

УДК 629.7.035.6

Е.В. РАСПОПОВ¹, Г.Г. КУЛИКОВ², В.С. ФАТИКОВ², В.Ю. АРЬКОВ²¹Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия²Уфимский Государственный авиационный технический университет, Россия

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГТД

С целью обеспечения запуска авиационных ГТД во всем диапазоне условий полета и снижения затрат на обслуживание авторами предложена концепция интеллектуальной системы запуска (ИСЗ) с использованием в ИСЗ дополнительных воздействующих факторов (управляемых устройств зажигания, элементов геометрии, отборов воздуха, мощности турбокомпрессора, входных и выходных устройств) и создания на их основе системы программного управления запуском камеры сгорания (к.с.): энергией зажигания, параметрами воздушного потока на входе в камеру сгорания, подачей топлива с динамической настройкой по «избирательной способности» к.с. Предлагаемая технология проектирования и доводки ИСЗ основана на опыте математического и полунатурного моделирования систем запуска ГТД различных типов.

интеллектуальная система запуска, программное управление, энергия зажигания, технология проектирования и доводки

Введение

Обсуждается проблема интеллектуализации систем запуска авиационных двигателей в контексте развития цифровых бортовых авиационных систем.

Вычислительные ресурсы бортовых цифровых вычислителей позволяют не только реализовать "аналоговые" алгоритмы, но и использовать более современные и перспективные технологии, что было в принципе невозможно на базе гидромеханики, аналоговой электроники и цифровых микросхем с низкой степенью интеграции.

Формулирование проблемы и цели исследований. Для систем запуска (СЗ) ГТД современных силовых установок (СУ) самолетов боевой и гражданской авиации существуют две главных проблемы:

1) расширение диапазона запуска по условиям полета вплоть до границ применения летательного аппарата (ЛА);

2) интеллектуализация устройств системы запуска.

Первая непосредственно связана с повышением безопасности полетов, а вторая определяет возможность применения информационных технологий

контроля и диагностики и соответственно перехода на качественно новый уровень эксплуатационного обслуживания системы запуска.

Для решения указанных проблем представляется целесообразным создание интеллектуальной системы запуска, обеспечивающей:

- существенное расширение диапазона запуска газотурбинного двигателя высокоманевренного летательного аппарата;
- повышение надежности и увеличение ресурса системы запуска за счет управления энергией зажигания и оптимизации по условиям запуска;
- снижение затрат на обслуживание за счет применения современных технологий искусственного интеллекта;
- унификацию и адаптацию систем запуска для различных типов ГТД за счет изменения программного обеспечения.

1. Располагаемые опыт и технология проектирования, опытной доводки систем запуска ГТД

Концепция проектирования основана на анализе и обобщении результатов создания систем запуска

(СЗ) электронного управления и устройств зажигания для двигателей различных типов:

- двухвальных ГТД для боевых самолетов МиГ-21, СУ-15ТМ, СУ-25: Р11-300, Р13-300, Р-25-300, Р95Ш;
- одновальных короткоресурсных (КР) ГТД с ускоренным запуском для беспилотных летательных аппаратов (ЛА);
- трехвальных ГТД (ТВВД) типа Д-27 для среднего транспортного самолета;
- вспомогательных ГТД (ВГТД) типа ТА-6, 12.

Технология проектирования и доводки ИСЗ основана на опыте математического и полунатурного моделирования. Комплекс проектирования и доводки ИСЗ представлен на рис. 1.

Комплекс математических моделей собственно двигателя и гидропневмеханической исполнительской части системы автоматического управления, моделирующий работу ГТД на штатных режимах в диапазоне применения, дополнен специальными моделями режимов запуска ГТД и моделями устройств системы запуска, включая зажигания. Имитаторы сигналов и нагрузок исполнительных механизмов дополнены имитирующими устройствами системы зажигания. Возможно подключение натурного агрегата зажигания с управлением энергией разряда.

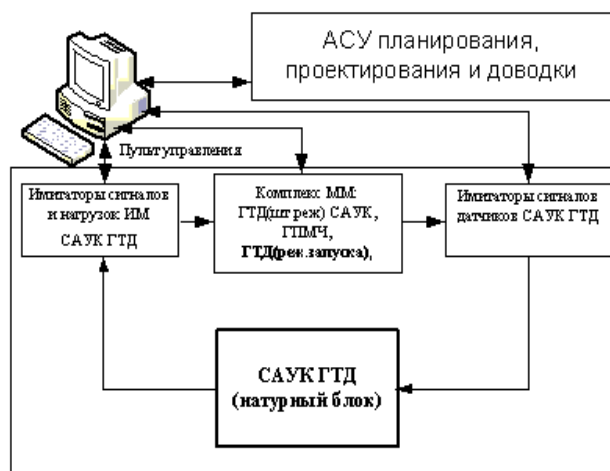


Рис. 1. Комплекс проектирования и доводки ИСЗ

2. Моделирование ГТД на режимах запуска в ожидаемых условиях эксплуатации

2.1. Основные положения модели.

