

УДК 681.515

## ПРОБЛЕМА НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГТД

Часть I

### ИСТОЧНИКИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ В ЗАДАЧАХ РАЗРАБОТКИ САУ ГТД

В. Г. КРЫМСКИЙ

УГАТУ, факультет авиационного приборостроения  
Тел: (3472) 23 78 36 E-mail: pel@admin.ugatu.ac.ru

**Аннотация:** В первой части статьи рассматриваются основные источники неопределенности, которые должны приниматься во внимание при проектировании систем управления газотурбинными двигателями (ГТД): особенности моделей ГТД, вероятные отказы компонентов системы управления, неопределенное поведение внешних возмущений. Анализируются описания различных типов неопределенных факторов

**Ключевые слова:** управление; газотурбинный двигатель; модель; неопределенность

#### ВВЕДЕНИЕ<sup>1</sup>

Проектирование современных систем автоматического управления газотурбинными двигателями (САУ ГТД) представляет собой сложный многоэтапный процесс, в ходе которого осуществляется реализация мер по согласованию и выполнению требований к различным свойствам САУ. Указанные требования, зачастую противоречивые, касаются качества и точности управления, надежности, массы и габаритов отдельных узлов и блоков, стоимости изготовления, экономичности в эксплуатации и т. д. В связи с тем, что основным направлением совершенствования ГТД является улучшение их удельных характеристик (повышение удельной тяги, уменьшение удельного расхода топлива), наблюдается рост значений параметров рабочего процесса в двигателе (температуры газов в тех или иных сечениях, степени повышения давления в компрессоре и др.) и приближение отмеченных значений к предельно допустимым [1–3]. Это, в свою очередь, обуславливает, с одной стороны, усложнение схем двигатель-

ных установок, а с другой — ужесточение требований, предъявляемых к соответствующим САУ. «Цена» несоблюдения каждого ограничения при учете расширяющегося диапазона условий эксплуатации ГТД становится существенно выше.

Успешное осуществление процесса разработки системы управления двигателя, удовлетворяющей поставленным требованиям, как правило, затрудняется необходимостью принятия проектных решений при наличии дефицита априорной информации, т.е. в условиях неопределенности. При этом с наиболее значительным уровнем неопределенности приходится сталкиваться на начальных стадиях проектирования САУ — при синтезе алгоритмов управления (алгоритмического обеспечения). По мере накопления информации о структуре и параметрах системы, программных и аппаратных средствах, реализующих выбранные алгоритмы, в результате получения данных математического моделирования, полунатурных, а также натуральных стендовых и летных испытаний уровень неопределенности уменьшается.

<sup>1</sup> Исследования поддержаны грантом Минобразования России, предоставленным через Конкурсный центр при Санкт-Петербургском государственном электротехническом университете.

К основным причинам (источникам) неопределенностей, фигурирующих в задачах разработки САУ ГТД, следует отнести:

1) особенности моделей объекта управления, которые находят свое отражение в возможности не предсказуемых заранее отклонений тех или иных характеристик модели как от реальных параметров процесса, так и от принятых во внимание проектировщиком;

2) способность САУ и ее отдельных подсистем, кроме базового (работоспособного с номинальными значениями характеристик) и неработоспособного, находиться в других, работоспособных, но «неноминальных» состояниях; при этом переходы от одного состояния к другому, вызванные, главным образом, отказами функциональных узлов (датчиков, исполнительных органов), аппаратного и (или) программного обеспечений САУ, априори не предсказуемы;

3) неопределенный характер внешних воздействий на объект и систему в целом, включая помехи, флуктуации внешних условий, результаты направленного противодействия противника и т.д.

Остановимся на каждой из перечисленных групп источников неопределенностей более подробно.

### 1. ИСТОЧНИКИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ, СВЯЗАННЫЕ С ОСОБЕННОСТЯМИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

Как уже указывалось, в силу высокой ответственности выполняемых функций, САУ ГТД должна обладать специфической способностью сохранять уровень своих важнейших свойств при не рассмотренных заранее числовых характеристиках управляемого объекта. Иными словами, проектируемая управляющая часть САУ должна быть рассчитана с учетом неопределенностей, содержащихся в математической модели двигателя. Источниками (причинами) указанных неопределенностей, как правило, являются:

а) упрощенный характер самой модели ГТД, которой обычно оперируют разработчики САУ, что обуславливает неполную ее адекватность реальным процессам с точки зрения влияния нелинейностей, распределенности отдельных составляющих процесса в пространстве, наличия малых параметров и т.д. [4, 2];

б) изменение характеристик узлов двигателя вследствие износа или старения, изменение теплового состояния элементов конструкции двигателя [5];

в) варьирование высоты ( $H$ ), а также скорости (числа Маха  $M$ ) при полете летательного аппарата по той или иной траектории, вызывающее, в свою очередь, изменение параметров воздушного потока (давления, температуры) на входе в двигатель;

г) изменение режимов работы ГТД (от малого газа до максимального и форсажного режимов), каждый из которых принято характеризовать соответствующими значениями тяги, частот вращения роторов турбокомпрессора, температур газа в различных сечениях двигателя, расхода топлива в основную и форсажную камеры сгорания.

