

УДК 62-574

С.В. ЕПИФАНОВ, Ф.Ф. СИРЕНКО, И.И. ГОЛОВИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АНАЛИЗ МЕТОДИК СИНТЕЗА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭТАПЕ ЗАПУСКА**

В статье приведен обзор современных подходов к использованию математического моделирования при синтезе систем автоматического управления (САУ) газотурбинными двигателями (ГТД) на этапе запуска. Приводятся требования, изложенные в действующих авиационных правилах (в части 33 «Нормы летной годности двигателей воздушных судов» и части 29 «Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории»), и практически применяемые ограничения параметров при синтезе САУ современных ГТД на этапе запуска с целью обеспечить эти требования. Рассмотрены основные методики позволяющие синтезировать математические модели ГТД на этапе запуска, приведена их классификация, и проанализированы их достоинства и недостатки.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, запуск, экстраполяция характеристик узлов, математическое моделирование.

Введение

Широкое использование математического моделирования и сокращение на его основе объемов экспериментальных доводочных работ являются устойчивыми тенденциями развития систем автоматического управления ГТД. Практическая польза математических моделей очевидна. Они позволяют существенно сократить затраты на проектирование и доводку двигателя и его САУ. Широко известны методики формирования математических моделей двигателей в области рабочих режимов [1]. Они базируются на описании рабочего процесса двигателя с помощью термодинамических зависимостей.

Однако для режима запуска, находящегося ниже режима малого газа, формирование математических моделей двигателей все еще является сложной проблемой по следующим причинам:

- отсутствие экспериментальных характеристик узлов на этих режимах;
- невозможность применения некоторых термодинамических зависимостей;
- сложность моделирования работы камеры сгорания в этой области (режимов розжига и начала горения).

Обзор литературы показал, что в работах авторов из России и Украины этот вопрос освещен в очень ограниченном объеме, в то время как ведущие институты мира и производители авиационных двигателей давно развивают методики синтеза математических моделей работы двигателя на этапе запуска. В данной статье приведены основные сведения об этих методиках и выполнен их анализ.

1. Краткая характеристика запуска ГТД

Запуск авиационного газотурбинного двигателя представляет собой неустановившийся процесс перевода двигателя из неработающего состояния (в случае земного запуска) или авторотации (в случае высотного запуска) на режим земного или полетного малого газа.

Процесс запуска ГТД можно условно разделить на три этапа, для которых характерны различные источники мощности, используемые с целью раскрутки ротора. В течение каждого этапа запуска ротор находится в состоянии динамического равновесия, которое может быть охарактеризовано уравнением баланса крутящих моментов.

На первом этапе раскрутка ротора двигателя осуществляется только пусковым устройством до частоты вращения, при которой происходит розжиг камеры сгорания и турбина начинает создавать положительную мощность (рис. 1). Уравнение баланса на этом этапе имеет следующий вид:

$$M_{\text{ПГУ}} = M_{\text{с}} + M_{\text{ин}}, \quad (1)$$

где $M_{\text{ПГУ}}$ – крутящий момент на валу, присоединенному к ускоряемому ротору; $M_{\text{с}}$ – крутящий момент, затрачиваемый на преодоления сил сопротивления, включающий моменты, затрачиваемые на вращение компрессора, винта или винтовентилятора, вращение агрегатов, а также преодоление сил трения в подшипниках; $M_{\text{ин}}$ – момент инерции ротора.

На втором этапе происходит дальнейшая раскрутка ротора двигателя совместно пусковым устройством и турбиной, пока избыточный крутящий

момент турбины не будет достаточным для самостоятельного поддержания заданного закона изменения частоты вращения на следующем этапе (рис. 1). Уравнение баланса:

$$M_{пу} + M_T = M_c + M_{ин}, \quad (2)$$

где M_T – крутящий момент турбины.

