

УДК: 621.45.034

## **Модель газотурбинного двигателя и его системы управления для особых значений углов атаки и метеорологических условий**

Костюков В.М., Капырин Н.И.

### **Аннотация**

В работе представлен вариант модернизации математической модели газотурбинного двигателя (ГТД) при помощи дополнительных моделей атмосферы и искривления воздушного потока в воздухозаборнике ГТД с целью уточнения влияния связанных явлений на динамику двигателя и планера летательного аппарата. В реализации всех этапов работы использован инструментарий математического моделирования воздушного потока в объёмах ГТД с открытым исходным кодом (свободной лицензией), позволившего уточнить характеристики динамики ГТД и, как следствие, точностные свойства САУ ЛА и ГТД.

### **Ключевые слова**

системы управления; модели газотурбинных двигателей; приёмистость; нестационарный режим работы ГТД; неравномерность потока; численное моделирование газовой динамики (CFD); OpenFOAM

### **Введение**

Из всех узлов и систем современного летательного аппарата (ЛА) двигатель является наиболее сложным объектом для моделирования. Высокие скорости протекания газодинамических процессов, значения температуры и давления, в десятки раз превышающие нормальные, а также прямое влияние большинства процессов на динамику ЛА придают задаче моделирования газотурбинных двигателей (ГТД) первостепенную важность с точки зрения безопасности полёта и конструктивной сохранности ЛА и ГТД. И одним из наиболее многообещающих направлений улучшения ГТД является улучшение систем управления [1].

Среди инструментария математического моделирования ГТД имеется множество пакетов программ, предназначенных для исследования работы ГТД и упрощения процесса проектирования (GasTurb 11 [2], NASA EngineSim [3], MetaСАПР САМСТО (УГАТУ) [4] и

др.). Однако даже хорошо документированные модели, применяемые в этих системах, не всегда готовы быть встроенными в среду моделирования динамики полёта.

В то же время, моделям ГТД, широко используемым в программах моделирования динамики полёта, не достаёт механизма добавления конкретных характеристик, позволяющих отразить конкретные процессы в рамках поставленной задачи моделирования. Применяемые модели часто включают лишь высотно-скоростные дроссельные и расходные характеристики, а приёмистость чаще всего моделируется при помощи одного динамического звена с запаздыванием ([6]).

Целью обсуждаемой работы была реализация наиболее подходящей модели для встраивания в систему моделирования динамики ЛА и дополнение её моделями искривления воздушного потока в воздухозаборнике ГТД и нестандартных метеорологических условий эксплуатации ГТД (т.е. не соответствующих международной стандартной атмосфере, МСА при заданном положении ЛА).

Результаты включают пример решения задачи уточнения всережимной динамической модели (ВДМ) ГТД через замену конкретных экспериментальных характеристик — с константы на параметрическую зависимость, получаемую в работе путём численного моделирования.

Для изучения влияния угла атаки ЛА на характеристики ГТД в программе GMSH [7] была реализована объёмная модель в конечных элементах (МКЭ) воздухозаборника большого транспортного самолёта, на расчётной сетке которой были проведены расчёты средствами численного газодинамического моделирования в пакете OpenFOAM [8]. Результаты расчётов послужили основой для уточнения влияния положения ЛА на свойства воздухозаборника. Для визуализации был использован пакет ParaView [9].

## 1. Динамическая модель ЛА

Система моделирования динамики полёта ЛА должна включать в себя все блоки, представленные на рисунке 1.

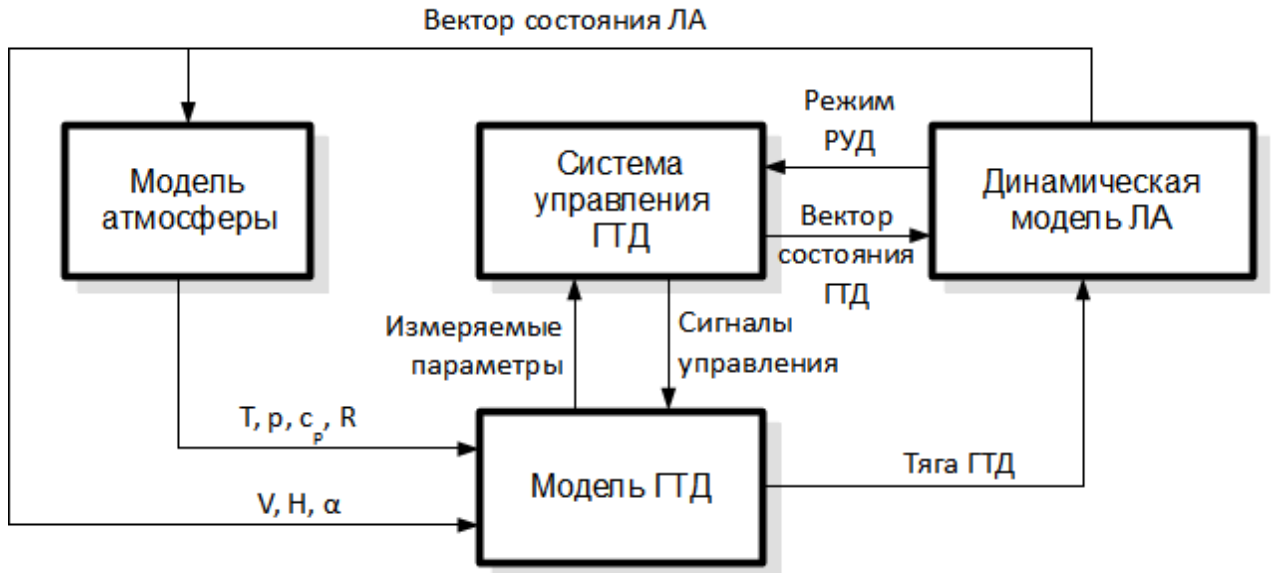


Рис. 1. Структурная схема моделируемой системы

**Модель атмосферы** (согласно [10]) даёт количественную характеристику внешним факторам, воздействующим на ЛА. **Модель ЛА** (представленная в [5]) позволяет предсказать его реакции на изменение внешних и внутренних сил. В неё входит модель САУ, ЛА, модель движения, модели приборов и др. **Модель ГТД** характеризует динамическое поведение двигателя, по которой в итоге рассчитывается сила тяги ГТД. **Модель СУ ГТД** задаёт управляющие сигналы для модели ГТД, отслеживает показатели эффективности его работы и предотвращает возникновение опасных режимов работы.

