. ун-та, 2009. 232 с.
2. **Ли К.** Основы САПР (CAD/CAM/CAE). СПб.: Питер, 2004. 560 с.
3. The Core Competence of the Corporation / С. К. Prahalad [etc.] // Harvard Business Review. 1990, № 68 (3). P. 79–91.
4. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях / Под ред. В. Г. Августиновича, Ю. Н. Шмотина. М.: Машиностроение, 2005. 536 с.
5. Влияние выбора математической модели на достоверность предсказания коэффициента теплоотдачи на поверхности лопатки турбины / Ю. Н. Шмотин [и др.] // Конверсия в машиностроении. 2007. №4/5 (83–84). С. 48–55.
6. Multiobjective Optimization and Control. / Liu G.P. [etc.] // Research Studies Press Ltd., 2003. 330 p.
7. A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithm for multi-objective optimization: NSGA-II / K. S. Deb [etc.] // Proceedings of the Parallel Problem Solving from Nature VI, 2000. P. 849–858.

8. **Зеленков Ю. А.** Метод многокритериальной оптимизации на основе приближенных моделей исследуемого объекта // Вычислительные методы и программирование. 2010. Т. 11, № 2. С. 92–102.

ОБ АВТОРАХ

Зеленков Юрий Александрович, директор по инф. технологиям ОАО «НПО «Сатурн». Дипл. инженер по газотурбинным двигателям (РАТИ, 1986). Канд. физ.-мат. наук по механике деформируемого твердого тела (СПбГУ, 1998). Иссл. в обл. АСУ, методов математическ. моделирования и оптимизации.

Шмотин Юрий Николаевич, ген. констр. ОАО «НПО «Сатурн». Дипл. инженер-механик по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (ПГТУ, 1995). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергетическ. установкам летательн. аппаратов (ПГТУ, 1999). Иссл. в обл. мат. моделирования аэродинамики, теплообмена, прочности и оптимизации.

Чупин Павел Владимирович, нач. ОКБ-1 ОАО «НПО «Сатурн». Дипл. магистр механики жидкости и газа (ПГУ, 2002). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергетическ. установкам летательн. аппаратов (РГАТА, 2010). Иссл. в обл. математическ. моделирования аэродинамики, теплообмена и прочности.