Базовая модель – поэлементная нелинейная термогазодинамическая [1 – 3], моделирование всех режимов работы двигателя с режима малого газа и выше для всех условий полета, например, в виде:

$$\begin{aligned}\bar{X} &= f(\bar{X}, \bar{V}, \bar{U}); \\ \bar{Y} &= \varphi(\bar{X}, \bar{V}, \bar{U});\end{aligned}$$

где $\bar{X} = [n_i \dots]^T$ – вектор переменных состояния;

$\bar{V} = [M, H, N_{ny}, N_{отб} \dots]^T$ – вектор внешних воздействий;

$\bar{U} = [G_T, \alpha_{на}, G_{отб}, F_{pc}, \dots]^T$ – вектор управления;

f, φ – нелинейные операторы;

\bar{Y} – вектор выходных координат.

2.2. Модель ГТД на режимах запуска. Модель ГТД на режимах запуска представляется аналогично базовой модели.

2.3. Специальные модели:

1) Модели основных узлов двигателя:

- вентилятора, компрессоров, турбин, включая режимы $n_i \cong 0$, $\pi_k^* < 1$, $\pi_T^* \cong 1$;

- камеры сгорания (к.с.), в том числе при давлениях воздуха на входе ниже 100 кПа, на режимах запуска.

2) Модели систем и устройств системы запуска ГТД:

- систем зажигания;
- воспламенителей;
- систем подачи топлива в к.с.;
- пусковых устройств (стартеров).

Параметры для специальных моделей исследуемого класса двигателей определяются по предлагаемой специальной методике, основанной на сведении задачи экстраполяции расчетных характеристик узлов к задаче их интерполяции за счет

использования обобщенных зависимостей и физических ограничений, полученных расчетно-экспериментальным путем.

3. Расчетное определение граничных условий запуска

Модели ГТД по п. 2. позволяют определить положение рабочей точки турбокомпрессора для двух предельных состояний: «холодного» и «горячего», то есть без горения и с горением топливоздушной смеси (ТВС) в камере сгорания. Граничные условия перехода от первого состояния ко второму могут быть получены на основе обобщений данных экспериментальных исследований камер сгорания. Можно утверждать, что при прочих равных условиях состояние топливоздушной смеси и возможность розжига камеры сгорания ГТД однозначно определяется параметрами воздушного потока на ее входе

(давления P_k^* , температуры T_k^* , относительной приведенного расхода воздуха $q(\lambda_k)$) и составом топливоздушной смеси – коэффициентом избытка

воздуха $\alpha = \frac{G\sigma}{G_T L_0}$. Граничные условия запуска

формируются в виде двух комплексов:

$$A_{тек} = \frac{q(\lambda_k)}{P_k^* T_k^{*n}} \leq A_{гран} = \frac{q(\lambda_k)_{гран}}{P_k^* T_k^{*n}} = const1;$$

$$B_{тек} = \alpha \left(\frac{T_k^*}{P_k^*} \right)^l q(\lambda_k) C > B_{гран} = const2;$$

где C – конструктивная константа.

Указанные граничные условия запуска могут быть представлены в координатах $G_{Tпр.} \rightarrow n_{пр.}$

(рис. 2.) в виде:

$$n_{max} = A/f_1[q(\lambda_k), P_k^*, T_k^*];$$

$$G_{Tmax} = B/f_2[q(\lambda_k), P_k^*, T_k^*].$$

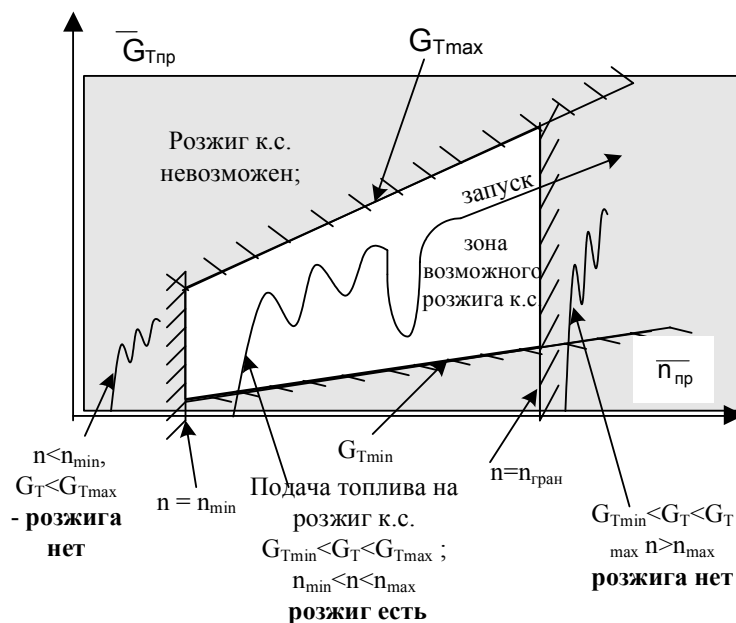


Рис. 2. Области розжига при запуске

4. Дополнительные воздействующие факторы для обеспечения запуска

Для обеспечения запуска в широком высотном диапазоне требуется организация процесса запуска с автоматически формируемым и

контролируемым вышеуказанным комплексом условий запуска по стабилизации пламени с целью обеспечения оптимального движения изображающей точки в допустимой области пространства состояний при запуске.

При нарушении указанного условия система управления запуском должна автоматически двигаться в сторону их соблюдения с использованием дополнительных воздействующих факторов, такие как входное устройство, направляющие аппараты вентилятора и компрессоров, клапанов перепуска воздуха из компрессоров, управляемые отборы мощности, воздуха, площадь сопла, положение лопастей ВВ, регулирование фронтных устройств камеры сгорания.

Для повышения надежности запуска к.с. необходимо многократное изменение состояния топливоздушная смеси в камере сгорания путем подачи топлива с динамической настройкой по «избирательной способности» камеры сгорания

Максимальная величина амплитуды пульсаций при этом определяется линией $G_{T \max}$ на рис. 2.

Потребная мощность систем зажигания ГТД все время растет. Например, для двигателя ПС-90, уже в процессе эксплуатации потребовалось почти трехкратное увеличение мощности разряда, что свидетельствует о недостаточности методов исследования пусковых свойств двигателя на стадии проектирования и доводки. Кроме того, во многих случаях увеличение мощности систем зажигания предлагается единственным средством увеличения диапазона запуска по высоте и скорости полета. При таком росте мощности сохранение и тем более увеличение ресурса как агрегата зажигания (АЗ), так и особенно свечей только за счет совершенствования характеристик аппаратной части является недостаточным. Решение проблемы видится в оптимизации загрузки системы зажигания по условиям её работы в составе двигателя, для чего требуется управление энергией, как это сделано в системах электронного зажигания с микропроцессорной системой управления для автомобилей, либо с встроенной в САУ двигателя. Кроме повышения надежности и увеличение ресурса за счет управления энергией зажигания и оптимизации по условиям запуска, в этом случае

возможно снижение затрат на обслуживание за счет применения информационных технологий контроля и диагностики и соответственно перехода на качественно новый уровень эксплуатационного обслуживания.

5. Области возможного запуска ГТД по высоте и скорости полета

Указанные выше граничные условия запуска позволяют определить располагаемые области запуска по высоте и скорости полета.

На рис. 3 представлены типовой диапазон 7 запуска в полете ЛА с установившихся режимов авторотации (обычный способ запуска в воздухе) на примере одновального ТРД ($\pi_{к.расч.}^* = 4,5$) представлены расчетные границы запуска в диапазоне 6 применения высокоманевренного самолета.

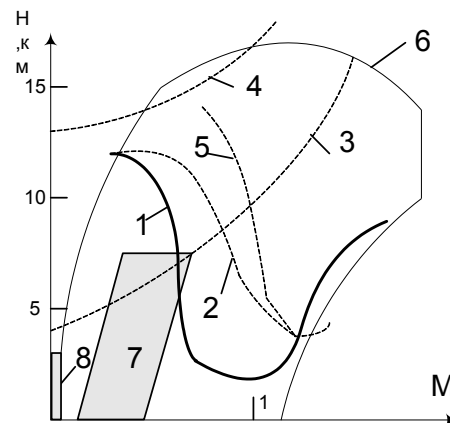


Рис. 3. Границы возможного запуска к.с. по высоте и скорости полета на примере одновального ТРД ($\pi_{к.расч.}^* = 4,5$)

Линия 1 соответствует верхней границе запуска по высоте и скорости полета с установившихся режимов авторотации, $\bar{n} = \bar{n}_{уст.авт.}$ (традиционные алгоритмы управления);

Линии 2 и 5 границ запуска с неустановившихся режимов авторотации ($\bar{n} < \bar{n}_{уст.авт.}$) показывают возможности расширения диапазона запуска. Для реализации запуска в указанных областях необходимы