## 2. Модель ГТД и системы управления

Математическая модель ГТД, реализованная и представленная в данной работе, имеет два применения в контексте исследования: во-первых, она позволяет лучше имитировать работу двигателя в системе моделирования ЛА [5], а во-вторых, она служит базовой моделью для разработки и отладки регулятора, позволяя найти оптимальную программу управления при заданных ограничениях.

Чаще всего, в пакетах моделирования встречается модель, построенная согласно схеме нулевого уровня (рис. 2). Исходными данными здесь служат дроссельные и расходные высотно-скоростные характеристики.

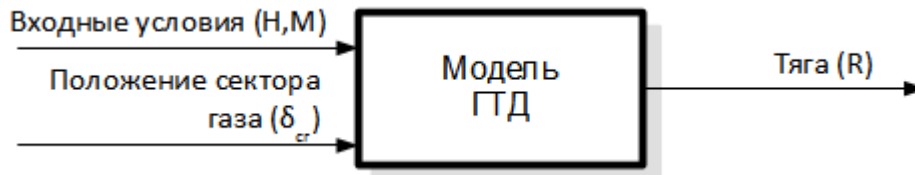


Рис. 2. Структурная схема модели нулевого уровня

Работа ГТД в такой модели описывается следующей зависимостью :

$$R = c_2 \left( \frac{V}{V_0} \right)^{k_1} \left( \frac{H}{H_0} \right)^{k_2} \quad (1)$$

где  $\delta_{сг}$  – положение сектора газа (безразмерная величина),

$V_0, H_0$  – расчётные значения скорости и высоты полёта,

$k_1, k_2$  – коэффициенты, отражающие динамику системы.

Модель в форме уравнения 1 является более простой в реализации, но не позволяет наглядным образом уточнить вклад отдельных узлов в работу ГТД, а поскольку динамические характеристики двигателя связаны с характеристиками каждого узла в отдельности, она не может применяться для точного моделирования поведения ГТД на переходных режимах (прежде всего, приёмистости и дросселирования, а также наиболее интересных аварийных режимах). Модель первого уровня является более приемлемой с точки зрения задач, поставленных в данной работе, поскольку она позволяет исследовать вклад каждого отдельного узла в работу ГТД. При этом все узлы ГТД характеризуются математическими моделями нулевого уровня, что позволяет сохранить сравнительную простоту реализации.

За основу в данной работе была взята классическая всережимная динамическая модель (ВДМ) одноконтурного турбо-реактивного двигателя (ТРД), описанная в [11] и [12]. Модель реализована со следующими допущениями :

1. термодинамические процессы в лопаточных машинах рассматриваются как стационарные ;
2. как воздух, так и газ, полученный в результате смешивания воздуха с топливом, считаются идеальными газами с постоянной удельной теплоёмкостью.

Структурная схема реализованной модели показана на рис. 3.

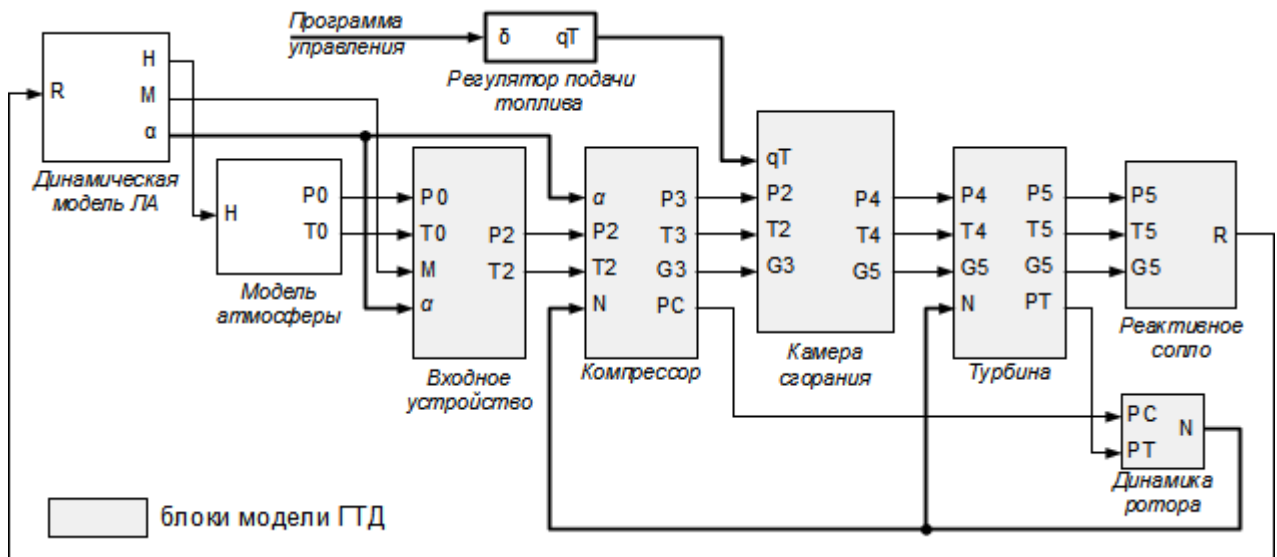


Рис. 3. Структурная схема узлов модели ТРД в контексте моделируемой системы

Блоки, выделенные на схеме рис. 3 серым цветом, описывают отдельные узлы ТРД — именно уточнение их описания было основной целью данной работы.

Условия полёта характеризуются числом Маха  $M_{П}$ , высотой полёта  $H$  и углом атаки набегающего потока  $\alpha$ . Регулирующим фактором является расход топлива ОКС. Выходными параметрами являются частота вращения ротора  $n$ , газодинамические параметры во всех сечениях основных узлов двигателя ( $p_i$ ,  $T_i$ ,  $G_i$ ), тяга сопла  $R$ , запас газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессора а также работа, совершаемая компрессором  $N_K$  и турбиной  $N_T$ .

