

SELECTION EFFICIENT CONTROL ALGORITHMS OF FUEL-AIR SOLUTION BY COMPLEX OF STAFF-MEASURED FACTORS.

D.A. Ionov

The authors has been viewed method of getting ultimate air excess factor by staff – measured engine operation factors which are taken into consideration engines unit performance degradation, during its operation. In this article is shown comparative analysis of turbo – jet engines management efficiency of afterburning conditions between traditional, program control and proposal.

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ СОСТАВОМ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ПО КОМПЛЕКСУ ШТАТНО-ИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ.

Д.А. Ионов.

Рассмотрена методика получения коэффициента суммарного избытка воздуха α_Σ по штатно-измеряемым параметрам двигателя, с учетом ухудшения характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации. Приведен сравнительный анализ эффективности управления форсажными режимами ТРДДФ при традиционном программном управлении и предлагаемым.

Ключевые слова: форсажная камера сгорания, штатно-измеряемые параметры, коэффициент суммарного избытка воздуха, закон управления, алгоритм вычисления, регрессионная модель.
Keywords: afterburning combustion chamber, staff-measured parameters, coefficient of summary air surplus, controlling law algorithm of calculation, regression model.

Введение

Вопросы оптимального управления режимами полета самолета и режимами работы силовой установки становятся все более актуальными. При этом регулирование многочисленных параметров необходимо осуществлять, обеспечивая наилучшие летно-технические и экономические показатели самолета во всех эксплуатационных условиях полета.

Среди большого разнообразия режимов работы силовых установок боевых маневренных, военно-транспортных и сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) важное значение приобретают форсажные режимы, применение которых на двигателях обеспечивает улучшение взлетных, разгонных и маневренных характеристик самолета, повышает высотность и скорость полета. В области трансзвуковых скоростей полета СПС и военно-транспортных самолетов для обеспечения наибольшего выигрыша в дальности полета, несмотря на существенное ухудшение удельных показателей экономичности (C_R), оптимальными становятся именно форсажные режимы работы двигателя.

Переориентация на применение бортовых цифровых систем автоматического управления (САУ) для газотурбинных двигателей взамен гидромеханических и электронно-гидромеханических позволяет применять сложные и гибкие алгоритмы управления (многосвязные, многокритериальные, экстремальные, адаптивные, интегральные) для более эффективного обеспечения тяговых и экономических характеристик, ресурса и надежности двигателя. Поэтому важную роль играет разработка новых методов синтеза, реализуемых в бортовых системах алгоритмов вычисления параметров двигателя.

В данной работе на основе регрессионного анализа рассмотрены вопросы формирования алгоритмов цифрового управления расходом топлива, обеспечивающих

оптимальный состав топливовоздушной смеси (α_{Σ}) в форсажной камере сгорания ТРДДФ в виде степенного полинома измеряемых параметров двигателя.

Изложение материалов исследования

Для построения алгоритма оптимального управления форсажными режимами использовалась полная нелинейная динамическая модель двигателя, идентифицированная по результатам стендовых испытаний двигателя, прошедшего Государственные испытания

Так как алгоритм должен использоваться в бортовой цифровой САУ, то в основу были положены специфические требования к подобным алгоритмам:

- компактность;
- использование минимального объема памяти;
- малое время счета, существенно меньше реального времени;
- возможность идентификации модели к реальным характеристикам объектов с помощью алгоритмов самообучения или автономной подстройки.

В качестве входных параметров, аргументов, в искомом алгоритме использовались измеряемые параметры двигателя и системы управления (положение регулирующих органов, исполнительных механизмов, и т. п.).

В качестве выходных параметров, функционалов, могут быть основные параметры двигателя: тяга, удельный расход топлива, запасы газодинамической устойчивости каскадов компрессоров, расход воздуха, температура газа, состав смеси, статический и циклический ресурс, а также оптимизируемые критериальные зависимости, например, такие как запас топлива, интегральный импульс тяги, повреждаемость двигателя и другие.