На третьем этапе после отключения пускового устройства дальнейшая раскрутка ротора проводится турбиной. Этот этап заканчивается, когда ротор достигает частоты вращения малого газа (рис. 1). На данном этапе уравнение баланса имеет вид

$$M_T = M_c + M_{ин}. \quad (3)$$

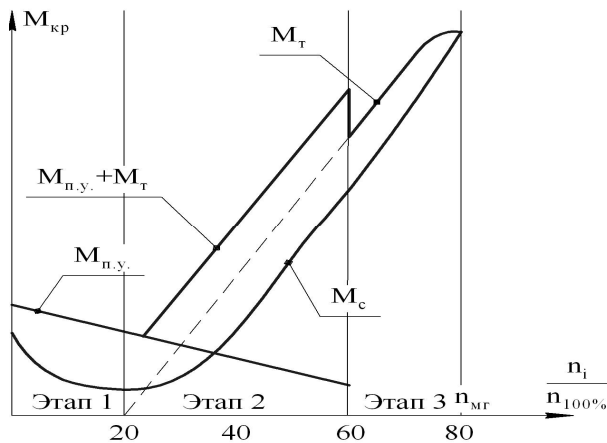


Рис. 1. Этапы запуска ГТД

Основное различие между современными системами запуска заключается в различии применяемых пусковых устройств [2] (рис. 2).

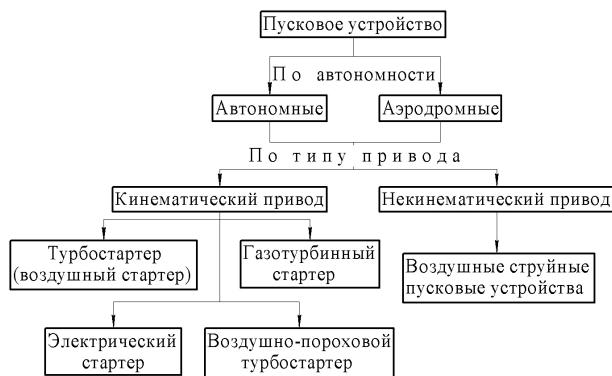


Рис. 2. Классификация пусковых устройств

Конструкция и принцип работы, а также общий вид характеристик пусковых устройств широко освещены в литературе [2].

К системе управления запуском предъявляется ряд требований, направленных на обеспечение надежного запуска во всем диапазоне внешних условий. Помимо общих требований [2] существует ряд требований, изложенных в авиационных правилах (АП 33 и АП 29).

2. Требования авиационных правил к этапу запуска

В табл. 1 и 2 изложены отдельные пункты требований, касающиеся работы двигателя, его систем и САУ на этапе запуска [3], [4]. При сертификации двигателя заявитель должен доказать сертифицирующей организации соответствие двигателя сертификационным требованиям. Значительная часть выдвигаемых требований и ограничений может быть проверена при наличии надежной математической модели двигателя, реализованной в составе математической модели САУ.

Таблица 1

Требования авиационных правил, часть 33 к этапу запуска

33.5. Документация по установке и эксплуатации двигателя. Заявитель должен подготовить и предоставить Компетентному органу и Разработчику воздушного судна одобренную документацию по установке и эксплуатации двигателя. Документация должна включать в себя, по крайней мере, следующее:	
(b)	Руководство по эксплуатации:
(1)	Эксплуатационные ограничения, установленные Компетентным органом, в том числе для режима запуска.
33.7 Режимы работы двигателя и эксплуатационные ограничения.	
(c)	Для газотурбинных двигателей режимы и эксплуатационные ограничения устанавливаются применительно к следующему:
(1)	Мощности, крутящему моменту, частоте вращения, температуре газа, продолжительности непрерывной работы и общей наработке.
(15)	Превышению температуры газа при переменных процессах и продолжительности превышения температуры.
33.65 Помпажные и срывные характеристики. При эксплуатации двигателя в соответствии с Руководством по эксплуатации, запуск, изменение мощности, предельные неоднородности воздушного потока на входе не должны вызывать помпаж или срыв, которые могли бы привести к срыву пламени, разрушению конструкции, превышению температуры или нарушению возможности восстановить мощность двигателя в любой точке эксплуатационных режимов	
33.67 Топливная система	
(a)	Двигатель должен нормально работать при подаче в него топлива с расходом и давлением, установленным Заявителем, в условиях эксплуатации.
33.67A	Система управления Система должна обеспечивать нормальное управление двигателем во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

Окончание табл. 1

33.67A	Система управления Система должна обеспечивать нормальное управление двигателем во всех ожидаемых условиях эксплуатации.	
33.74	Если какая-либо из основных вращающихся систем двигателя продолжает вращаться после того, как двигатель будет выключен в полете по любой причине и если нет средств, предотвращающих такое продолжения вращения, то любое продолжение вращения в течение максимального периода в полете и в условиях, ожидаемых в случае неработающего двигателя, не должно приводить ни к одному из опасных последствий.	
33.89	Эксплуатационные испытания	
	(a)	Эксплуатационные испытания должны включать в себя проверки на стенде или в полете, которые Компетентный орган сочтет необходимыми для того, чтобы продемонстрировать:
	(1)	Запуск двигателя, работу на режиме малого газа, приемистость, превышение частоты вращения, работу системы зажигания.

