

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.

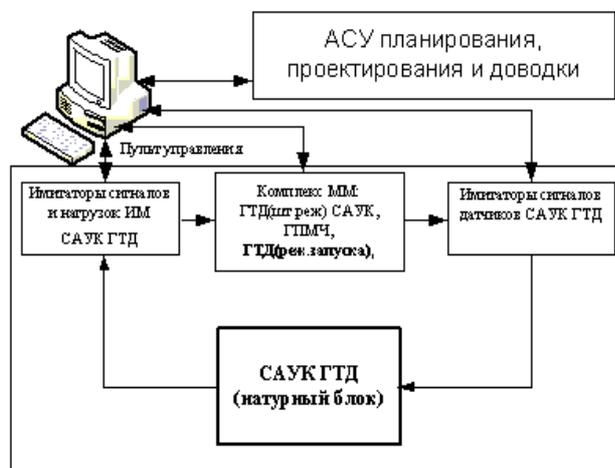


Рис. 1. Комплекс проектирования и доводки ИСЗ

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

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.

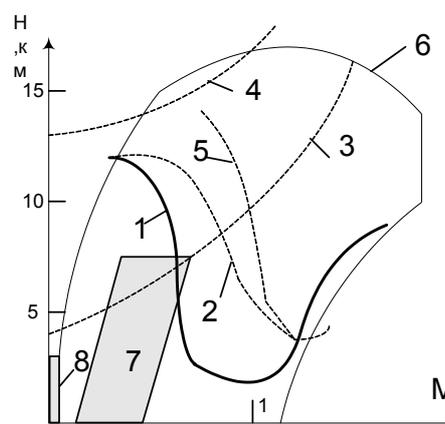


Рис. 3. Границы возможного запуска к.с. по высоте и скорости полета на примере одновального ТРД ($\pi_{к.расч.}^* = 4,5$)

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

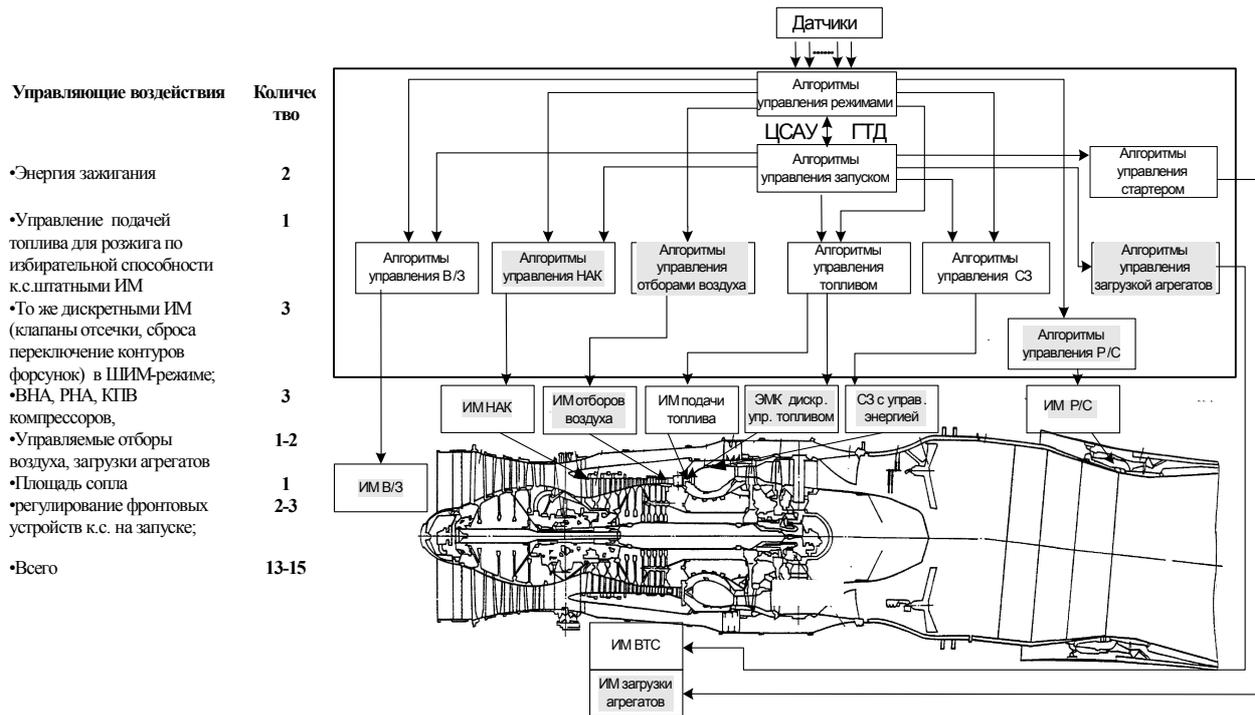


Рис. 4. Структура ИСЗ и управляющие воздействия

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.