

УДК 629.7.036.001

В.В. НЕРУБАССКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В СИСТЕМАХ ЗАПУСКА
АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Рассмотрен подход к формированию диагностической модели ГТД на режиме запуска, основанный на моделировании основных неисправностей в подсистемах, входящих в систему запуска. Эта диагностическая модель сформирована на основе универсальной нелинейной поузловой динамической математической модели ГТД, разработанной в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Приводятся основные расчетные формулы, позволяющие оценить влияние различных неисправностей на параметры двигателя. Влияние некоторых неисправностей проиллюстрировано графиками, полученными в результате расчетов.

Ключевые слова: *запуск, выбег, холодная прокрутка, система запуска, параметры характеристик узлов, неисправность, диагностическая модель, нелинейная поузловая динамическая математическая модель ГТД.*

Введение

Техническое состояние системы запуска газотурбинного двигателя (ГТД) в значительной мере определяет надежность работы самого двигателя, а сложные динамические процессы, протекающие в двигателе в процессе запуска, затрагивают практически все узлы ГТД. В связи с этим необходимо обеспечить периодический и непрерывный автоматизированный контроль работы всех элементов системы запуска в процессе ее эксплуатации.

1. Формулирование проблемы

Решение задачи предварительного анализа системы запуска как объекта диагностирования [1] является ключом для перехода к следующему этапу – формированию диагностических моделей подсистем.

Диагностической будем называть такую модель, которая обеспечивает моделирование дефектов, то есть расчет значений параметров рабочего процесса двигателя (некоторые из них могут быть измеряемыми) не только в исправном его состоянии, но и в неисправных состояниях, характеризующихся наличием различных дефектов.

Ранее проведенный анализ неисправностей в системах запуска [1] позволил выделить основные типы неисправностей:

- механические (дефекты трансмиссии и опор);
- аэродинамические (дефекты проточной части двигателя);
- гидравлические (утечки в трубопроводах);

– нарушения в работе систем розжига и топливоснабжения.

Так как запуск является динамическим процессом, то в качестве основы будем использовать нелинейную поузловую динамическую математическую модель ГТД, по которой рассчитываются параметры рабочего тела в проточной части и другие основные параметры двигателя [2], представляющая собой систему дифференциальных уравнений:

$$\dot{\bar{Y}} = F(\bar{Y}_0, \bar{U}_\Pi, \bar{U}_P, \bar{v}, t), \quad (1)$$

где \bar{Y}_0 – начальные значения параметров на исходном установившемся режиме; \bar{U}_Π – условия на входе в двигатель; \bar{U}_P – параметры, определяющие режим; \bar{v} – параметры характеристик узлов.

Решение сводится к расчету невязок для системы нелинейных алгебраических уравнений, являющихся правыми частями дифференциальных уравнений (1):

$$\bar{N}(\bar{Q}, \bar{U}_\Pi(t), \bar{U}_P, \bar{v}) = 0, \quad (2)$$

где \bar{Q} – вектор независимых переменных.

Эта модель дополняется моделями подсистем ГТД, входящих в систему запуска. Ниже описываются подходы к формированию некоторых из этих моделей.

2. Моделирование механических неисправностей

Механические неисправности проявляются в повышенном трении в трансмиссии ГТД и опорах роторов, а в случае запуска в общем случае увели-