Расчёт начинается с определения входных параметров воздушного потока и заканчивается нахождением параметров выходного потока и определением тяги. Модель ГТД первого уровня была составлена в математическом пакете **Scilab** на основе уравнений, приводимых в [11] и [12].

Исходными данными для построения модели конкретного двигателя являются характеристики его основных узлов. Базовыми характеристиками являются :

1. характеристика входного устройства (степень падения полного давления) :

$$\sigma_{вз} = P_2^* / P_1^*,$$

2. расходная характеристики и КПД компрессора :

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta_k^* = f(G_{вп}, P_{вп}^*) \\ \eta^* = f(G_{вп}, P_{вп}^*) \end{array} \right.$$

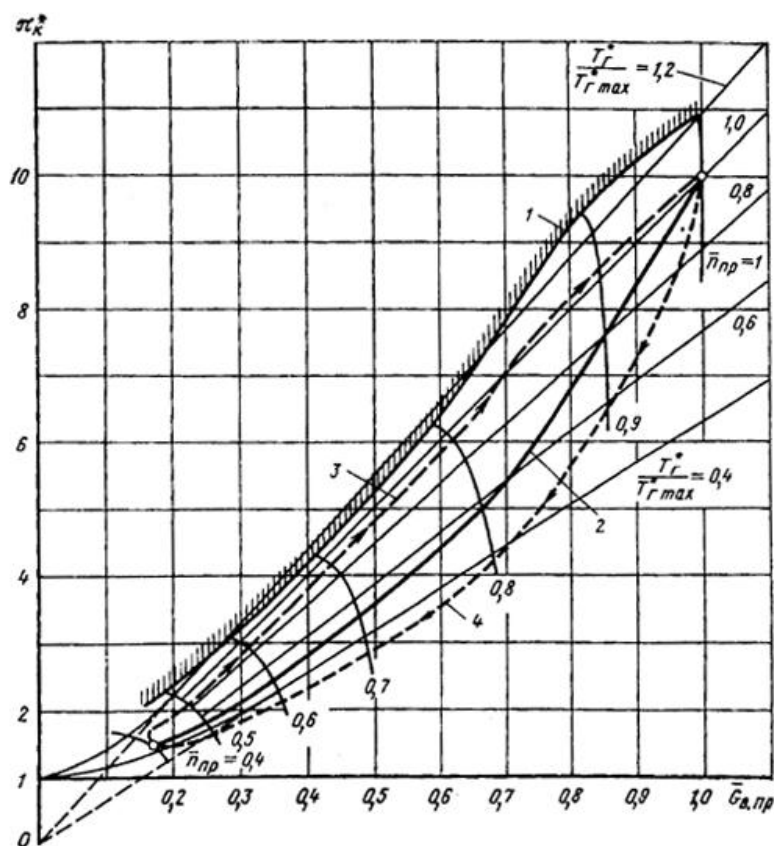
3. характеристики основной камеры сгорания (коэффициент падения полного

давления) :  $\sigma_{kc} = P_4^*/P_3^*$  и КПД  $\eta_{kc}$ ),

4. характеристики турбины считаются постоянными и находятся в результате термогазодинамического расчёта
5. характеристики сопла (коэффициент скоростных потерь  $\varphi_c$ ),
6. момент инерции ротора компрессора и турбины  $J_z$ , и его механический КПД  $\eta_m$ .

Характеристики всех узлов конкретного ТРД как правило недоступны. Поэтому в данной работе используются характеристики, отражающие общие закономерности протекания процессов в ТРД, почерпнутые из открытой литературы, прежде всего [11]. Однако после необходимого масштабирования по расчётной точке они могут дать приближённое представление о динамическом поведении любого другого ТРД.

Использованная в работе характеристика компрессора, полученная из [11], приведена на рисунке 4.



**Рис. 4.** Исходная характеристика компрессора с нанесёнными линиями совместной работы компрессора и турбины

Эта характеристика отражает зависимость степени повышения полного давления в компрессоре ( $\pi_k^*$ ) от относительного приведённого расхода воздуха через него ( $\bar{G}_{в.пр}$ ) и

относительного приведённого количества оборотов вала компрессора ( $\overline{n_{пр}}$ ).

Задача моделирования критических метеорологических условий была решена введением в комплекс моделирования полноценной модели атмосферы, реализованной согласно [10]. В изменение рабочих условий может быть выражено изменением параметров окружающей среды или также параметров рабочего тела. Нормальные свойства воздуха и топливо-воздушной смеси хранятся в программе в виде констант, приведённых в таблице 1.

**Таблица 1.**

Параметры, описывающие газ в тракте ГТД

Параметры рабочего тела	Воздух	Продукты сгорания
Показатель адиабаты	$k = 1.4$	$k_{г} = 1.33$
Удельная газовая постоянная, Дж/кг·К	$R = 287.05287$	$R_{г} = 287.6$
Удельная теплоёмкость, Дж/кг·К	$c_p = 1005$	$c_{pг} = 1165$