Известно, что реальные характеристики узлов двигателя отличаются от номинальных, выбранных при проектировании и экспериментальной проверке опытных экземпляров двигателя. Это связано с тем, что в процессе эксплуатации двигателя по мере выработки ресурса, его работы в неблагоприятных климатических условиях и экстремальных условиях, попадания на вход в двигатель пыли, осколков аэродромного покрытия, кусочков льда или других посторонних предметов, а также из-за отклонения конструкторских и технологических параметров в пределах допусков при серийном производстве или ремонте характеристики узлов и проточной части изменяются

Используемый, в настоящее время, штатный закон управления $\frac{G_{m\Phi}}{P_K} = f(\alpha_{pyd}, \Gamma_{ex}^*)$ не учитывает отклонения характеристик узлов, и поэтому в процессе эксплуатации при управлении двигатель не выходит на номинальные характеристики. Применение закона управления $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$ позволяет парировать ухудшение характеристик двигателя.

При сравнительной оценке эффективности дозирования форсажного топлива по

программам $\frac{G_{тф}}{P_{к*}}$ и по α_{Σ} было рассмотрено одно из возможных ухудшений: вводилось отклонение адиабатического К.П.Д. турбовентилятора от номинального значения. На рисунке 1. показано процентное соотношение тяг, рассчитанных при использовании штатной программы $\frac{G_{тф}}{P_{к*}}$, и программы $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$. Из рисунка видно, что в зависимости от условий полета различие в тяге может достигать 3%. Этот пример расчета иллюстрирует необходимость учета реальных условий эксплуатации в алгоритмах управления.

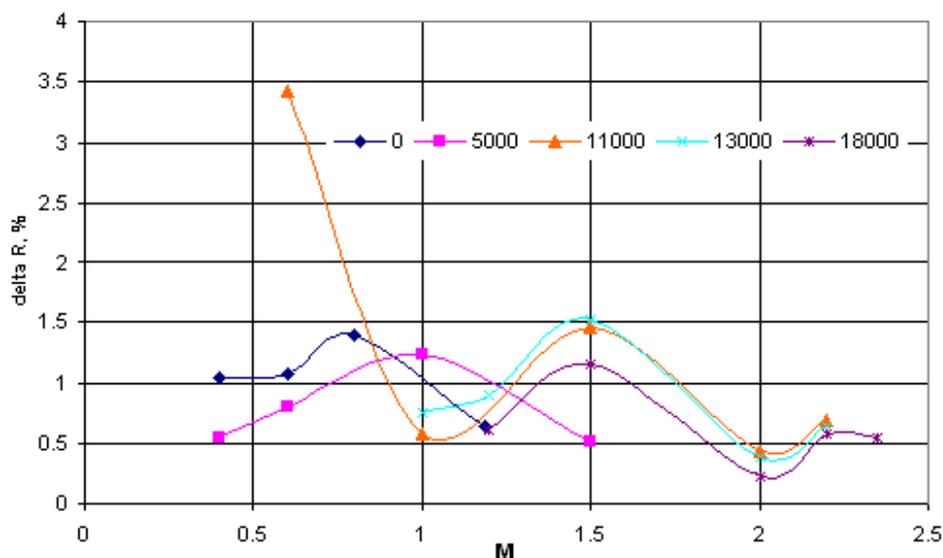


Рисунок 1 - отношение величины тяги, полученной при расчете по штатной программе $\frac{G_{тф}}{P_{к*}}$, и по программе $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$, при $H = 0, 5000\text{м}, 11000\text{м}, 18000\text{м}$; $M=0\dots2,5$.

Произведенные расчеты подтверждают нестабильность значений величины коэффициента избытка воздуха (рисунок 2) в различных условиях высотно-скоростного диапазона, что определяет не полную реализацию потенциальной возможности получения максимальной тяги R_{max} .

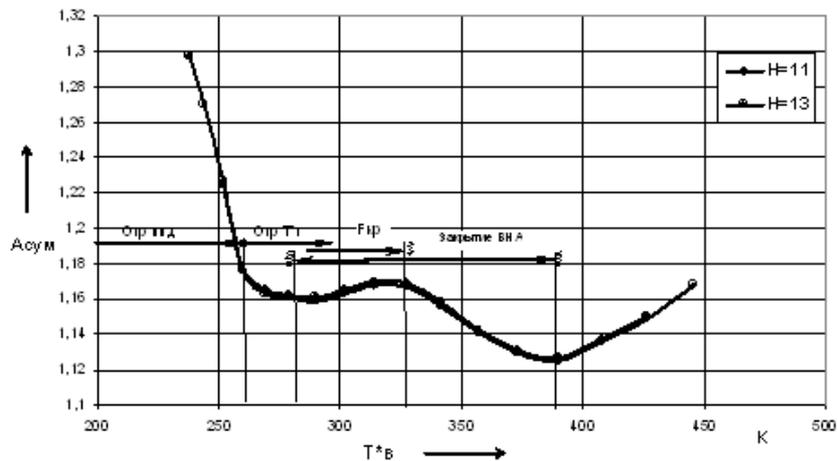


Рисунок 2 - влияние штатных программ на значение величины коэффициента избытка воздуха.