Источники неопределенностей группы «а» тесно связаны с типом (классом) уравнений, составляющих модель двигателя. При этом уточненное математическое описание динамических процессов в указанных установках требует использования дифференциальных уравнений в частных производных и с переменными коэффициентами [4,6,7]. Тем не менее многочисленные исследования [1,2,4,5,8–10] показали, что при синтезе управляющей части (т.е. на начальных этапах проектирования САУ ГТД) целесообразно рассматривать линеаризованные уравнения динамики объекта с сосредоточенными параметрами. При этом учет нелинейностей, запаздывания в камере сгорания двигателя и других явлений предлагается переносить на следующие за синтезом этапы анализа и доводки (настройки) системы. Полученная линеаризованная модель, как правило, обладает пониженным порядком дифференциальных уравнений, который характеризует только основные аккумуляторы энергии силовой установки летательного аппарата (СУЛА) (вращающиеся массы роторов турбокомпрессоров, свободной турбины — при ее наличии, винтов для турбовинтовых двигателей (ТВД) и т.д.). Сказанное означает, что при замыкании синтезированной управляющей части на более точную модель двигателя либо на реальную силовую установку возникнет значительное влияние не рассмотренных заранее малых параметров. Поэтому разрабатываемая САУ должна обладать достаточными запасами устойчивости, а в случае более сложной системной организации — возможностью гибкой подстройки алгоритма управления к «текущим» особенностям объекта.

Источники неопределенностей групп «б», «в» и «г» определяют тот факт, что даже в упрощенных моделях СУЛА имеет место варьирование значений коэффициентов соответствующих уравнений динамики. При

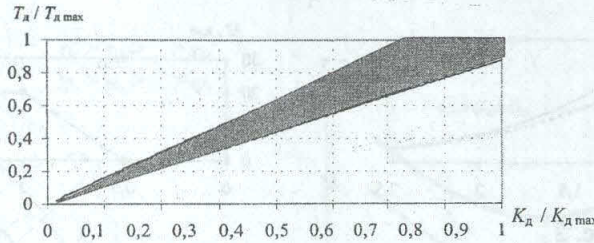


Рис. 1

этом наиболее значительным является влияние факторов, отнесенных к группам «в» и «г».

Остановимся, например, на неопределенности динамических свойств турбореактивного двигателя (ТРД) одновальнoй схемы.

Согласно [6,11], по динамической характеристике двигателя на любом режиме его работы могут быть получены коэффициенты записанного в операторной форме линейного дифференциального уравнения вида

$$(T_d S + 1)\Delta n = K_d \Delta G_T, \quad (1)$$

где  $\Delta n$ ,  $\Delta G_T$  — отклонения от установившихся значений частоты вращения ротора турбокомпрессора (регулируемой координаты) и расхода топлива в камеру сгорания (управляющее воздействие);  $T_d$ ,  $K_d$  — числовые коэффициенты (параметры).

Для исследования закономерностей варьирования  $T_d$ ,  $K_d$  в зависимости от условий полета ( $M$  и  $H$ ) широко используется подход, основанный на газодинамическом подобии процессов в тракте двигателя. Применительно к ТРД этот подход предполагает перерасчет  $T_d$  и  $K_d$  по формулам приведения [12,13]

$$T_d = T_{dпр} \frac{1,033}{p_1^*} \sqrt{\frac{p_1^*}{288}}; \quad K_d = K_{dпр} \frac{1,033}{p_1^*}. \quad (2)$$

Здесь  $p_1^*$ ,  $T_1^*$  — соответственно давление и температура заторможенного воздушного потока на входе в двигатель, а  $T_{dпр}$ ,  $K_{dпр}$  — приведенные значения рассматриваемых коэффициентов, полученные в результате линеаризации динамической характеристики вблизи установившихся максимальных режимов для случая  $p_1^* = 1.033$  атм,  $T_1^* = 288$  К.

Следует отметить, что [2]

$$T_1^* = T_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right); \quad (3)$$

$$p_1^* = \sigma_{вх} p_H \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)},$$

где  $\sigma_{вх}$  — коэффициент восстановления полного давления на входе в двигатель (вычисляется по стандартной зависимости ЦАГИ-ЦИАМ  $\sigma_{вх} = f(M)$ );  $k$  — показатель адиабаты, а  $T_H$  и  $p_H$  — температура и давление воздуха на высоте  $H$  полета:

$$T_H = 288 - 0,0065H; \quad p_H = 1,033(T_H/288)^{5,2553} \quad (4)$$

при  $H \leq 11000$  м;

$$T_H = 216,5K; \quad p_H = p_{11000} \exp\left(\frac{11000 - H}{6318}\right) \quad (5)$$

при  $H > 11000$  м. В полученных выражениях  $p_{11000} = p_H$  при  $H = 11$  км. С учетом изложенного можно графически изобразить область ожидаемого изменения параметров  $T_d$  и  $K_d$  во всем диапазоне варьирования внешних условий (рис. 1).

Как показывает этот рисунок, следствием зависимости параметров модели от условий полета является возможность их более чем 40-кратного изменения.