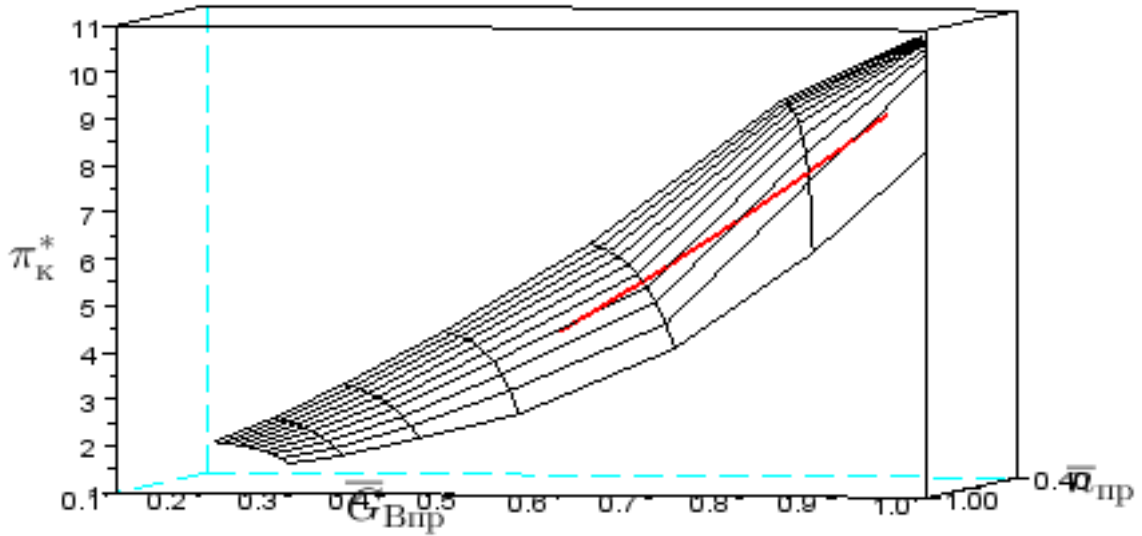
Изменение теплоёмкости рабочего тела и газовой постоянной вместе с изменением температуры может отражать попадание дождя или снега в воздухозаборник ГТД, и таким образом модель позволяет учесть очень широкий спектр метеорологических явлений.

Разработка ВДМ была выполнена в математическом пакете **Scilab**, позволившем на языке высокого уровня описать взаимодействие всех узлов ГТД.

В стационарном режиме математическая модель позволяет рассчитать требуемое потребление топлива исходя из заданного режима работы. Результаты расчёта позволяют сформировать программу управления для реального двигателя, обладающего такими же основными характеристиками.

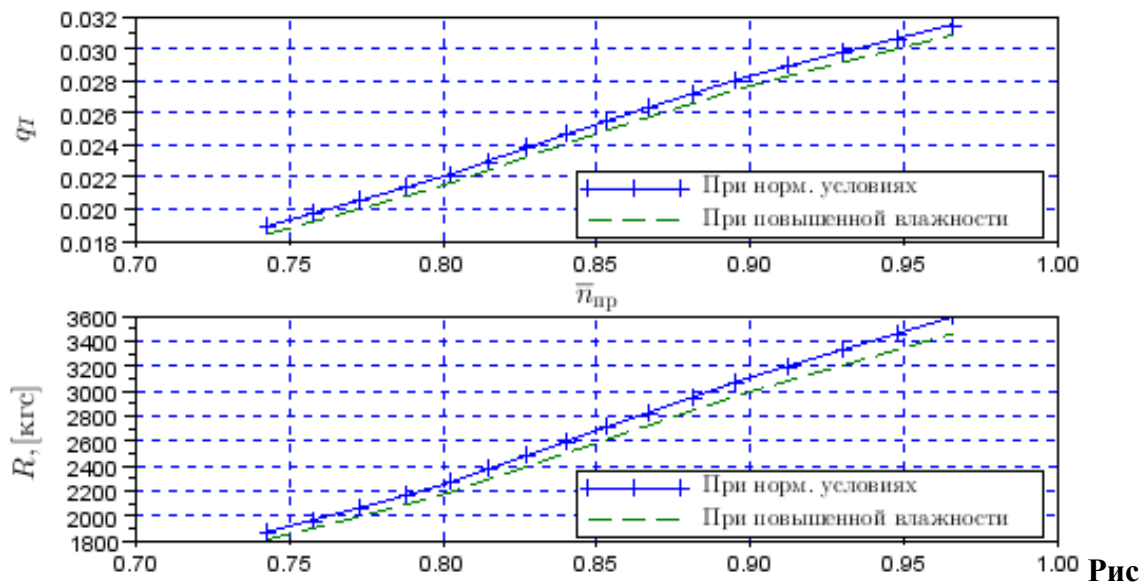
На рис. 5 и 6 показан стационарный расчёт работы ГТД при разгоне ( $\overline{G_e} = 0,55 \dots 0,95$ ) и повышении температуры за турбиной:  $T_e^* = 1000 \dots 1500 \text{ K}$  для обычного воздуха (сплошная линия) и для повышенной влажности ( $R = 300 \text{ Дж / (кг*К)}$ , пунктир).

## Характеристика компрессора



**Рис. 5.** Рассчитанная линия рабочего режима поверх характеристики компрессора

В качестве одного из выходных графиков программы здесь показана трёхмерная характеристика компрессора, на которой системой моделирования была построена линия рабочего режима.



**6.** Моделирование разгона ТРД при повышенной влажности воздуха  
Из результатов, представленных на рис. 6, можно сделать вывод, что для поддержания требуемых значений регулируемых параметров  $\bar{G}_e$  и  $T_e^*$  при повышенной влажности воздуха (пунктирная линия) требуется меньше топлива, чем при более сухом воздухе, при этом



заметно, что снижение расхода топлива ведёт к закономерному снижению тяги.

Значения режима работы вдоль полученной линии затем используются в качестве программы управления  $q_T = f(n)$ , сопоставляя расход топлива с количеством оборотов вала ТРД.

### 3. Моделирование приёмистости

Динамический расчёт при помощи реализованной модели позволяет отследить реакцию ГТД на изменение внешних условий или управляющих факторов, задаваемых программой управления, и изменяемых с некоторым временным шагом.