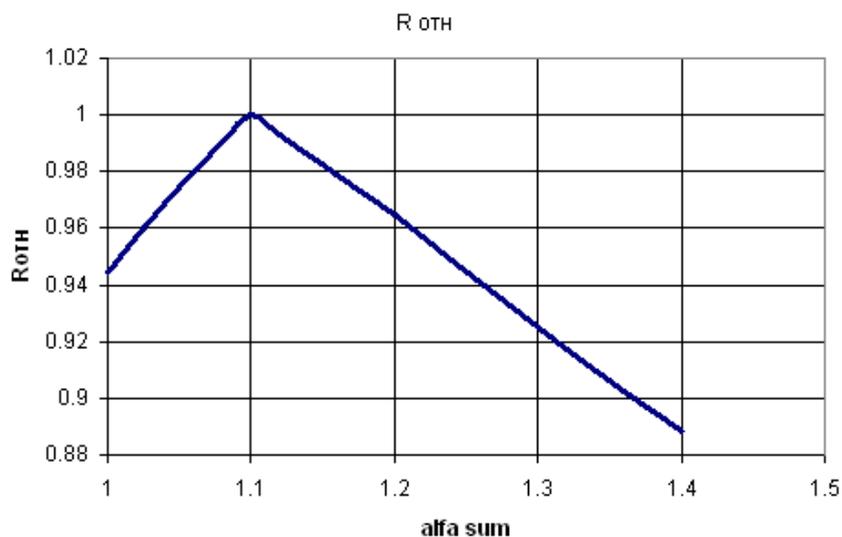


Рисунок 3 - зависимость силы тяги R от коэффициента избытка воздуха α_{Σ}

Наибольшее значение величины тяги двигателя достигается на режиме полного форсажа при максимальной температурой $T^*_{\Phi \max}$ в форсажной камере сгорания, которая достигается за счет обеспечения наиболее эффективного процесса горения, характеризующегося коэффициентом избытка воздуха α_{Σ} . Следовательно, для обеспечения наибольшего значения тяги на всех форсированных режимах (от минимального до полного) необходимо выдерживать такую величину параметра α_{Σ} , при которой тяга двигателя была бы максимальной при фактических значениях G_B в камере смешения, за счет управления расходом форсажного топлива $G_{ТФ}$.

В математическую модель САУ форсажным контуром $G_{ТФ}$ двигателя были внесены соответствующие изменения, и рассчитаны наивыгоднейшие значения $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$ для всего эксплуатационного диапазона на полном форсированном режиме двигателя

На рисунке 3 показано, что максимальное значение тяги достигается при величине коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\Sigma} = 1,1$. Это связано с тем, что в реальных эксплуатирующихся камерах сгорания, как правило, $\alpha_{\Sigma} \neq 1$, а превышает единицу, $\alpha_{\Sigma} > 1$, и не имеет постоянного значения на установившихся форсированных режимах. Таким образом, всегда в газах присутствует избыточный воздух, кроме чистых продуктов сгорания. В области $\alpha_{\Sigma} > 1,1$ наблюдается обеднение топливо-воздушной смеси при $\eta_{фк} = \text{const}$, в области $\alpha_{\Sigma} < 1,1$ наблюдается уменьшение полноты сгорания.

Общая методика построения регрессионной зависимости

Основная концепция создания регрессионной зависимости для α_{Σ} принята в данной работе заключается в следующем.

- Использование в качестве аргументов в зависимости только измеряемых параметров двигателя, внешних условий и значений управляющих координат (положение регулирующих органов).
- Использование в качестве выходного параметра, опорной функции, неизменяемых основных параметров двигателя, в том числе суммарного коэффициента избытка воздуха в форсажной камере α_{Σ} , характеризующий состав топливо-воздушной смеси.
- Опорная функция должна быть единой для всех режимов работы и полного диапазона условий эксплуатации двигателя, включая переходные и установившиеся бесфорсажные и форсажные режимы.
- Оптимизация зависимости по числу входящих в нее коэффициентов. Значения коэффициентов должны быть по возможности постоянными или слабо зависят от режимов работы и условий эксплуатации двигателя.