Аналогично меняются параметры моделей двигателей и более сложных схем. В частности, для одновального турбореактивного двигателя с форсажной камерой (ТРДФ) применительно к случаю регулирования по замкнутым контурам частоты  $n$  вращения ротора турбокомпрессора и температуры  $T_4^*$  газа за турбиной, а также использования расходов топлива  $G_{ТО}$  в основную и  $G_{ТФ}$  форсажную камеры сгорания в качестве управляющих воздействий упрощенная линеаризованная модель СУЛА может быть представлена матрицей [11]

$$H(s) = \begin{vmatrix} H_{11}(s) & H_{12}(s) \\ H_{21}(s) & H_{22}(s) \end{vmatrix}, \quad (6)$$

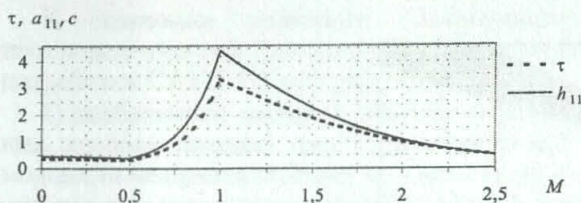


Рис. 2

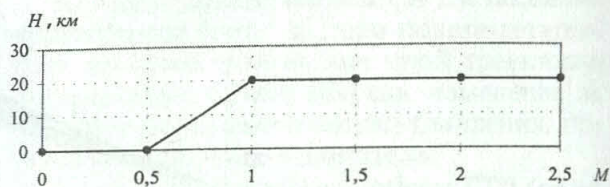


Рис. 3

где

$$\begin{aligned} H_{11}(s) &= \delta n(s) / \delta G_{\text{ТО}}(s); \\ H_{12}(s) &= \delta n(s) / \delta G_{\text{ТФ}}(s); \\ H_{21}(s) &= \delta T_4^*(s) / \delta G_{\text{ТО}}(s); \\ H_{22}(s) &= \delta T_4^*(s) / \delta G_{\text{ТФ}}(s). \end{aligned}$$

Здесь символ « $\delta$ » обозначает относительное отклонение соответствующей величины от установившегося значения; наличие « $s$ » в скобках указывает на то, что осуществлен переход к изображениям по Лапласу рассматриваемых функций времени.

Основываясь на совокупности дифференциальных уравнений двигателя [2,11], матрицу  $H(s)$  можно переписать как

$$H(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} \\ b_{21}s + a_{21} & b_{22}s + a_{22} \end{vmatrix}, \quad (7)$$

где коэффициенты  $\tau$ ,  $a_{ij}$ ,  $j \in \{1, 2\}$ ,  $b_{21}$ ,  $b_{22}$  существенно зависят от режимов работы двигателя и от внешних условий. Применяя законы газодинамического подобия [13], получаем:

$$\begin{aligned} a_{ij} &= a_{ij}^{\circ} \frac{1,033}{p_1^*}, \quad i = 1; \\ a_{ij} &= a_{ij}^{\circ} \frac{1,033}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288}}, \quad i = 2; j = 1, 2; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} b_{ij} &= b_{ij}^{\circ} \left( \frac{1,033}{p_1^*} \right)^2 \sqrt{\frac{T_1^*}{288}}, \\ i &= 2; \quad j = 1, 2; \quad (9) \\ \tau &= \tau^{\circ} \frac{1,033}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288}}. \end{aligned}$$

Здесь верхний индекс « $\circ$ » соответствует величинам коэффициентов, вычисленных при  $p_1^* = 1.033$  атм,  $T_1^* = 288$  К. Учитывая далее соотношения (8), (9), можно определить характер и степень изменения параметров элементов передаточной матрицы  $H(s)$  в зависимости от внешних условий. На рис. 2 в качестве примера показаны графики изменений величин параметров передаточной функции от расхода основного топлива к частоте вращения ротора турбокомпрессора, соответствующих траектории полета, представленной на рис. 3 [10].

Пределы, в которых могут изменяться рассматриваемые параметры элементов матрицы  $H(s)$ , оцениваются из следующих соображений. При скоростях полета  $0 \leq M \leq 4$  и при высотах  $0 \leq H \leq 30$  км из (8), (9) имеем:

$$\begin{aligned} 0,37 &\leq \frac{1,033}{p_1^*} \leq 10; \\ 0,203 &\leq \left( \frac{1,033}{p_1^*} \right)^2 \frac{T_1^*}{288} \leq 198,8; \end{aligned} \quad (10)$$

$$0,45 \leq \frac{1,033}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288}} \leq 14,1. \quad (11)$$

Следовательно, в результате изменения условий полета коэффициенты  $a_{11}$ ,  $a_{12}$  могут из-