Исходя из соотношения мощностей на валу компрессора и турбины, время протекания газодинамических процессов, введённое на рис. 6, рассчитывается путём интегрирования уравнения динамики ротора:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_{ct} - N_{gt}}{J} \quad (2)$$

Таким же образом рассчитывается переходный процесс под действием произвольной программы управления  $q_T = f(n)$ . Задавшись программой управления, описанной уравнением 3, мы получим результаты моделирования, показанные на рисунке 7.

$$q_T = \begin{cases} 1.44 < 50 \\ 1.325 < 60 \\ 1.506 < 70 \\ 1.42 > 70 \end{cases} \quad (3)$$

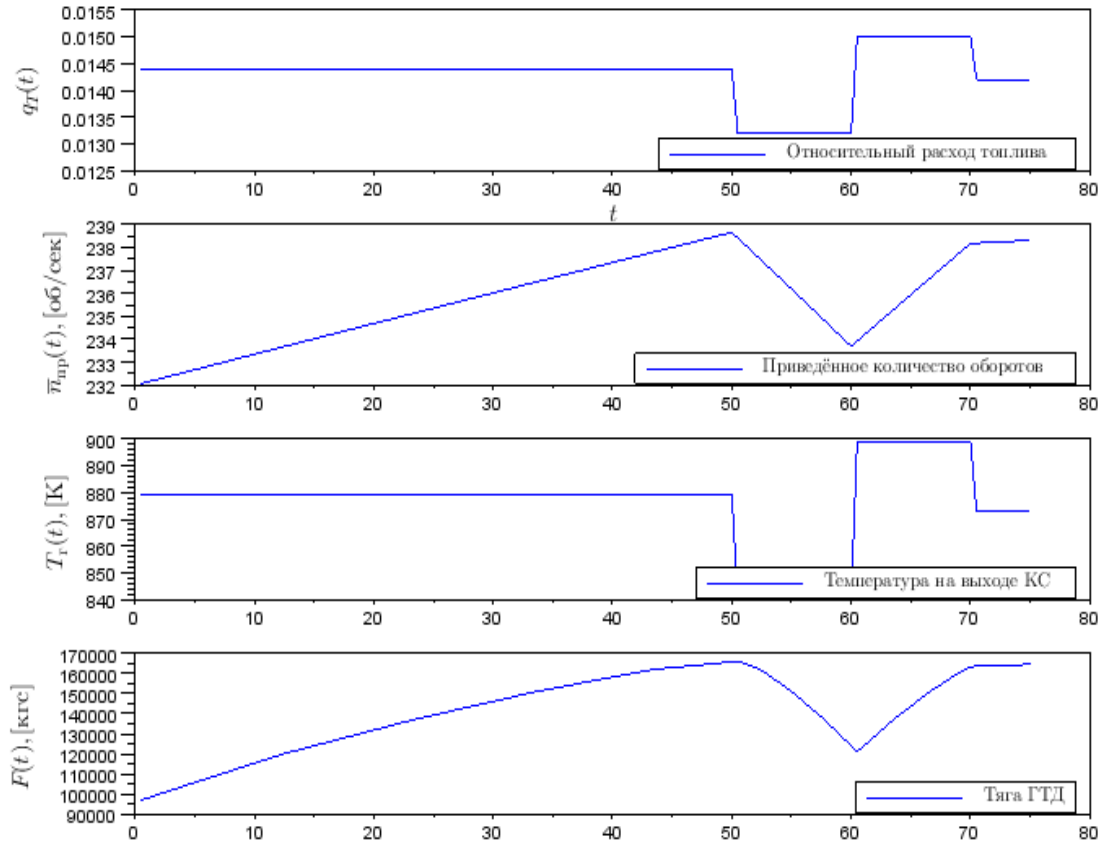


Рис. 7.

#### Динамическое моделирование работы ГРД

Здесь представлена реакция системы на изменение расхода топлива  $q_T$ , которое сразу ведёт к изменению температуры газов на входе турбины  $T_2^*$  и значения количества оборотов вала ГРД  $n$ , и существенно более медленному изменению тяги  $F$ .

#### 4. Учёт углов атаки

Искривление полного давления потока в воздухозаборнике является одной из основных причин снижения эффективности ГТД и изнашивания лопаток компрессора вследствие вибрации [13].

Для учёта изменения силы тяги при движении ЛА с ненулевым углом атаки (или скольжения) было решено уточнить модель при помощи дополнительной характеристики, полученной путём численного моделирования, привязанных к геометрии входного устройства ГТД.

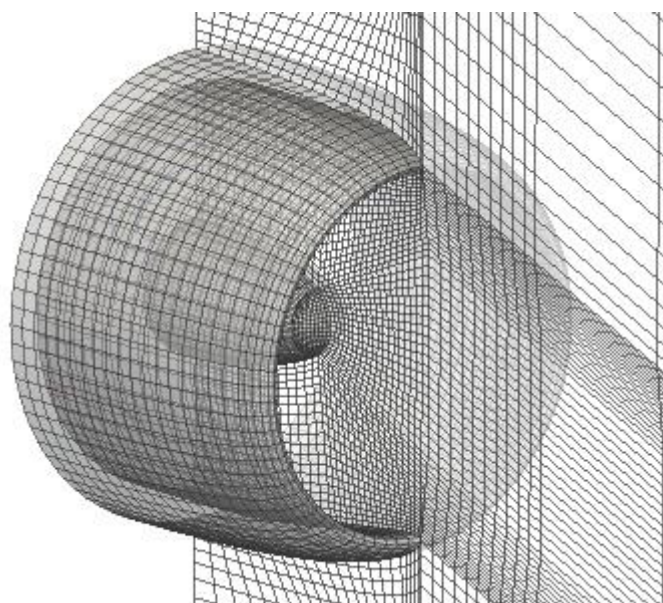
При расчёте воздействия на работу ГТД искривления входящего потока кроме прочих методов был применён метод параллельных компрессоров [13]. Он состоит в разделении внутреннего пространства компрессора на две зоны, считающиеся независимыми и имеющие разные входные условия и характеристики рабочего процесса. В качестве характеристики

независимых секций берётся общая характеристика компрессора, масштабированная с учётом соотношения объёмов рассматриваемых секций.

Давление на выходе компрессора считается равномерно распределённым. Этот метод эффективно работает при угловой протяжённости искривления, большей чем  $60^\circ$ , когда длительность нахождения одной лопатки компрессора в зоне пониженного давления на несколько порядков больше длительности, за которую лопатки смешивают два потока воздуха с разными параметрами, в то время как в зонах меньшей протяжённости эта длительность приблизительно одинакова.

Согласно вышеназванному методу, возникновение условий для помпажа одного из параллельно включённых компрессоров приводит к помпажу всего компрессора.