Был разработан алгоритм расчета коэффициента суммарного избытка воздуха топливовоздушной смеси в форсажной камере ТРДДФ в цикле управления. Вычисление α_{Σ} основано на аппроксимации расхода воздуха в двигатель $G_{e\Sigma}$ с последующим расчетом по известному выражению:

$$\alpha_{фк\Sigma} = \frac{3600 \cdot G_{e\Sigma}}{14,94 \cdot G_{m\Sigma}}$$

здесь $G_{e\Sigma}$ - суммарный расход воздуха через двигатель в кг/сек;

$G_{m\Sigma} = G_m + G_{mф}$ - суммарный расход топлива в основную и форсажные камеры сгорания в кг/час;

14,94 - коэффициент стехиометрии для топливовоздушной смеси: керосин - воздух.

Алгоритм построения регрессионной зависимости включает в себя следующие этапы:

1 Выбор опорной функции.

При формировании регрессионной зависимости для вычисления полного расхода воздуха через двигатель использовалась опорная функция, представляющая произведение степенных функций аргументов.

2 Выбор аргументов

На основе экспертного анализа в качестве аргументов были приняты следующие относительные штатно измеряемые параметры двигателя и САУ:

- относительная частота вращения вентилятора $\bar{n}_в$;
- относительная частота вращения компрессора $\bar{n}_к$;
- давление заторможенного потока воздуха за компрессором $\bar{P}_к^*$;
- давление заторможенного потока газа за турбиной \bar{P}_4 ;
- температура заторможенного потока газа за турбиной $\bar{T}_м^*$;
- давление заторможенного потока на входе в двигатель $\bar{P}_{вх}$;
- температура заторможенного потока на входе в двигатель $\bar{T}_{вх}^*$;
- расход топлива в основную и форсажную камеры сгорания $\bar{G}_м, \bar{G}_{мф}$;
- угловое положение входных аппаратов вентилятора $\bar{\varphi}_{вна}$;
- угловое положение направляющих аппаратов компрессора $\bar{\varphi}_{нак}$;
- площадь критического сечения реактивного сопла $\bar{F}_с$.

Были также назначены базовые значения и величина смещения этих параметров

Искомая регрессионная зависимость для расчета коэффициентов суммарного избытка воздуха в форсажной камере сгорания имеет следующий вид:

$$\alpha_{\phi\Sigma} = a_0 \cdot \frac{\bar{F}_с^{a_1}}{\bar{G}_м^{a_8} \cdot (\bar{G}_{мф} + a_9)^{a_{10}} \cdot \bar{G}_{м\Sigma}} \cdot \frac{(\bar{\varphi}_{нак} + a_2)^{a_3}}{\bar{\varphi}_{вна}^{a_{11}}} \cdot \frac{\bar{P}_{вх}^{a_4}}{\bar{T}_{вх}^{a_{12}}} \cdot \frac{\bar{P}_к^{a_5}}{\bar{P}_4^{a_{13}} \cdot \bar{T}_4^{a_{14}}} \cdot \bar{n}_в^{a_6} \cdot \bar{n}_к^{a_7}$$

где a_0, a_1, \dots, a_{14} искомые весовые коэффициенты, которые не меняются во всем диапазоне эксплуатации.

3 На третьем этапе происходит накопление экспериментальной или расчетной информации, отражающей изменение искомой зависимости (функции) от входных параметров (аргументов) в желаемой области изменения режимов работы двигателя

4 По накопленной информации производится вычисление весовых коэффициентов регрессионной зависимости.

5 Оценка значимости аргументов и при необходимости уточнение регрессионной зависимости.

Выводы

Разработан алгоритм формирования закона управления, характеризующего состав топливоздушнoй смеси газа в форсажной камере, основанный на применении в бортовой цифровой управляющей машине регрессионной зависимости α_{Σ} от штатно измеряемых параметров двигателя.

Литература

1. Пискунов Н. С. Дифференциальное и интегральное исчисление том I, М.: Наука, 1970/456с.
2. Пустыльник Е.И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М., Наука, 1968. 288с.
3. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента. /Перевод с англ./ М.: Мир, 1972. 381с.

Сведения об авторах:

Ионов Дмитрий Александрович, аспирант кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей» Московского авиационного института (государственного технического университета);

Телефон: 369-88-43