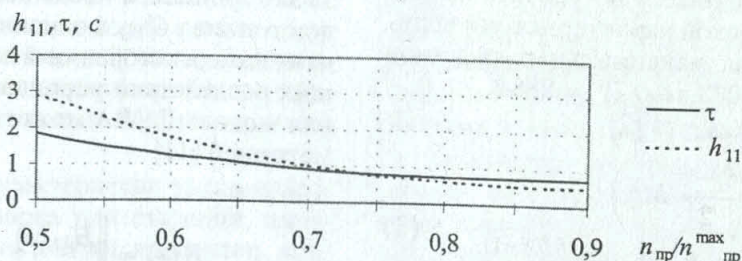


Рис. 4

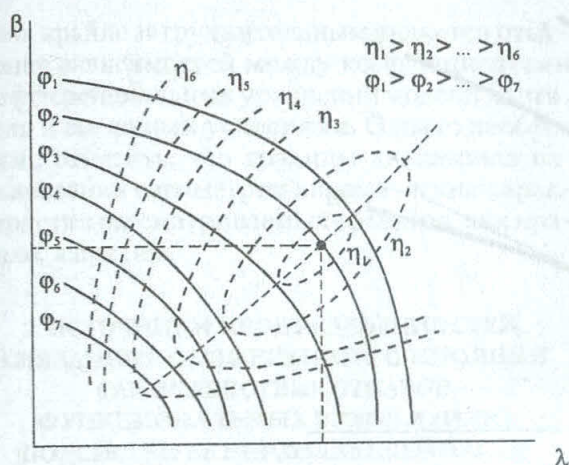


Рис. 5

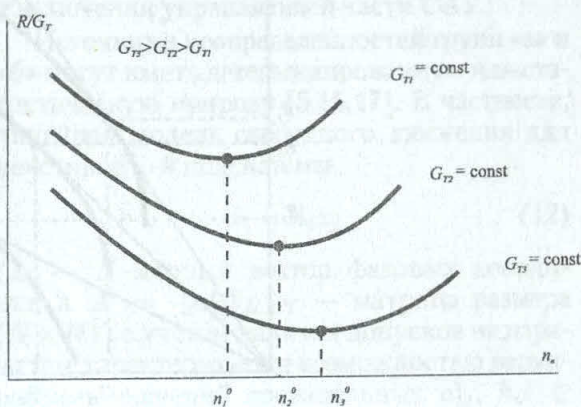


Рис. 6

меняться приблизительно в 26 раз,  $a_{21}$ ,  $a_{22}$ ,  $\tau$  — в 31 раз,  $b_{21}$ ,  $b_{22}$  — в 980 раз.

Как уже указывалось, коэффициенты модели двигателя существенно зависят и от режимов работы. На рис. 4 приводится примерный вид указанных зависимостей [10] для параметров  $a_{11}$ ,  $\tau$  (при этом переход к новому режиму характеризуется изменением приведенной частоты  $n_{пр}$  вращения ротора турбокомпрессора).

Приведем обоснование того, почему возможность изменения коэффициентов моделей СУЛА на базе ТРД, ТРДФ и других газотурбинных двигателей следует рассматривать как неопределенность. Здесь можно выделить перечисленные ниже факторы:

1. Траектории полета летательного аппарата могут изменяться в широком диапазоне, что при синтезе вызывает необходимость учета практически бесконечного числа сочетаний высот, скоростей полета и режимов работы двигателя. Даже пользуясь формулами приведения, как правило, разработчику САУ удается принять во внимание только небольшое количество «точек», соответствующих конкретным  $M$  и  $H$ , причем выбор этих «точек» зачастую является эвристическим и основывается на опыте создания предыдущих изделий.

2. Соотношения вида (2), (3) и (8), (9) однозначно задают функциональную зависимость параметров модели ГТД от  $p_1^*$ ,  $T_1^*$  лишь в ограниченной области изменения режимов работы двигателя и условий полета СУЛА, в которой выполняются условия, обеспечивающие справедливость теории газодинамического подобия.

Так, на режимах работы двигателя, составляющих менее 70% от максимального (по тя-

ге), когда нарушаются условия критического или сверхкритического истечения в сопле и в сопловом аппарате турбины, происходит расслоение рабочей линии динамической характеристики ГТД.

Значительное расширение диапазона условий эксплуатации современных широкодиапазонных маневренных летательных аппаратов (ЛА) также приводит к нарушению условий подобия и к необходимости формулировать проектные решения в условиях неопределенности.

В значительной степени неопределенность как дефицит априорной, используемой на начальных стадиях проектирования САУ информации находит свое отражение и в описании турбовинтовых силовых установок (ТВСУ). При наличии в составе ТВСУ газогенератора, функционирующего как обычный ГТД, приходится сталкиваться с уже описанным выше варьированием параметров моделей в зависимости от внешних условий и режимов работы двигателя. Но здесь оказывается необходимым учет дополнительного аккумулятора энергии, обусловленного вращающимися массами винтов изменяемого шага (ВИШ) и гидромеханикой, которая осуществляет их привод от газогенератора (чаще всего — через свободную турбину). Вводимые с этой целью в модель ТВСУ уравнения, связывающие моменты вращения винтов с мощностью свободной турбины, частотами вращения каждого винта и внешними условиями, содержат поддающиеся только приближенной аналитической аппроксимации функции  $\beta(\lambda, \varphi)$ , где  $\varphi$  — угол установки лопастей (шаг) винта,  $\lambda = 60V/(n_B D_B)$  — относительная поступь ВИШ ( $V$  — скорость полета,  $n_B$  — частота вращения винта,  $D_B$  — его диа-