Реализованная модель в конечных элементах представлена на рисунке 8.



**Рис. 8.** Общий вид модели воздухозаборника

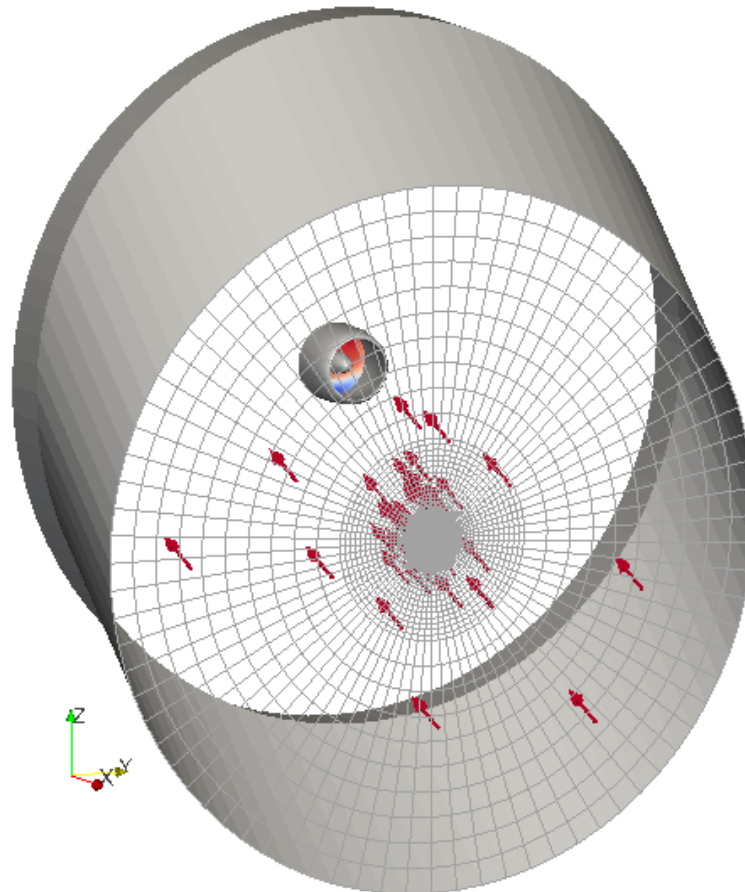
Модель была реализована в пакете **GMSH** [7] и содержит около  $85 * 10^4$  ячеек.

Уравнения для расчёта газового потока выводятся из фундаментальных физических законов к области механики жидкости и газа. В случае невязкого течения, переменные состояния в каждой точке описываются уравнениями Эйлера [14]. В среде OpenFOAM этой постановке отвечает код **rhoSimpleFoam**, который и был использован здесь для моделирования нестационарного течения сжимаемого до- и сверхзвукового воздушного потока. Среди допущений моделирования — отсутствие турбулентности и вязкости воздуха.

Также для упрощения был выбран конкретный набор условий для расчёта одного режима работы при высоте  $H = 0$  и скорости набегающего потока 272 м/с (0.8 М).

Предполагается, что воздухозаборник работает в идеальном режиме, расход воздуха через компрессор равен идеальному расходу через воздухозаборник (без потерь от столкновения с кромками, из входного потока с сечением равным входному сечению воздухозаборника).

Вся расчётная область представляет собой цилиндр, передняя сторона которого (со стороны набегающего потока) вытянута вдоль оси  $X$  под углом, соответствующем рассматриваемому углу атаки, что позволяет уменьшить численные ошибки (рис. 9).



**Рис. 9.** Расчётная область для моделирования работы воздухозаборника (угол атаки: 40 градусов)

Здесь на выходном сечении воздухозаборника видна неравномерность входных условий компрессора (полного давления) при полёте с углом атаки 20 градусов.

Вся поверхность расчётной области разделяется на семь различных зон с особыми граничными условиями, описанными в таблице 2 (названия соответствуют принятым в среде OpenFOAM [8]).

**Таблица 2.**

### Граничные условия расчётной области

Название границы	Величина	Граничное условие	
Место выхода воздушного потока	p	type value	fixedValue; uniform 1;
	U	type value	pressureInletOutletVelocity; uniform (0 0 0);
	T	type inletValue value	inletOutlet; uniform 1; uniform 1;
Плоскость симметрии модели	p	type	symmetryPlane;
	U	type	symmetryPlane;
	T	type	symmetryPlane;
Лицевая сторона компрессора	p	type	zeroGradient;
	U	type	zeroGradient;
	T	type	zeroGradient;
Поверхность воздухозаборника	p	type	zeroGradient;
	U	type	slip;
	T	type	zeroGradient;
Место входа воздушного потока	p	type value	fixedValue; uniform 1;
	U	type value	fixedValue; uniform (-0.612836 0 0.5142301);
	T	type inletValue value	inletOutlet; uniform 1; uniform 1;
Внутренняя стенка аэродинамической трубы	p	type	zeroGradient;
	U	type	slip;
	T	type	zeroGradient;

В результате моделирования течения на разных углах атаки было получено представление о протекании воздуха в тракте воздухозаборника и о появлении искривления потока на лицевой стороне компрессора (чёрными линиями на рис. 10 - 12 показан путь частиц в воздушном потоке, серыми — контуры одинакового полного давления) :