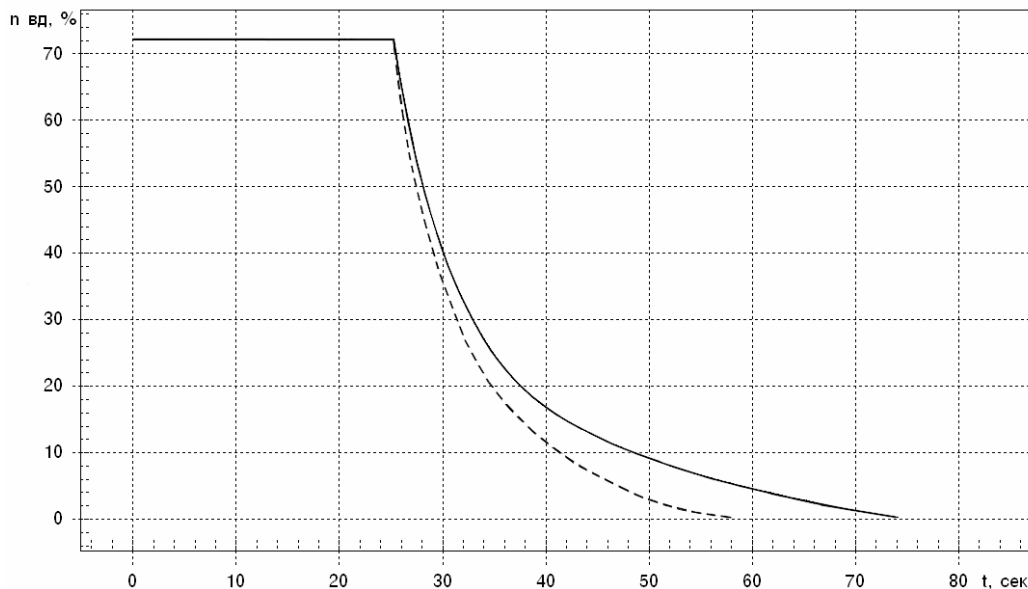


Рис. 1. Расчет выбега ротора ВД ТРДД АИ-222-25:

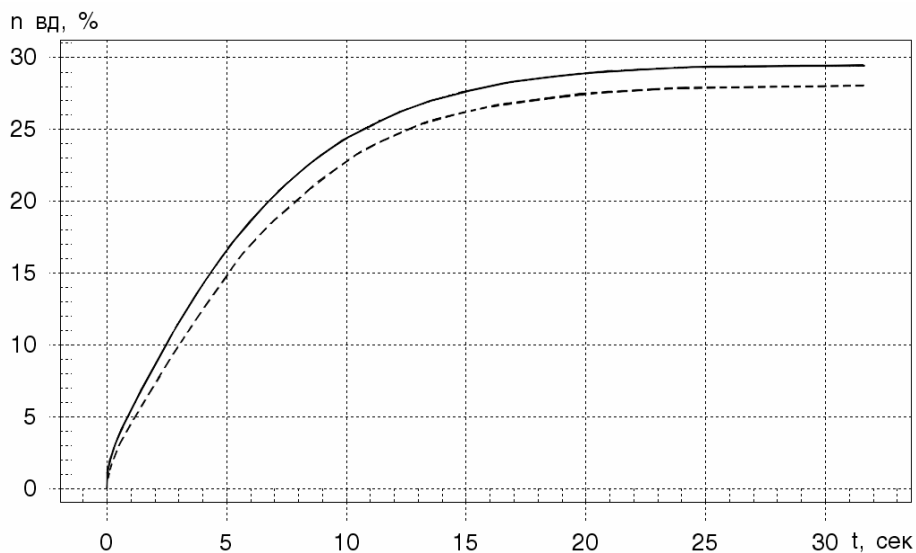
— — $\Delta\eta_{\text{мех}} = 0$; --- — $\Delta\eta_{\text{мех}} = -0,08$ 

Рис. 2. Расчет холодной прокрутки ротора ВД ТРДД АИ-222-25:

— — $\Delta\eta_{\text{мех}} = 0$; --- — $\Delta\eta_{\text{мех}} = -0,08$

чивают его продолжительность.

Известно, что наиболее значимым динамическим фактором ГТД является инерционность роторов. В описываемой модели (1) уравнение движения ротора на запуске имеет следующий вид:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_{\text{пу}} + N_{\text{т}}\eta_{\text{мех}} - N_{\text{к}} - \Delta N_{\text{отб}}}{n} \left(\frac{30}{\pi} \right) \frac{1}{J}, \quad (3)$$

где $N_{\text{пу}}$ – мощность, развиваемая пусковым устройством; $N_{\text{т}}$ – мощность, развиваемая турбиной; $N_{\text{к}}$ – мощность, потребляемая компрессором; J – момент инерции ротора; $\Delta N_{\text{отб}}$ – мощность, отбираемая на привод агрегатов; $\eta_{\text{мех}}$ – механический КПД трансмиссии; n – частота вращения ротора.

Все механические потери в системе ротора сконцентрированы в механическом КПД трансмиссии $\eta_{\text{мех}}$, причем при расчетах его величина принимается постоянной и равной 0.97...0.98. Для моделирования дефектов трансмиссии предлагается использовать следующее выражение:

$$\eta_{\text{мех}} = \eta_{\text{мех}0} + \Delta\eta_{\text{мех}},$$

где $\eta_{\text{мех}0}$ – исходное значение механического КПД исправного двигателя; $\Delta\eta_{\text{мех}}$ – потери механического КПД, связанные с повышенным трением в системе ротора.