Окончание табл. 2

	(3)	Должна быть обеспечена способность к повторному запуску двигателя в полете после выключения всех двигателей
--	-----	---

Анализ таблиц показывает, что авиационные правила декларируют лишь общие положения, которые должны обеспечить надежность работы двигателя на этапе запуска. Эти положения должны найти практическую реализацию в САУ двигателя. Поэтому на базе критериев, сформированных в различных нормативных документах, производители двигателей формируют практические программы управления.

3. Реализация требований к запуску в САУ ГТД

Основным управляющим воздействием на двигатель является расход топлива. Он должен обеспечивать необходимую программу изменения частоты вращения ускоряемого ротора и при этом не приводить к опасным состояниям двигателя, таким как превышение максимально допустимых значений температуры на выходе из камеры сгорания или крутящего момента на валу двигателя или валу стартера. Сложность теоретического описания процессов розжига и работы камеры сгорания на этапе запуска (в частности, определения полноты сгорания топлива) приводит к применению полуэмпирических зависимостей для описания этих процессов и необходимости выделения отдельных участков, которые характеризуются различными программами управления расходом топлива на запуске:

Управление расходом топлива при розжиге камеры сгорания

Количество подаваемого топлива зависит от выбранной частоты вращения ускоряемого ротора, при которой происходит розжиг камеры сгорания, и параметров на входе в двигатель. Часто эту зависимость представляют в следующем виде:

$$G_T = G_{T0} + K_t \cdot (T_{вх}^* - T_0) + K_p \cdot (P_{вх}^* - P_0), \quad (4)$$

где T_0 , P_0 – стандартные температура и давление на входе в двигатель; $T_{вх}^*$, $P_{вх}^*$ – текущие температура и давление на входе в двигатель; K_t , K_p – коэффициенты, учитывающие влияние соответственно отклонения температуры и давления от стандартных (должны быть определены при синтезе САУ для всех возможных условий запуска); G_{T0} – номинальное значение расхода топлива при стандартной атмосфере.

Таблица 2

Требования авиационных правил, часть 29 к этапу запуска

29.903	Двигатели	
	(d)	Газотурбинная двигательная установка. Для газотурбинных двигательных установок:
	(2)	Системы силовой установки совместно с устройствами управления, системами и приборами контроля двигателей должны быть спроектированы так, чтобы обеспечить уверенность, что те эксплуатационные ограничения двигателя, нарушения которых неблагоприятно влияют на структурную целостность ротора турбины, не будут превышены в эксплуатации.
	(e)	Способность к повторному запуску:
	(1)	Должны быть предусмотрены средства повторного запуска любого двигателя в полете.
	(2)	Способность к повторному запуску каждого двигателя должна быть продемонстрирована во всей области режимов полета винтокрылого аппарата, за исключением случая выключения всех двигателей в полете.

Управление расходом топлива на режиме запуска

Одна из наиболее часто применяемых программ управления основана на обеспечении постоянного ускорения ротора $dn/dt = \text{const}$. Расход топлива зависит от текущей частоты вращения и давления на входе в двигатель:

$$G_T = f(n, p_{вх}^*). \quad (5)$$

Чтобы предотвратить перегрев турбины на этапе запуска, необходимо обеспечить ограничение температуры газа на выходе из камеры сгорания. Общий вид программы ограничения максимальной температуры имеет следующий вид:

$$T_{г}^* = \min \left\{ \begin{array}{l} T_0 + K_{Тг} \cdot (T_{вх}^* - T_0) + K_{Тр} \cdot (p_{вх}^* - p_0); \\ T_{\max} \end{array} \right. \quad (6)$$

где T_{\max} – постоянное значение максимально допустимой температуры газа; $K_{Тг}$, $K_{Тр}$ – коэффициенты, учитывающие влияние соответственно отклонений температуры и давления от стандартных значений; T_0 – номинальное значение максимально допустимой температуры при стандартной атмосфере.