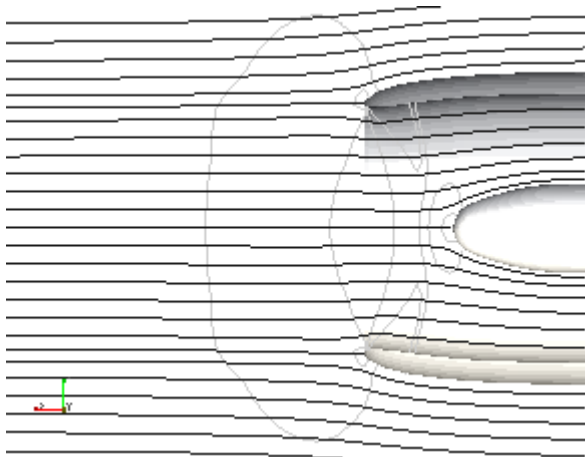


Рис. 10. Отсутствие искривления

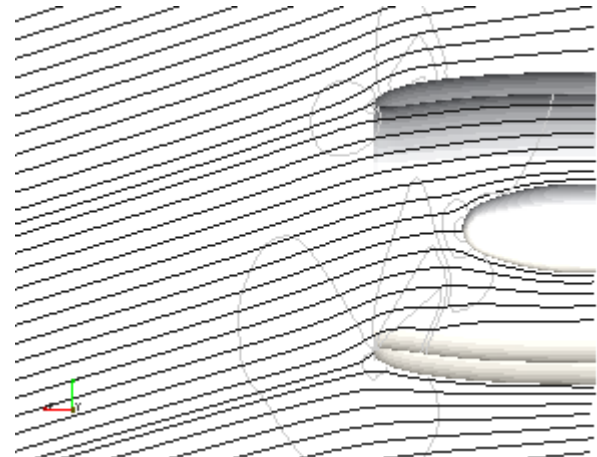


Рис. 11. Искривление при 20 градусах УА

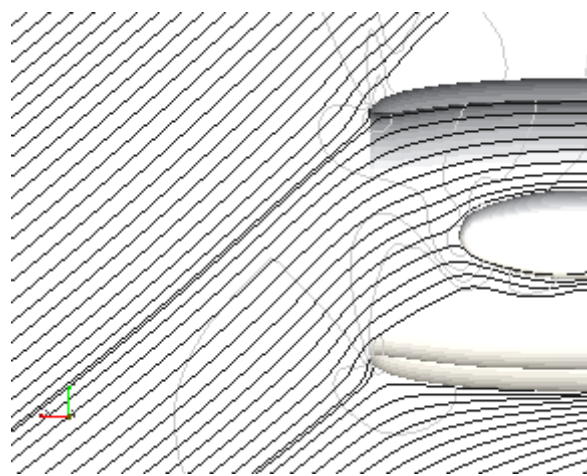


Рис. 12. Искривление при 40 градусах УА

На рисунках 10 - 12 можно наблюдать, как изменение направления входящего потока изменяет распределение воздушных струек при прохождении воздухозаборника (УА — угол атаки).

Набор значений полного давления  $p_i^*$  во всех рассчитанных точках выходного сечения воздухозаборника был сокращён до двух усреднённых значений для «верхней» и «нижней» половин сечения.

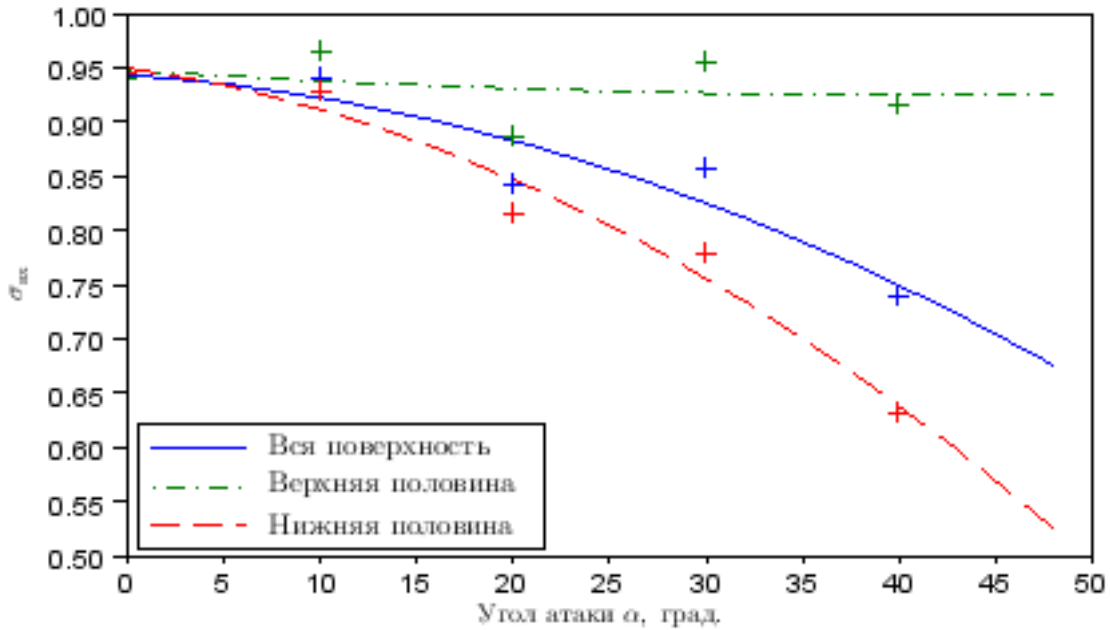
Степень восстановления полного давления для каждой половины была найдена по следующей формуле :

$$\sigma_{63} = p_2^* / p_1^* \quad (4)$$

Для обработки результатов моделирования был использован пакет **ParaView**.

Интересующие средние значения полного давления были вычислены путём последовательного наложения фильтров на исходный массив данных.

Полученная зависимость степени восстановления полного давления от угла атаки для верхней и нижней половин представлена на рисунке 13 :