Примером влияния механического КПД трансмиссии на динамические характеристики двигателя являются процессы выбега и холодной прокрутки.

На рис. 1 приведены результаты расчета выбега ротора ВД ТРДД АИ-222-25, а на рис. 2 – результаты расчета холодной прокрутки ТРДД АИ-222-25 при различных значениях механического КПД ($\Delta\eta_{\text{мех}} = 0 \dots 0,08$).

Следует иметь в виду, что влияние неисправностей трансмиссии на пусковые характеристики ГТД не является однозначным. Например, возможно появление избыточного трения в опорах ротора при запуске непрогретого двигателя в холодных погодных условиях и при высокой вязкости масла, что само по себе не является признаком неисправности. Подобные факторы следует учитывать как при моделировании, так и при назначении допусков.

3. Моделирование дефектов проточной части двигателя

На продолжительность запуска существенное влияние оказывает состояние проточной части компрессора и правильная работа средств его механизации. Механизация современных высоконапорных компрессоров оказывает существенное влияние на устойчивость их работы на переходных режимах. На запуске чаще всего используется перепуск воздуха за последними ступенями компрессора через дополнительные клапаны перепуска воздуха (ДКПВ).

Известно, что при запуске двигателя линия приемистости (при малых приведенных частотах вращения $n_{\text{пр}}$) проходит на характеристике компрессора в области пониженных значений КПД. Поэтому желательно управлять геометрией компрессора таким образом, чтобы линия запуска соответствовала оптимальным значениям КПД [4]. Путем повышения температуры газов этого достичь нельзя из-за ограничения ее максимально допустимого значения. Необходимое расположение линии совместных режимов достигается путем перепуска части воздуха за компрессором, в результате чего обеспечивается оптимальный уровень КПД и более быстрое возрастание степени расширения газов в турбине при умеренном уровне температуры, связанном с более высокими значениями расхода воздуха (рис. 3).

Загрязнение проточной части компрессора приводит к снижению его КПД и как следствие к снижению расхода воздуха, что приводит к повышению температуры газов перед турбиной и в конечном счете к увеличению времени запуска.

В общем случае влияние изменения технического состояния проточной части двигателя на параметры в модели (1) представляется как деформация параметризованных характеристик узлов [2]:

$$v = v_0 \left(1 + a \frac{y_1 - y_{10}}{\Delta y_1} + b \frac{y_2 - y_{20}}{\Delta y_2} + c \right), \quad (4)$$

где v_0 – значение параметра узла, вычисленное по исходной характеристике; y_1 и y_2 – текущие значения параметров-аргументов характеристики; y_{10} и y_{20} – базовые значения параметров, соответствующие выбранной базовой точке характеристики, вокруг которой производится ее поворот; Δy_1 и Δy_2 – диапазоны изменения параметров в поле характеристики; a , b , c – параметры рассматриваемой характеристики узла.

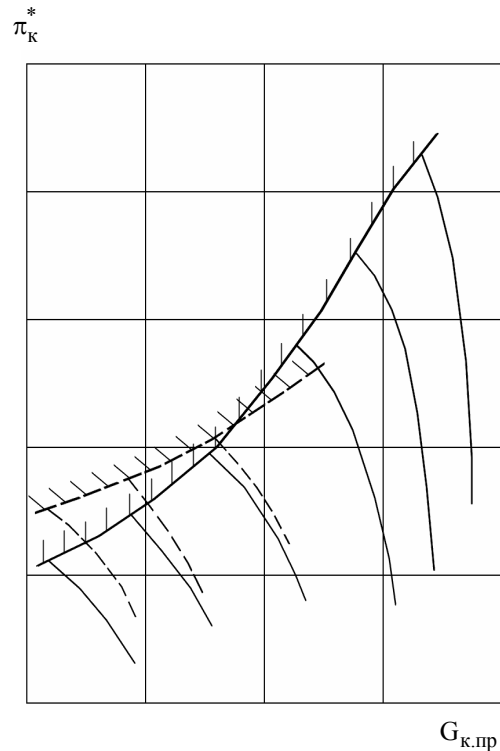


Рис. 3. Влияние перепуска воздуха на напорную характеристику компрессора: — – ДКПВ закрыты; --- – ДКПВ открыты

Такое представление характеристик компрессора позволяет определить влияние изменений его технического состояния на параметры ГТД, в частности учесть изменение площадей проходных сечений, углов установки лопаток и др.