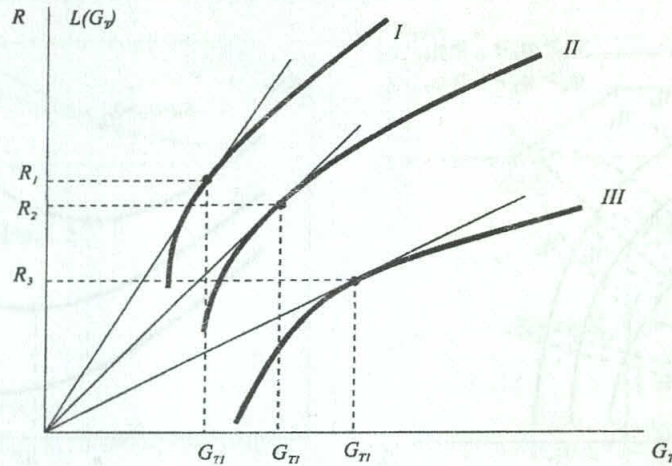


Рис. 7

метр). Характер поведения этих функций (коэффициентов мощности винтов) иллюстрируется рис. 5, где также нанесены линии уровня КПД  $\eta = \eta_1, \eta_2, \dots$  ВИШ. Анализ показанных на рис. 5 зависимостей приводит к выводу, что статические характеристики ВИШ содержат точки экстремума. При этом, зная скорость полета  $V$  и частоту вращения винта  $n_b$ , можно определить угол установки его лопастей  $\varphi$ , при котором КПД ВИШ будет максимальным [14]. Поэтому зависимость показателя удельной тяги  $R/G_T$  от  $n_b$  для рассматриваемого объекта также имеет точки экстремума [14] (рис. 6). Существенно, что оптимальные значения частоты  $n_b$  вращения винта зависят как от режима работы газогенератора ( $G_T$ ), так и от сочетания условий полета. С учетом сказанного, при фиксированных внешних условиях и ограничениях по тяге, можно задавать наилучший по экономичности режим работы газогенератора  $G_T = G_T^0 = \text{const}$ . Множество этих режимов работы ВИШ при заданном сочетании внешних условий образует подпространство  $L(G_T)$  пространства  $R \times G_T$ , т.е.  $L(G_T) \subset R \times G_T$  (символ « $\times$ » обозначает декартово произведение). Точки указанного множества располагаются, например, на кривой I (рис. 7). Переход к другому сочетанию внешних условий изменяет расположение этих точек (кривые II или III, показанные на рис. 7).

В свою очередь, изменение расхода  $G_T$  топлива в камеру сгорания также вызывает изменение показателя эффективности  $R/G_T$  (удельной тяги ТВСУ), следовательно (рис. 5), существует такой режим работы установки, который при рассматриваемом сочетании условий полета обеспечивает максимизацию удельной тяги. Между тем реше-

ние возникающей при этом задачи оптимизации целесообразно осуществлять, принимая во внимание неопределенность расположения точек экстремума в зависимости от внешних условий (достаточно точные аналитические описания указанной зависимости отсутствуют).

Таким образом, наличие неопределенности в математической модели СУЛА на базе ГТД вызвано рядом объективных обстоятельств:

1) изменением параметров вследствие варьирования внешних условий (высоты и скорости полета), которое не всегда поддается детерминированному описанию из-за возможности различных траекторий движения летательного аппарата, а также из-за большого числа ситуаций, в которых не действуют формулы газодинамического подобия;

2) изменением режимов работы двигателя, что по-разному сказывается на параметрах модели при различных сочетаниях внешних факторов.

Если рассматривать объект управления в более широком смысле (как всю заданную часть проектируемой автоматической системы), то в качестве дополнительных причин возникновения неопределенности следует отметить нестабильность динамических характеристик гидромеханических и электрогидравлических исполнительных механизмов (ИМ). При этом с увеличением размерности САУ (количества каналов управления) влияние нестационарности исполнительной части на динамические свойства системы увеличивается.

Из вышеприведенного анализа свойств СУЛА вытекает, что их динамика меняется в широких пределах, причем во многих слу-

чаях крайне затруднительным является отыскание зависимостей между коэффициентами дифференциальных уравнений модели двигателя и внешними условиями. Однако необходимо отметить, что границы диапазонов варьирования параметров динамических характеристик рассматриваемых объектов, как правило, известны.

## 2. ИСТОЧНИКИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ, СВЯЗАННЫЕ С ИЗМЕНЕНИЕМ СОСТОЯНИЯ САУ ВСЛЕДСТВИЕ ОТКАЗОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ УЗЛОВ И (ИЛИ) ПОДСИСТЕМ ЕЕ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЧАСТИ

Как свидетельствует опыт эксплуатации технических комплексов «система управления-двигатель», состояние подсистем САУ, ее функциональных узлов, возможность отказов или нерасчетных отклонений их параметров оказывают существенное влияние на результирующую способность силовой установки к ее функционированию. Так, согласно данным [15,16], из-за САУ происходят аварийные отключения двигателя (в 60% случаев) и около трети летных происшествий. Необходимость поддержания требуемых свойств САУ во всем временном интервале ее эксплуатации обуславливает до 40% затрат на техническое обслуживание силовой установки.