В случае превышения максимально допустимой температуры газа перед турбиной на величину T_1 (назначается при синтезе системы управления) формируются сигналы «Предельная температура газа на запуске» и «Отказ двигателя».

Другим регулирующим фактором, обеспечивающим устойчивый и быстрый запуск, является положение РНА – регулируемых направляющих аппаратов и входных направляющих аппаратов компрессора, которое изменяется в зависимости от приведенной частоты вращения ротора по программе, обеспечивающей необходимый запас устойчивости по помпажу во всем диапазоне рабочих условий:

$$\alpha_i = f(n_i) + \Delta\alpha_i, \quad (7)$$

где α_i – функция изменения углов установки РНА; $\Delta\alpha_i$ – поправка к функции, обусловленная противопомпажной защитой компрессора двигателя; при нормальной работе двигателя эта поправка равна нулю, и лишь при формировании признака «ПОМПАЖ ДВИГАТЕЛЯ» принимает значение, необходимое для вывода компрессора из помпажа.

Когда частота вращения меньше минимального значения, положение направляющих аппаратов или входных направляющих аппаратов ограничивается сначала программным ограничителем, а в случае его отказа – механическим упором.

Помимо управления расходом топлива и РНА компрессора система автоматического управления

должна формировать значительное количество информационных и управляющих бинарных сигналов.

4. Существующие методики моделирования запуска двигателя

Все существующие методики синтеза математических моделей можно условно классифицировать в соответствии с тремя основными используемыми стратегиями:

- экстраполяция экспериментально определенных характеристик узлов двигателя на этап запуска;
- аппроксимация экспериментальных данных различными функциями;
- идентификация универсальных математических моделей по результатам экспериментов.

Методики первой стратегии можно разделить на следующие группы:

- методики, основанные на экстраполяции характеристик узлов без учета физического смысла процессов, происходящих на этапе запуска;
- методики, основанные на экстраполяции характеристик узлов с учетом априорной информации о процессах, происходящих на этапе запуска;
- экстраполяция характеристик узлов на основе большой статистической базы;
- идентификация универсальных характеристик по экспериментальным данным.

Наиболее ярким представителем *первой группы* является методика, предложенная Карлтонским университетом в работе [5]. Она основана на применении законов подобия для несжимаемой жидкости. При разработке данной методики в качестве основы была принята уже существовавшая методика, предложенная профессором В. Секстоном в работе [6]. Суть методики В. Секстона заключается в получении новых напорных линий компрессора на основе экспериментально определенных напорных линий с применением следующих зависимостей:

$$\frac{(G_B)_{i-1}}{(G_B)_i} = \left[\frac{n_{i-1}}{n_i} \right], \quad \frac{(L_{уд})_{i-1}}{(L_{уд})_i} = \left[\frac{n_{i-1}}{n_i} \right]^2; \quad (8)$$

$$(N)_{i-1}/(N)_i = [n_{i-1}/n_i]^3,$$

где G_B – расход воздуха через компрессор; $L_{уд}$ – удельная работа компрессора; N – мощность компрессора; n – частота вращения ротора; индексы i и $i-1$ означают соответственно экспериментально определенный и определенный путем экстраполяции параметр.

Дальнейшее развитие данная методика получила в работах профессора Дональда Готье [5], который предложил учитывать сжимаемость рабочего тела

путем варьирования показателей степеней. Процесс варьирования состоит из двух этапов. На первом этапе с использованием двух известных напорных линий характеристики, соответствующих минимальным значениям приведенной частоты вращения, определяются показатели p , q и r в уравнениях (9):

$$\frac{(G_B)_{i-1}}{(G_B)_i} = \left[\frac{n_{i-1}}{n_i} \right]^p, \quad \frac{(L_{уд})_{i-1}}{(L_{уд})_i} = \left[\frac{n_{i-1}}{n_i} \right]^q; \quad (9)$$

$$(N)_{i-1}/(N)_i = [n_{i-1}/n_i]^r.$$

На втором этапе формируется новая напорная линия. В качестве базы используются точки известной напорной линии. Показатели p , q и r остаются неизменными для других напорных линий, т.к., по утверждению автора методики, при малых частотах вращения свойства сжимаемости проявляются слабо.

Методики второй группы схожи с методиками первой группы. Отличие заключается в том, что при экстраполяции характеристик за пределы области рабочих режимов используется априорная информация о процессах, происходящих на этапе запуска. Это позволяет экстраполировать характеристики более точно.