Особую проблему при моделировании запуска составляет наличие характеристик компрессора при частотах вращения ниже $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,5 \dots 0,65$. В работе [3] приводится методика, в соответствии с которой исходной является ветвь напорной характеристики компрессора с $n_{\text{пр}} = n_{\text{пр}0}$, ниже которой геометрия проточной части остается неизменной. Ниже опорной ветви для расчета приведенной мощности, по-

требной для привода компрессора $N_{пр.к}$, степени повышения давления π_k^* и приведенного расхода воздуха $G_{в.пр}$ используются аппроксимирующие зависимости:

$$\left. \begin{aligned} N_{пр.к} &= N_{пр.к0} \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_1}; \\ \pi_k^* &= 1 + \left(\pi_{к0}^* - 1 \right) \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_2}; \\ G_{в.пр} &= G_{в.пр0} \left(n_{пр} / n_{пр0} \right)^{k_3}, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

где k_1, k_2, k_3 – статистически найденные коэффициенты, численные значения которых лежат в пределах $k_1 = 2,9 \dots 4$; $k_2 = 2,4 \dots 2,8$; $k_3 = 1,0 \dots 1,2$. Значения этих коэффициентов в общем случае могут быть функциями частоты вращения $k_i = f(n_{пр})$.

Зависимость $\eta_k^* = f(G_{в.пр}, n_{пр})$ вычисляется на основе полученных зависимостей для $\pi_k^*, G_{в.пр}, N_{пр.к}$:

$$\eta_k^* = \eta_{к0}^* \frac{\left(G_{в.пр} \left(\pi_k^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right)}{\left(G_{в.пр0} \left(\pi_{к0}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \right)} \left(\frac{n_{пр0}}{n_{пр}} \right)^{k_4}. \quad (6)$$

Совместное использование формул (4), (5) и (6) обеспечивает не только достоверное определение характеристик компрессора на режимах ниже режима малого газа, но и позволяет оценить влияние неисправностей проточной части компрессора.

4. Моделирование гидравлических дефектов в воздушной системе запуска

Основными элементами воздушной системы запуска, широко используемой на современных многодвигательных пассажирских и транспортных самолетах с ГТД, являются воздушный турбостартер (ВТС) и трубопроводы подвода воздуха от внешнего или бортового источника (ВСУ). Анализ работы такой системы запуска позволяет сделать вывод о том, что ее параметры должны быть такими, чтобы располагаемая мощность воздушного турбостартера была не менее требуемой, определяемой условиями обеспечения надежного запуска двигателя.

Большое влияние на величину располагаемой мощности ВТС оказывают потери давления воздуха в трубопроводах пусковой системы. С другой стороны эти потери оказывают существенное влияние на режим работы ВСУ или работающего двигателя, от компрессора которого производится отбор сжатого воздуха. Так давление воздуха на входе в турбину

ВТС $P_{са}^*$ отличается от давления отбираемого воздуха от источника питания (ВСУ) $P_{всу}^*$ на величину потерь в сети ΔP [4]:

$$P_{са}^* = P_{всу}^* - \Delta P. \quad (7)$$

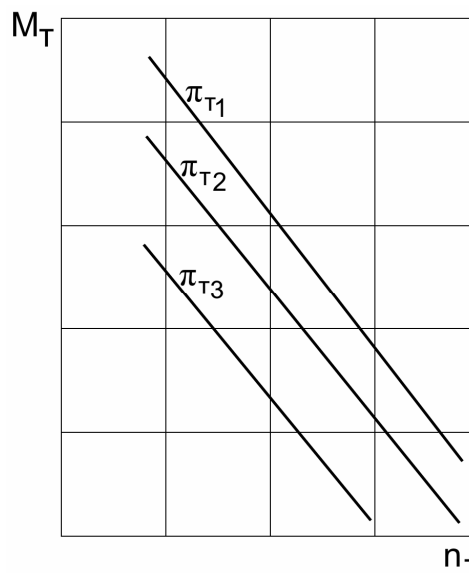


Рис. 4. Типичная моментная характеристика ВТС:
 $\pi_{Т1} > \pi_{Т2} > \pi_{Т3}$

Для данной сети можно допустить, что потери давления ΔP пропорциональны квадрату расхода воздуха $G_{в}$. В выполненных воздушных пусковых системах эти утечки не превышают 2...3% от расхода воздуха, отбираемого от источника питания.