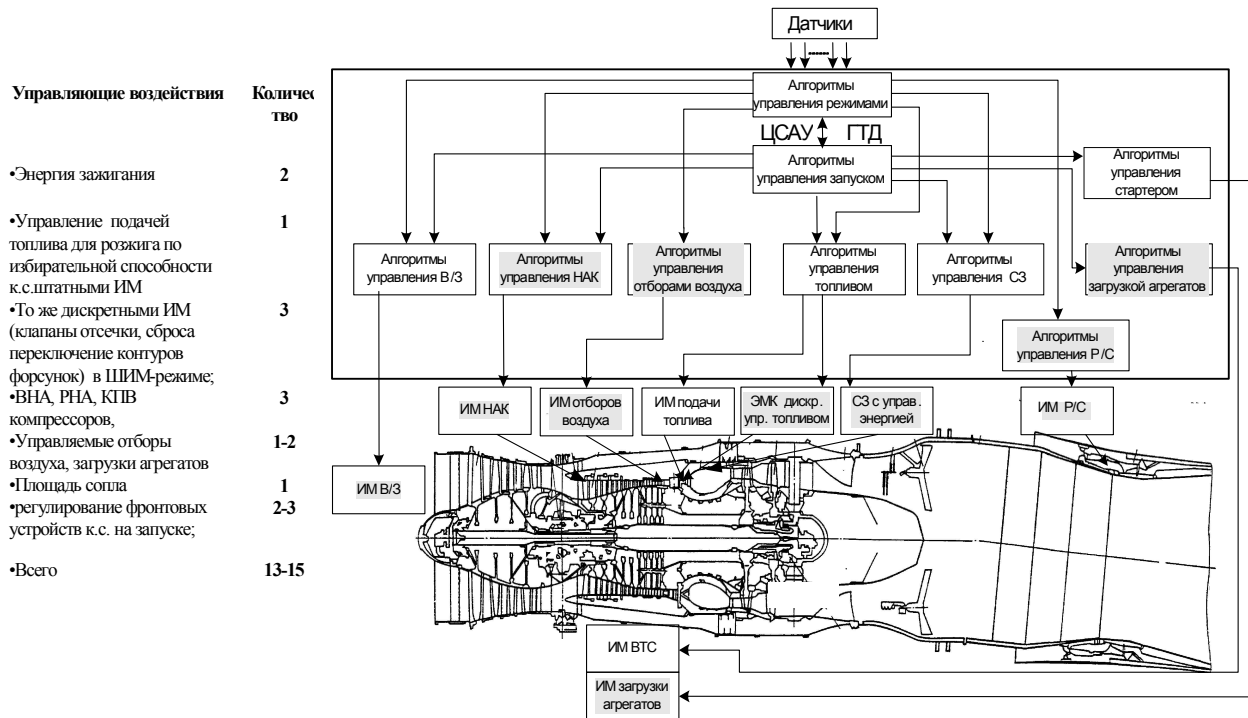


Рис. 4. Структура ИСЗ и управляющие воздействия

уменьшение текущего значения комплекса $A_{тек}$ ниже его граничного значения $A_{гран}$, например, путем уменьшения частоты вращения ротора ГТД (снижение расхода воздуха через камеру сгорания) на авторотации до соответствующей 0,35 (линия 2 на рис. 3) и 0,2 (линия 5 на рис. 3) от максимальной приведенной частоты вращения на авторотации.

Для реализации запуска в указанных областях необходимо управление параметрами воздуха на входе и формированием ТВС в к.с.

3 и 4 – линии границ запуска на «выбеге» роторов – «встречный» запуск ($\bar{n} > \bar{n}_{уст.авт.}$). На линии 3 – $n \cong 0,7n_{max}$, на линии 4 – $n \cong 0,85n_{max}$.

Выше линии 4 возможен запуск к.с. только в диапазонах частот вращения турбокомпрессора $n \leq 0,1n_{max}$ и $n \geq 0,85n_{max}$. Для реализации запуска в этой зоне требуются - нестандартные решения.

Предлагаемый подход к построению системы запуска ГТД позволит расширить диапазон запуска и

создаст предпосылки для создания системы зажигания нового поколения.

Литература

1. Куликов Г.Г. Математические модели, используемые в САПР двигателя и систем управления // Б.А. Черкасов. Автоматика и регулирование реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1988. – С. 323-343.
2. Оптимизация многомерных систем управления авиационными / А.А. Шевяков, Т.С. Мартынова и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 346 с.
3. Куликов Г.Г. Динамические модели авиационных ГТД для проектирования САУ // Вестник УГАТУ. – 2000. – № 2. – С. 157-164.

Поступила в редакцию 31.05.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.