Рассмотрим пример ошибки экстраполяции из-за неучета априорной информации. Когда ступень заперта, напорная ветвь на характеристике компрессора вертикальна, а на характеристике турбины – горизонтальна, но на режимах ниже режима малого газа ступени компрессора и турбины не заперты (рис. 3). Поэтому напорные ветви наклонены [7]. Этот факт не учитывается в первой группе методик.

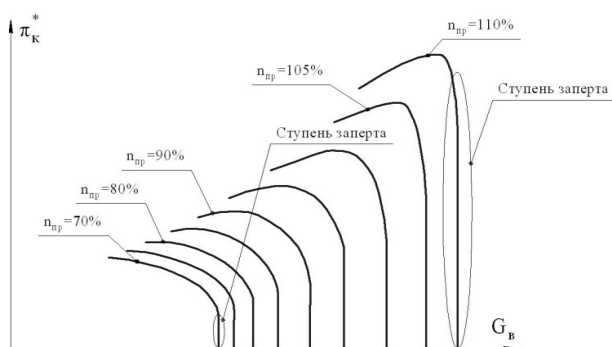


Рис. 3. Общий вид характеристики компрессора

Известно большое количество методик, позволяющих смоделировать отдельные эффекты, связанные с работой двигателя на этапе запуска, но единая методика, учитывающая все факторы, в настоящее время не разработана.

Одна из методик данной группы рассматривает априорную информацию о том, что до момента розжига камеры сгорания КПД компрессора отрицателен [8]. Предлагается использовать ту же методику экстраполяции характеристик, которая рассматрива-

ется в работе [9], но учесть тот факт, что при отрицательном КПД нарушается условие неразрывности потока. Для корректной экстраполяции авторы исследования [10] предлагают представлять характеристики компрессора и турбины в системе полу-безразмерных координат. Для компрессора соответствующие характеристики имеют следующий вид:

$$\eta_K^* \cdot [L_K^*/n^2] = f(G_B \cdot T_{вх}^*/n \cdot p_{вх}^*). \quad (10)$$

где η_K^* – КПД компрессора; L_K^* – работа компрессора; n – частота вращения ротора компрессора; G_B – расход воздуха через компрессор; $T_{вх}^*$, $p_{вх}^*$ – условия на входе в двигатель.

Аналогично представляются характеристики турбины.

Методики третьей группы основаны на идентификации универсальных характеристик с привлечением большой статистической базы.

Рассмотрим методику, предложенную сотрудниками компании Pratt&Whitney Р. Агравалом и М. Юнисом в работе [11]. Она состоит в аналитическом получении обобщенных характеристик узлов двигателя с последующей идентификацией на базе статистических данных при помощи эмпирических соотношений. Покажем данные соотношения на примере узла компрессора:

– расход воздуха:

$$\frac{(G_B \cdot \sqrt{T_{пр}}/P_{пр})_{i-1}}{(G_B \cdot \sqrt{T_{пр}}/P_{пр})_i} = K_\phi \cdot \frac{(n/\sqrt{T_{пр}})_{i-1}}{(n/\sqrt{T_{пр}})_i}; \quad (11)$$

– удельная работа:

$$\frac{(L_{уд}/T_{пр})_{i-1}}{(L_{уд}/T_{пр})_i} = K_\psi \cdot \left[\frac{(n/\sqrt{T_{пр}})_{i-1}}{(n/\sqrt{T_{пр}})_i} \right]^2; \quad (12)$$

– коэффициент полезного действия:

$$\frac{(\eta_K)_{i-1}}{(\eta_K)_i} = K \cdot \eta_{Ki} \cdot \left[\frac{(n/\sqrt{T_{пр}})_{i-1}}{(n/\sqrt{T_{пр}})_i} \right], \quad (13)$$

где $T_{пр} = \frac{T_{вх}^*}{T_0^*}$, $P_{пр} = \frac{P_{вх}^*}{P_0^*}$ – соотношения, исполь-

зуемые для приведения параметров по температуре и давлению соответственно; K_ϕ , K_ψ , K – коэффициенты, представленные в виде зависимостей от приведенной частоты вращения, полученных на базе анализа большого количества двигателей.

Использование этого метода позволяет также смоделировать изменение крутящего момента на вале двигателя, температуру и давление на выходе из компрессора.