Тогда

$$\Delta P \approx a G_{в}^2,$$

где a – коэффициент сопротивления воздушных трубопроводов, определяемый из известной формулы гидравлического сопротивления сети.

Задавая потери расхода воздуха при возникновении разрывов или дефектов трубопроводов можно перейти к мощностной или моментной характеристике ВТС и оценить соответствующее снижение мощности или крутящего момента при запуске. Так крутящий момент турбины ВТС в зависимости от частоты вращения ротора изменяется по линейному закону:

$$M_T \approx M_{T0} - b_T n_T, \quad (8)$$

где M_{T0} – начальный крутящий момент при частоте вращения турбины ВТС $n_T = 0$; b – постоянный коэффициент для данного типа пускового устройства.

Данная характеристика для выполненных конструкций ВТС обычно расслаивается по различным значениям степени понижения давления в турбине:

$$\pi_T = \frac{P_{ca}^*}{P_H} = \text{var} . \quad (9)$$

Таким образом, определяя по (7) и (8) значения крутящего момента или мощности ВТС, можно оценить влияние утечек в трубопроводах на параметры двигателя в процессе запуска, особенно на первом и втором его этапах. Аналогичным способом можно учесть влияние частичного или неполного закрытия/открытия заслонок в трубопроводах.

Заключение

Описанный подход к формированию математических моделей подсистем, входящих в систему запуска, а также результаты расчета процесса запуска при различных состояниях этих подсистем позволяют перейти к завершающим этапам диагностического анализа – идентификации этих моделей, анализу погрешностей, расчету матриц коэффициентов влияния, разработке алгоритмов диагностирования и назначению допусков. Полученные результаты могут также использоваться при проектировании и оптимизации

систем запуска ГТД авиационного и наземного применения.

Литература

1. *Нерубаский В. В. Анализ системы запуска авиационного газотурбинного двигателя как объекта диагностирования / В. В. Нерубаский // Авіаційно-космічна техніка і технологія : зб. наук. пр.; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. С. Жуковського «ХАІ». – Х., 2007. – Вип. 9 (45). – С. 92-96.*
2. *Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.*
3. *Добрянский Г.В. Динамика авиационных ГТД / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.*
4. *Кац Б.М. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей / Б.М. Кац, Э.С. Жаров, В.К. Винокуров. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.*

Поступила в редакцию 21.05.2009

Рецензент: Igor Loboda, Ph.D., Assistant Professor, National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico.

МОДЕЛЮВАННЯ ДЕФЕКТІВ У СИСТЕМАХ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

В.В. Нерубаський

Розглянуто підхід до формування діагностичної моделі ГТД на режимі запуску, заснований на моделюванні основних несправностей у підсистемах, що входять до системи запуску. Ця діагностична модель сформована на основі універсальної нелінійної поузлової динамічної математичної моделі ГТД. Наведено основні формули розрахунків, що дозволяють оцінити вплив різних несправностей на параметри двигуна. Вплив деяких несправностей проілюстровано графіками, що отримані у результаті розрахунків.

Ключові слова: запуск, вибіг, холодна прокрутка, система запуску, параметри характеристик вузлів, несправність, діагностична модель, нелінійна поузлова динамічна математична модель ГТД.

FAULTS MODELING IN AVIATION TURBINE ENGINE STARTING SYSTEMS

V.V. Nerubaskyi

The approach to forming of the gas turbine engine diagnostic model on starting mode, based on main faults modeling in subsystems, included in starting system, is reviewed. This diagnostic model is built on the gas turbine engine universal nonlinear unit-by-unit dynamic mathematical model. Main calculation formula allowing to estimate the influence of several faults on engine parameters are depicted. Influences of some faults are illustrated by graphs, obtained as the result of calculation.

Key words: starting, shutdown, cold cranking, starting system, unit performance parameters, fault, diagnostic model, gas turbine engine nonlinear unit-by-unit dynamic mathematical model.

Нерубаский Вадим Владимирович – старший научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, E-mail: aedlab@gmail.com.