По результатам анализа существующей практики проектирования САУ ГТД можно назвать следующие основные источники неопределенностей, связанные с изменением состояния функциональных узлов и подсистем управляющей части:

а) варьирование исходных значений параметров моделей функциональных узлов и (в ряде случаев) подсистем, реализующих алгоритмы управления, в пределах заданных полей допусков;

б) постепенный «уход» (дрейф) статических и динамических характеристик узлов или подсистем вследствие конкретных физических причин (например, гидравлических утечек) или общего старения с течением времени;

в) изменение ряда параметров электрогидравлических, гидромеханических, пневматических и других узлов (исполнительных органов, датчиков) в зависимости от условий полета и режимов работы двигателя;

г) отказы (чаще всего — внезапные) функциональных узлов или элементов аппаратного обеспечения управляющей части, которые, при наличии в системе избыточности, не всегда приводят к отказу САУ в целом;

д) отказы (ошибки, сбои) программного обеспечения управляющей части САУ.

Источники неопределенностей групп «а» и «б» могут иметь детерминированную или статистическую природу [5,15,17]. В частности, линейная модель свободного движения для некоторой  $i$ -й подсистемы

$$\dot{x}_i = A_i x_i \quad (12)$$

( $x_i$  —  $N$ -мерный вектор фазовых координат, а  $A = \|a_{kl}^i\|_{N \times N}$  — матрица размера ( $N \times N$ )) с учетом наличия допусков на параметры характеризуется возможностью варьирования значений произвольных  $a_{kl}^i$ ,  $k, l \in \{1, N\}$ , в пределах от нижней  $\underline{a}_{kl}^i$  до верхней  $\bar{a}_{kl}^i$  границ поля допуска. При этом номинальное значение  $a_{kl}^{i*}$  параметра не обязательно должно соответствовать середине отрезка  $[\underline{a}_{kl}^i, \bar{a}_{kl}^i]$ ; в ряде случаев его выбирают из соображений оптимума некоторого критерия, характеризующего результирующее поведение подсистемы [18,19].

В ситуациях, когда исходная информация позволяет сформировать статистические характеристики, соответствующие изменению параметра в рамках поля допуска, можно оперировать плотностью усеченного на  $[\underline{a}_{kl}^i, \bar{a}_{kl}^i]$  распределения значений  $a_{kl}^i$  [20]. Чаще всего используют нормальный закон распределения с плотностью

$$f(a_{kl}^i) = \frac{\beta}{\sqrt{2\pi}\sigma(a_{kl}^i)} \exp \left\{ -\frac{|a_{kl}^i - a_{kl}^{i*}|^2}{2\sigma^2(a_{kl}^i)} \right\}. \quad (13)$$

Здесь  $a_{kl}^{i*}$  играет роль моды рассматриваемой случайной величины;  $\sigma^2(a_{kl}^i)$  — среднее квадратическое отклонение;  $\beta$  — нормирующий множитель, который ищется из условия

$$\beta \int_{\underline{a}_{kl}^i}^{\bar{a}_{kl}^i} f(a_{kl}^i) d(a_{kl}^i) = 1. \quad (14)$$

Дрейф исходных значений параметров (источник неопределенностей группы «б») может вызывать изменение как границ  $\underline{a}_{kl}^i$ ,  $\bar{a}_{kl}^i$ , так и параметров соответствующего закона распределения ( $\beta$ ,  $\sigma^2(a_{kl}^i)$ ,  $a_{kl}^{i*}$  в случае распределения (1.13)) с течением времени. Зависимости этих величин от времени также могут быть детерминированными или статистическими [18,19].

Неопределенности, возникающие вследствие факторов группы «в», во многом аналогичны ситуациям, рассмотренным в разделе 1 и связанным с особенностями моделей

СУЛА. Так, параметры насосов-регуляторов с приводом от ротора высокого давления турбокомпрессора двигателя зависят от частоты его вращения; указанная частота, в свою очередь, меняет свое значение при варьировании условий полета и режимов работы двигателя [14].

Другим характерным примером узла, параметры модели которого зависят от внешних условий и режимов функционирования СУЛА, является термопара [11]: коэффициенты уравнений динамических моделей датчиков температуры на основе термопары могут принимать не определенные заранее значения из фиксированных диапазонов.

Отметим, что часто модели подобных устройств совместно с моделью СУЛА целесообразно рассматривать как единое математическое описание заданной части САУ, параметры которого меняются в зависимости от  $H$ ,  $M$  и режимов работы двигателя.

Источники неопределенностей группы «г» оказывают наиболее существенное влияние на особенности поведения системы в целом. Если считать, что  $i$ -я подсистема характеризуется оператором  $G_i^{(r)}$ , то ее отказы можно интерпретировать переходами вида

$$G_i \rightarrow G_i^{(r)}, \quad r = 1, 2, \dots, \chi_i, \quad (15)$$

где  $r$  — номер рассматриваемого типа отказа;  $\chi_i$  — общее число разновидностей отказов, принимаемых во внимание для  $i$ -й подсистемы;  $G_i^{(r)}$  — ее оператор после отказа  $r$ -го типа.

Указанные переходы осуществляются в случайные моменты времени  $\tau_i^{(r)}$ . В общем случае выходная реакция динамического звена, реализуемого  $i$ -й подсистемой, на произвольное воздействие будет функцией как времени  $t$ , так и случайного момента  $\tau_i^{(r)}$  отказа.

Важно отметить, что отказ способен стать источником и другой неопределенности: его последствия, отражаемые оператором  $G_i^{(r)}$  в (15), не всегда могут быть предсказаны с достаточной степенью точности. Поэтому конкретная реализация оператора  $G_i^{(r)}$  (например, передаточная функция отказавшей системы) может содержать неопределенные параметры, для которых известны либо только границы интервалов вероятного изменения, либо плотности распределения числовых характеристик внутри этих интервалов.