Наиболее известная методика этой группы предложена профессором К. Конгом в статье [12].

Она заключается в получении универсальной расчетной характеристики [13] с применением классической теории воздушно-реактивных двигателей и априорной информации об объекте. Полученная характеристика идентифицируется на рабочих режимах путем определения масштабирующих коэффициентов. Состоятельность данной методики продемонстрирована применительно к ряду турбовальных двигателей. Ее недостатком является плохая сходимость на режимах с малой частотой вращения (в том числе и на режиме запуска).

Для устранения этого недостатка Б. Карнок и П. Пилидис усовершенствовали методику К. Конга, предложив использовать безразмерные характеристики и введя новый критерий идентификации (Surge parameter), что позволило улучшить качество идентификации в области запуска [14].

Завершающим этапом в становлении этой методики стало дополнение, предложенное группой ученых из технологического университета «Шариф». В своей работе они предложили новый подход к определению масштабирующих коэффициентов, который обеспечивает одинаково хорошую сходимость как на высоких, так и на низких режимах. Для характеристики компрессора все необходимые параметры определяются по следующим формулам [15]:

$$\bar{G}_{в пр} = (\bar{G}_{в пр})_{унив} \cdot \bar{G}_{в пр расч} / (\bar{G}_{в пр расч})_{унив}, \quad (14)$$

$$\bar{n}_{пр} = (\bar{n}_{пр})_{унив} \cdot \bar{n}_{пр расч} / (\bar{n}_{пр расч})_{унив}, \quad (15)$$

$$\bar{\pi} = \bar{\pi}_{унив} \cdot (\bar{\pi}_{расч} - 1) + 1 / (\bar{\pi}_{расч унив} - 1) + 1, \quad (16)$$

$$\bar{\eta} = \bar{\eta}_{унив} \cdot \bar{\eta}_{расч} / \bar{\eta}_{расч унив}. \quad (17)$$

Методики второй стратегии базируются на гипотезе о том, что запуски всех ГТД подобны и могут быть описаны универсальными полиномиальными зависимостями между регулирующими факторами и измеряемыми параметрами, которые формируются по результатам стендовых и летных испытаний двигателя. При этом структура полиномиальных зависимостей остается неизменной, а изменяются лишь их коэффициенты.

Данные методики не получили широкого практического применения из-за ряда обстоятельств:

- гипотеза о подобии запусков двигателей в мере, достаточной для их описания универсальными полиномами, не справедлива в связи с различными законами управления двигателем на этапе запуска и разными границами участков запуска;
- необходимо проводить повторную аппроксимацию при замене пускового устройства, изменении закона подачи топлива, либо смещении границ участков запуска;
- эти методики не основываются на физических процессах, происходящих в двигателе, поэтому

модели, созданные по этим методикам, могут давать ошибочные результаты;

- модели, созданные по данным методикам, не применимы при отработке систем автоматического управления.

Методики третьей стратегии занимают промежуточное положение между методиками первой и второй стратегий. В отличие от методик первой стратегии, при синтезе математических моделей нет необходимости экспериментально определять либо экстраполировать характеристики в область запуска. В отличие от методик второй стратегии, в третьей стратегии в основу моделей закладываются канонические уравнения теории автоматического управления, основанные на физическом смысле происходящих процессов. Привлечение априорной информации о процессах на этапе запуска позволяет адаптировать эти уравнения специально для описания запуска.

В качестве примера рассмотрим методику, разработанную С.В. Епифановым и С.И. Суховеем в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» [16].

Она состоит в замене характеристик узлов двигателя псевдостатическими характеристиками параметров, которые будут востребованы при последующей отработке САУ двигателя. Создание псевдостатической характеристики параметра базируется на пяти основных принципах:

- априорно известны значения ряда параметров при неработающем двигателе, например $p_K^* = 101,3 \text{ кПа}$;
 - априорно известны значения параметра и его производной на режиме малого газа (из математической модели рабочих режимов ГТД [17]);
 - принимается гипотеза о равенстве производных функции параметра по аргументу характеристики, определенных по модели запуска и модели рабочих режимов в точке малого газа;
 - для настройки модели используется информация, полученная из анализа данных эксперимента [17];
 - настройка псевдостатической характеристики происходит автоматически, как описано в статье [15].
- Синтезированные характеристики используются в квазилинейной математической модели [18].
- Данная методика позволяет смоделировать работу двигателя на этапе запуска с точностью, достаточной для предварительной отработки САУ, что позволяет сократить время доводки САУ при стендовых испытаниях.
- Достоинством данной стратегии является малое количество необходимых исходных данных,

возможность смоделировать процессы авторотации, холодной прокрутки, ложного запуска, прерванного запуска и др. Основными недостатками данной стратегии являются: необходимость иметь экспериментальные данные на момент начала синтеза модели и значения параметров на режиме малого газа.