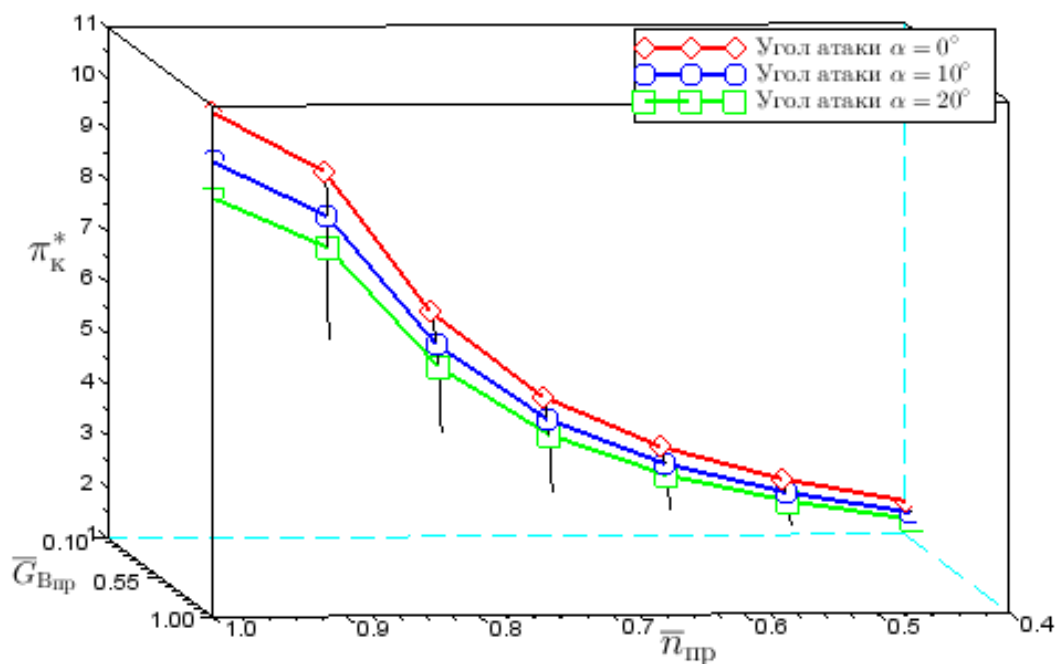


**Рис. 13.** Зависимость степени восстановления полного давления от угла атаки

На графике наглядно отражена закономерность развития неравномерности распределения полного давления на лицевой стороне компрессора: среднее значение коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_{ax}$  (сплошная линия на рис. 13) падает с ростом угла атаки, значение коэффициента в верхней части воздухозаборника остаётся почти на одном и том же уровне, в нижней половине давление падает очень резко.

Полученная кусочно-линейная аппроксимация характеристики воздухозаборника на разных углах атаки была встроена в модель ГТД. На рисунке 14 представлен результат расчёта запаса ГДУ компрессора при разных углах атаки.

## Характеристика компрессора



**Рис. 14.** Снижение ГДУ компрессора при искривлении входящего потока

На этом графике заметно снижение границы газодинамической устойчивости (кривая помпажа) при попадании в воздухозаборник искривлённого воздушного потока.

Такой же подход планируется применять в процессе встраивания других новых характеристик для уточнения работы узлов ВДМ, при условии достаточной точности, позволило бы улучшить прогноз наступления состояния помпажа во время динамических манёвров.

### Выводы

Решение поставленной задачи потребовало разработки комплекса для моделирования динамики работы турбореактивного авиационного двигателя с различными программами управления и при различных полётных условиях. В результате была реализована математическая модель для расчёта газодинамических процессов, происходящих в тракте ГТД, его реакции на изменение управляющих воздействий и параметров окружающей среды. Рассчитываемые характеристики позволяют судить об эффективности работы ГТД на разных режимах и при конкретных условиях окружающей среды в конкретных точках на траектории ЛА.



В расчётах отражены основные газодинамические процессы, протекающие в узлах двигателя на разных режимах работы и при разных атмосферных условиях. На основании численного расчёта протекания газового потока через воздухозаборник выдвинута реалистичная модель, характеризующая влияние движения ЛА с ненулевым углом атаки на эффективность ГТД.

Кроме того, была собрана и протестирована цепь инструментов с открытым исходным кодом — **Scilab**, **GMSH**, **OpenFOAM**, **ParaView** и др. Работоспособность программного обеспечения подтверждается результатами проведённого моделирования для разных погодных условий и эксплуатационных ситуаций ГТД.

### Библиографический список

1. More Intelligent Gas Turbine Engines: RTO TECHNICAL REPORT TR-AVT-128. NASA, 2009.
2. Joachim Kurzke. GasTurb. 2011.
3. EngineSim. NASA, 2011.
4. Михайлова А.Б., Ахмедзянов Д.А., Михайлов А.Е. Разработка программного комплекса для повышения эффективности ранних стадий проектирования современных и перспективных авиационных газотурбинных двигателей // «Молодой учёный». 2011. № 6 (29).
5. Костюков В.М., Нгуен Н.М. Разработка математического имитатора алгоритмов управления пространственным движением самолёта // Вестник МАИ. 2010. Vol. 17, № 2. P. 101–113.
6. Борисенко Ю.Г., Кузнецов А.Г. Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолётов // Труды МИЭА. 2010. Vol. 2, № 2. P. 10–16.
7. Christophe Geuzaine, Jean-Francois Remacle. An introduction to geometrical modelling and mesh generation with Gmsh. 2008.
8. Henry Weller et al. Руководство пользователя по OpenFOAM [Electronic resource]. URL: <http://www.openfoam.com/docs/user/>.
9. Jean M. Favre, Jan Vos. ParaView in Aerodynamics [Electronic resource] // Kitware. 2010. URL: [www.kitware.com/products/html/ParaViewInAerodynamics.html](http://www.kitware.com/products/html/ParaViewInAerodynamics.html).
10. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. ИПК Издательство Стандартов, Москва, 1981.
11. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Москва: МАИ. 2003. 688 p.
12. Santosh Yarlagadda. Performance Analysis of J85 Turbojet Engine Matching Thrust with Reduced Inlet Pressure to the Compressor. The University of Toledo, 2010.
13. Strang E.J. Influence of unsteady losses and deviations on compression system stability with inlet distortion [Electronic resource]: Thesis. 1991. URL: <http://dspace.mit.edu/handle/1721.1/42511> (accessed: 12.12.2011).
14. Kurganov A., Tadmor E. New High-Resolution Central Schemes for Nonlinear Conservation Laws and Convection–Diffusion Equations // Journal of Computational Physics. 2000. Vol. 160, № 1. P. 241–282.

## **Сведения об авторах**

Костюков Вячеслав Михайлович, профессор, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.,

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499) 158-41-22, 8-910-477-30-11; e-mail: kost\_slv@mai.ru

Капырин Николай Игоревич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета),

тел.: 8-916-186-00-49; e-mail: nikolay.kapyrin@mai.ru