Итак, подводя итоги сказанному об отказах функциональных узлов и подсистем управляющей части САУ, можно заключить, что

здесь приходится сталкиваться с неопределенностями трех видов:

1) неопределенными являются сами переходы (15), так как априори неясно, какой именно переход из всей совокупности  $r = 1, 2, \dots, \chi_i$  и для какой именно подсистемы произойдет;

2) неопределенными являются случайные моменты времени переходов; операторы подсистем после переходов могут содержать неопределенные компоненты;

3) в конечном счете перечисленные факторы влекут за собой неопределенности, связанные с состоянием системы в целом.

Отказы программного обеспечения (ПО) управляющей части САУ СУЛА (источники неопределенностей группы «д») связаны, в первую очередь, с ошибками и искажениями вычислительного процесса, которые могут проявляться на разных стадиях функционирования системы [21]. Здесь неопределенными являются число указанных ошибок, их характер и, как следствие, интервалы времени, которое следует затратить на поиск каждой очередной ошибки, а также интервалы, в течение которых ПО может исправно функционировать перед началом очередного акта тестирования с целью поиска программной ошибки. В случае, если программная ошибка проявляет себя, следует вести речь о непредсказанном заранее изменении состояния САУ; с этой точки зрения отказы ПО могут иметь последствия, аналогичные последствиям отказов аппаратного обеспечения системы.

### 3. ИСТОЧНИКИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ, СВЯЗАННЫЕ С НЕОДНОЗНАЧНО ПРЕДСКАЗУЕМЫМИ ХАРАКТЕРАМИ ВНЕШНИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ОБЪЕКТ И СИСТЕМУ В ЦЕЛОМ

Внешние воздействия на объект и САУ зачастую носят характер помех или возмущений, вызванных непредсказуемыми (или не допускающими однозначного прогноза) флуктуациями параметров внешней среды. Для ряда важных случаев, как отмечалось, необходимо принимать во внимание и возможность направленного противодействия противника.

Изменения обстановки, оказывающие влияние на объект и САУ, целесообразно разделить на два больших класса.

К первому классу, согласно [17], следует отнести факторы, для которых известны статистические характеристики. Это дает возможность впоследствии давать оценку пове-



дению системы, используя методы статистической динамики ([22], [23] и др.), а именно определять ее устойчивость по вероятности, находить дисперсии ошибок управления и т.д. Во многом ситуация здесь схожа с той, которая имеет место при отказах подсистем САУ.

Успешное функционирование системы при воздействии помех и возмущений статистической природы зависит также от эффективности алгоритма прогноза, в основу которого могут быть положены идеи метода наименьших квадратов, байесовского или небайесовского подхода и др. [17,24].

Второй класс объединяет неопределенности, для которых статистические характеристики неизвестны. В подобных случаях для того, чтобы указать на степень воздействия фактора на объект и САУ, могут использоваться лингвистические переменные [25,26]. Ранжирование степеней воздействия при этом целесообразно производить на основе упорядочения в моделях рассуждений, учитывая, что такое упорядочение может строиться на различных принципах [26,27].

Достаточно перспективным для задач анализа влияния неопределенностей второго класса является применение интервальных моделей [28,29,30,31]. В этом случае только границы диапазонов варьирования возмущений считаются достоверно известными. В рамках интервального подхода может быть поставлена «обратная» (по отношению к традиционной проектной) задача: по обобщенным показателям функционирования САУ найти такие диапазоны варьирования внешних влияющих факторов, при которых допустимо использование рассматриваемой системы.

Учет возможности противодействия со стороны противника, как правило, решается на основе теоретико-игровых подходов. В [17] для указанных целей предлагается составлять так называемую «платежную матрицу»  $W_{mn} = \|W_{ij}\|_{m \times n}$ , где  $W_{ij}$  характеризует эффективность системы при выборе, например,  $i$ -го варианта алгоритма управления при  $j$ -м варианте противодействия противника. Разрешимость возникающей конфликтной ситуации зависит от наличия седловой точки платежной матрицы (последняя возникает, если  $\max_i \min_j W_{ij} = \min_j \max_i W_{ij}$ ). Когда седловая точка присутствует, решение может быть получено в чистых стратегиях, в противном случае — в смешанных. Указанные смешанные стратегии ищутся с использованием ве-

роятностных распределений для разнообразных вариантов противодействия.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Подводя итоги сказанному, следует отметить, что для САУ ГТД характерен обширный круг источников неопределенностей. На начальных стадиях проектирования подобных систем основное внимание должно быть уделено источникам, связанным с изменением внутреннего состояния САУ, а также с варьированием компонентов моделей объекта под влиянием внешних условий. Соответственно этому осуществляется выбор средств и методов для учета и компенсации влияния названных неопределенных факторов.