Заключение

Рассмотрена актуальная проблема методического обеспечения моделирования работы двигателя на режимах ниже режима малый газ. Решение этой проблемы позволит расширить границы применения математического моделирования для решения прикладных задач. Как показал выполненный обзор, в настоящее время нет общепризнанной основанной на описании физических процессов методики формирования полноценной термодинамической математической модели на указанных режимах.

Оценка экспериментальных данных не позволяет определить качество экстраполяции с применением методик первой стратегии, так как объем данных, получаемых при эксперименте, недостаточен. Получение дополнительных данных требует препарирования двигателя и установки дополнительных датчиков (датчика крутящего момента, дополнительной малоинерционной термопары и др.).

Запуск представляет собой динамический процесс, поэтому значения параметров, получаемые при стендовых испытаниях, нестационарны. Использование их для идентификации статических характеристик узлов создает проблему однозначности и устойчивости решений, а также экстраполяции этих характеристик.

Важным является вопрос о целесообразности применения поузловой термодинамической математической модели двигателя для решения задач управления. Упомянутые задачи могут быть решены на базе более простых моделей, которые моделируют только параметры, участвующие в работе САУ.

Методики второй стратегии имеют существенно ограниченное применение, т.к. могут описать только запуск или группу запусков, использованных для подбора коэффициентов полиномов, применяемых при аппроксимации.

Наиболее перспективными с точки зрения дальнейшего развития являются методики третьей группы. Погрешности моделей, созданных по этим методикам, составляют 10-15%. Эта точность достаточна для предварительной отработки алгоритмов управления. Но данная группа методик учитывает не всю известную априорную информацию (например, изменение полноты сгорания). Остаются открытыми вопросы экспериментального подтверждения методик при моделировании запуска с авторо-

тацией и восстановления истинных значений температуры газа из показаний термопары на запуске.

Литература

1. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст]: моногр. / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
2. Кац, Б.М. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Б.М. Кац, Э.С. Жаров, В.К. Винокуров. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.
3. Авиационные правила часть 33 «Нормы летной годности воздушных судов» [Текст]: АП33-2003: утв. Межгосударственным авиационным комитетом 5.09.2003. – введ. в действие 25.12.2003. – М.: ОАО «АВИАИЗДАТ», 2003. – 48 с.
4. Авиационные правила часть 33 «Нормы летной годности воздушных судов» [Текст]: АП33-2003: утв. Межгосударственным авиационным комитетом 5.09.2003. – введ. в действие 25.12.2003. – М.: ОАО «АВИАИЗДАТ», 2003. – 48 с.
5. Gaudet, S.R. A simple sub-idle component map extrapolation method [Text] / S.R. Gaudet, J.E. Donald Gauthier // ASME paper GT2007-27193, Montreal, Canada, May 14–17, 2007. – 9 p.
6. Sexton, W.R. A Method to Control Turbofan Engine Starting by Varying Compressor Surge Valve Bleed [Электронный ресурс] / W.R. Sexton // Virginia Polytechnic Institute and State University Master of Science Thesis, 2001. – 103 p. – Режим доступа: <http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-05222001-145840/unrestricted/Thesis.pdf>. – 28.05.2013.
7. Kurzke, J. Correlations hidden in compressor maps [Text] / J. Kurzke // ASME paper GT2011-45519, Vancouver, British Columbia, Canada, June 6–10, 2011. – 10 p.
8. Walsh, Philip P. Gas turbine performance [Текст] / Philip P. Walsh, P. Fletcher. – B.: Blackwell Science (Oxford and Malden, MA), 1998. – 628 p.
9. Benzer, W.A. Compressor Operation with One or More Blade Rows Stalled [Text] / W.A. Benzer, I.A. Johnsen, R.O. Bullock // NASA Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors. – 1965. – Vol. SP-36. – P. 341-346.
10. Kim, S. Real-time engine modeling of a three shafts turbofan engine: from sub-idle to max power rate [Text] / S. Kim, S. Ellis, M. Challener // ASME paper GT2006-90656, Barcelona, Spain, May 8–11, 2006. – 7 p.
11. Agrawal, R.K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics [Text] / R.K. Agrawal, M. Yunis // Journal of Propulsion and Power. – 1982. – Vol. 104. – P. 194-201.
12. Kong, C. A New Scaling Method for Component Maps of Gas Turbine Using System Identification [Text] / C. Kong, J. Ki, M. Kang // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2003. – Vol. 125(4). – P. 979-985.

13. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / В.И. Бакулев, В.А. Голбев, Б.А. Крылов и др. – М.: Издательство МАИ, 2003. – 688 с.

14. Jones, G. Compressor Characteristics in Gas Turbine Performance Modeling [Text] / G. Jones, P. Pilidis, B. Curnock // ASME Paper GT2001-0384, New Orleans, Louisiana, USA June 4-7, 2001. – 7 p.

15. Pourfarzaneh, H. An Analytical Model of a Gas Turbine Components Performance and its Experimental Validation [Text] / H. Pourfarzaneh, A. Hajilouy-Benisi, M Farshchi // ASME paper GT2010-23369, Glasgow, UK, June 14-18, 2010. – 6 p.

16. Суховой, С.И. Экспериментально-расчетная методика построения линейной динамической математической модели процесса запуска ГТД [Текст] / С.И. Суховой, С.В. Епифанов, Е.В. Павлюк, Т.В. Кулик // Авиационно-космическая техника и

технология. – 2008. – №9/56. – С. 147-151.

17. Разработка и совершенствование математических моделей процессов совместной работы узлов на установившихся и переходных режимах, процессов сгорания и термомеханических процессов в деталях двигателей [Текст]: отчет о НИР (промежуточ.): Д203 – 7/2012 / Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»; рук. Епифанов С.В., исполн. Боженико Т.А. [и др.]. – Х., 2012. – 85 с. – № ДР 0112U002131.

18. Создание быстросчетной математической модели турбовального двигателя на этапе запуска для решения задач синтеза систем автоматического управления [Текст] / С.В. Епифанов, Ф.Ф. Сиренко, С.И. Суховой, Р.Л. Зеленский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 234-242.

Поступила в редакцию 28.05.2013, рассмотрена на редколлегии 17.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АНАЛІЗ МЕТОДИК СИНТЕЗУ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА ЕТАПІ ЗАПУСКУ

С.В. Єпифанов, Ф.Ф. Сіренко, І.І. Головін

В статті наведено огляд сучасних підходів до використання математичного моделювання при синтезі систем автоматичного керування (САК) газотурбінними двигунами (ГТД) на етапі запуску. Наводяться вимоги, що викладено в діючих авіаційних правилах (частині 33 «Норми льотної придатності двигунів повітряних суден» частини АП 29 «Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії»), і параметри, що практично використовуються при синтезі сучасних ГТД на етапі запуску за ціллю забезпечити ці вимоги. Розглянуто основні методики, що дозволяють синтезувати математичні моделі ГТД на етапі запуску, наведено їх класифікацію, та проаналізовано їх достоїнства та недоліки.

Ключові слова: газотурбінний двигун, запуск, екстраполяція характеристик вузлів, математичне моделювання.

OVERVIEW OF METHODS FOR SYNTHESIZING MATHEMATICAL MODELS OF GAS TURBINE ENGINES AT SUB-IDLE MODES

S.V. Yepifanov, F.F. Sirenko, I.I. Golovin

The paper overviews modern methods of mathematical modeling that can be implemented in configuring automatic control systems (ACS) of gas turbine engines (GTE) at sub-idle modes. Authors show demands to aviation technique given in certification rules (part 33 of Federal Aviation Regulations “Airworthiness Standards: Aircraft Engines” and part 29 of Federal Aviation Regulations “Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft”) and their practical implementation in ACSs of modern GTE. Paper also comprises the analysis of methods to model gas turbine engine operation at sub-idle modes, their classification, their advantages and disadvantages.

Key words: gas turbine engine, starting, extrapolation performances of units, mathematical modeling.

Епифанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Сиренко Феликс Феликсович – аспирант каф. конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Головин Иван Иванович – ассистент каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: golovinii@yandex.ru.