Разнообразные источники неопределенности, безусловно, существенно усложняют процесс проектирования САУ ГТД и требуют привлечения специальных методов для учета влияния неопределенных факторов. Анализ этих методов посвящена вторая часть настоящей статьи.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. М.: Машиностроение, 1994. 304 с.
2. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов / Под ред. А.А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1976. 265 с.
3. Теория воздушно-реактивных двигателей / Акимов В.М., Бакулев В.И., Горбунов Г.М. и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
4. Добрянский Г.В., Мартынова Т.С. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
5. Проектирование систем автоматического управления газотурбинных двигателей (нормальные и нештатные режимы) / Гусев Ю.М., Зайнашев Н.К., Иванов А.И. и др.; Под ред. Б.Н. Петрова. М.: Машиностроение, 1981. 400 с.
6. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и реактивных силовых установок. М.: Машиностроение, 1970. 660 с.
7. Шевяков А.А., Яковлева Р.В. Инженерные методы расчета динамики теплообменных аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 320 с.
8. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / Под ред. А.А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1983. 283 с.
9. Оптимизация многомерных систем управления газотурбинных двигателей летательных

- аппаратов / Шевяков А. А., Мартянова Т. С., Рутковский В. Ю. и др.; Под общей ред. А. А. Шевякова и Т. С. Мартяновой. М.: Машиностроение, 1989. 256 с.
10. **Черкасов Б. А.** Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 402 с.
  11. **Боднер В. А., Рязанов Ю. А., Шаймарданов Ф. А.** Системы автоматического управления двигателями летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 248 с.
  12. **Добрынин А. Н.** О динамическом подобии систем регулирования числа оборотов однофазных ТРД // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов: Тематич. сб. науч. трудов. М.: Труды ЦИАМ. Вып. 59. 1967. С. 12–18.
  13. **Любомудров Е. В.** Применение теории подобия при проектировании систем управления ГТД. М.: Машиностроение, 1971. 200 с.
  14. **Выбор** структуры и принципов построения электронно-гидравлических систем автоматического регулирования ТВВД: Отчет о НИР / Руков. А. А. Шевяков. Ответ. исполнитель С. Я. Гайсинский. М.: ЦИАМ. Инв. № 9454. 1981. 87 с.
  15. **Безопасность** полетов летательных аппаратов (Методические основы) / Стариков А. И., Зачеса В. Я., Зинковский Н. Н. и др.; Под ред. А. И. Старикова. М.: Транспорт. 1988. 159 с.
  16. **Small L. L., Skira S. A.** Recent advances in aircraft gasturbine controls and diagnostics // 6-th International Symp. on Air Breathing Engines: Proc. Paris: 1983. P. 19–41.
  17. **Ильичев А. В., Грущанский В. А.** Эффективность адаптивных систем. М.: Машиностроение, 1987. 232 с.
  18. **Абрамов О. В., Здор В. В., Супоня А. А.** Допуски и номиналы систем управления. М.: Наука, 1976. 160 с.
  19. **Абрамов О. В., Бернацкий О. И., Здор В. В.** Параметрическая коррекция систем управления. М.: Энергоиздат, 1982. 176 с.
  20. **Черноруцкий Г. С.** Динамические свойства систем управления со случайными параметрами // Вопросы динамики систем управления: Сб. науч. трудов № 64. Челябинск: Челяб. политех. ин-т, 1970. С. 7–14.
  21. **Шураков В. В.** Надежность программного обеспечения систем обработки данных. М.: Статистика, 1981. 216 с.
  22. **Росин М. Ф., Булыгин В. С.** Статистическая динамика и теория эффективности систем управления. М.: Машиностроение, 1981. 312 с.
  23. **Справочник** по теории автоматического управления / Под ред. А. А. Красовского. М.: Наука, 1987. 712 с.
  24. **Налимов В. В.** Теория эксперимента. М.: Наука, 1971. 207 с.
  25. **Заде Л.** Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений / Пер. с англ. Н. И. Ринго; Под ред. Н. Н. Моисеева. М.: Мир, 1976. 163 с.
  26. **Обработка** нечеткой информации в системах принятия решений / Борисов А. Н., Алексеев А. В. и др. М.: Радио и связь, 1989. 304 с.
  27. **Нечеткие** множества в моделях управления и искусственного интеллекта / Аверкин А. В., Батыршин И. З., Блишун А. Ф. и др.; Под ред. Д. А. Поспелова. М.: Наука, 1986. 312 с.
  28. **Алефельд Г., Херцбергер Ю.** Введение в интервальные вычисления / Пер. с англ.; Под ред. Ю. В. Матиясевича. М.: Мир, 1987. 360 с.
  29. **Калмыков С. А., Шокин Ю. И., Юлдашев З. Х.** Методы интервального анализа. Новосибирск: Наука, 1986. 222 с.
  30. **Харитонов В. Л.** Об асимптотической устойчивости положения равновесия семейства систем линейных дифференциальных уравнений // Диф. уравнения. 1978. Т. 14, № 11. С. 2086–2088.
  31. **Харитонов В. Л.** К проблеме Рауса-Гурвица для семейства полиномов // Проблемы устойчивости движения, аналитической механики и управления движением. Новосибирск: Наука, 1979. С. 105–111.

#### ОБ АВТОРЕ

**Крымский Виктор Григорьевич**, проф. кафедры промышленной электроники УГАТУ. Дипл. инженер по промышленной электронике (УГАТУ, 1973), д-р техн. наук по управлению в технических системах (УГАТУ, 1997). Исследования в области управления сложными системами в условиях неопределенности, анализа техногенного риска.

