

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА В ФОРСАЖНУЮ КАМЕРУ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ ПИТАНИЯ

Богомолов М.А., Грасько Т.В.

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
г. Воронеж, michail986@yandex.ru

Ключевые слова: форсажная камера сгорания, водород, программа управления.

В связи со стремительным развитием пассажирской и транспортной авиации все больший интерес вызывают вопросы снижения удельного расхода топлива на форсированных режимах работы (РР) силовой установки (СУ) для обеспечения сверхзвукового крейсерского полета [1]. Одним из возможных способов снижения удельного расхода топлива на форсированных РР является применения двухтопливной системы питания форсажной камеры сгорания (ФКС), обеспечивающей значительное снижение удельного расхода топлива на форсированных РР [2]. Однако на данный момент отсутствует методика формирования программы управления (ПУ) расходом топлива в ФКС газотурбинного двигателя (ГТД) с двухтопливной системой питания, что и определяет актуальность темы исследования.

При решении задачи по формированию ПУ расходом топлива в ФКС необходимо учитывать ряд ограничений. В связи с тем, что водород обладает наименьшей плотностью из всех известных видов топлива, одним из основных ограничений при формировании ПУ выступает объем водородного топлива, требуемый для выполнения полета по типовому профилю. Таким образом, при формировании ПУ необходимо решить задачу условной оптимизации, в которой целевой функцией является минимизация добавки водорода при сохранении ограничений по заданной дальности полета и полной температуры на выходе из ФКС.

Для решения данной задачи была разработана методика формирования ПУ расходом топлива в ФКС по критерию самолетного совершенства – дальности полета, блок-схема которой представлена на рис. 1.

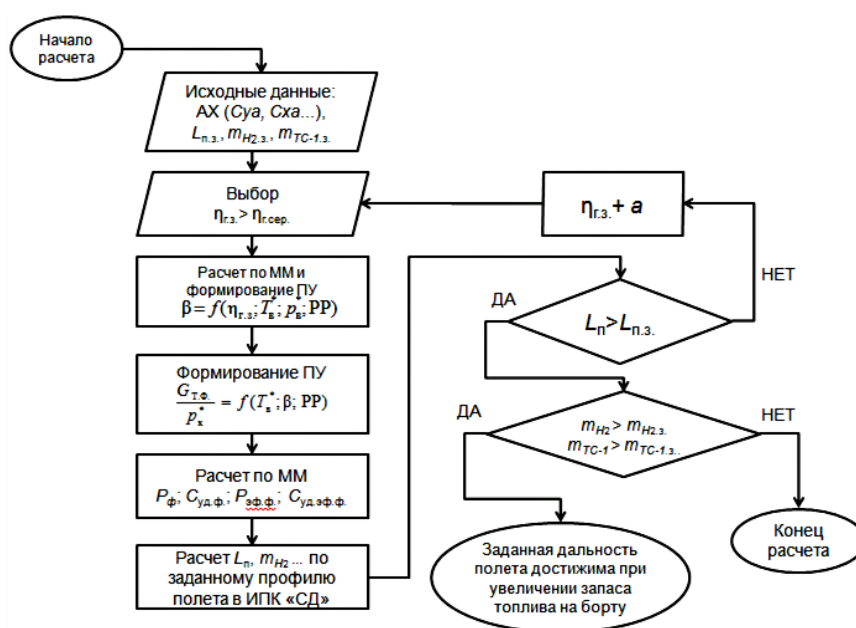


Рис. 1 – Блок-схема методики формирования ПУ расходом топлива в ФКС ТРДДФ с двухтопливной системой питания

Требуемая дальность полета достигается путем снижения удельного расхода топлива ГТД при помощи повышения и поддержания постоянным коэффициентом полноты сгорания топлива в ФКС за счет применяемой ПУ расходом двухкомпонентного топлива. Заданный коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_{г.з.}$ выбирается достаточным для достижения требуемой дальности полета $L_{п.з.}$, что позволяет минимизировать требуемый запас водорода на борту ЛА m_{H_2} .

При расчете дальности полета летательного аппарата (ЛА), оснащенного силовой установкой с двухтопливной системой питания применяется комплекс программ. ПУ расходом топлива, а также высотно-скоростные характеристики ГТД рассчитываются при помощи программы для формирования программы управления расходом двухкомпонентной топливной смеси в ФКС ТРДДФ с двухтопливной системой питания [3]. Аэродинамические характеристики ЛА, а также расчет дальности полета по заданному профилю проводится при помощи ИПК «СД» [4]. Результаты расчета дальности полета и потребного запаса водородного топлива прототипа сверхзвукового ЛА с взлетной массой 45000 кг. представлены на рис. 2а и рис. 2б.

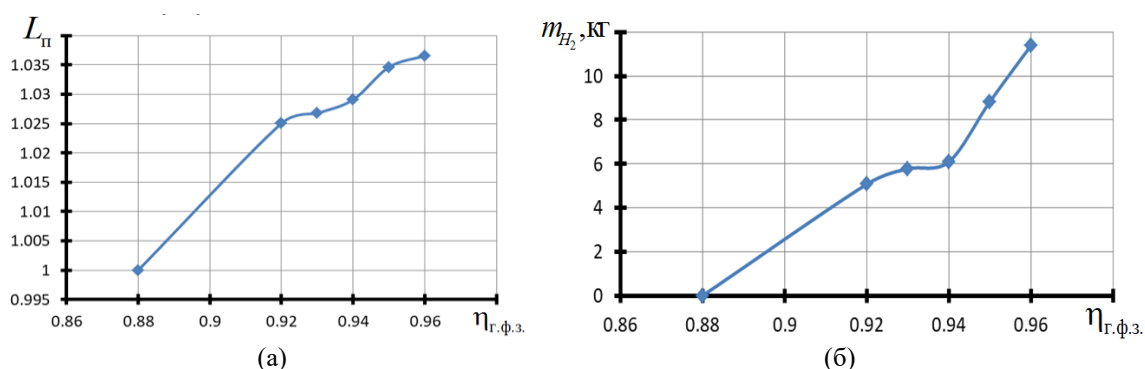


Рис.2 а, б – Зависимости дальности полета и потребного запаса водородного топлива прототипа сверхзвукового ЛА

Расчет проводился по профилю полета, включающему короткий участок полета (14% от общего расстояния) на высоте 14 км со сверхзвуковой скоростью. Зависимости высоты H и числа M от дальности полета представлены на рис. 3а и рис. 3б.

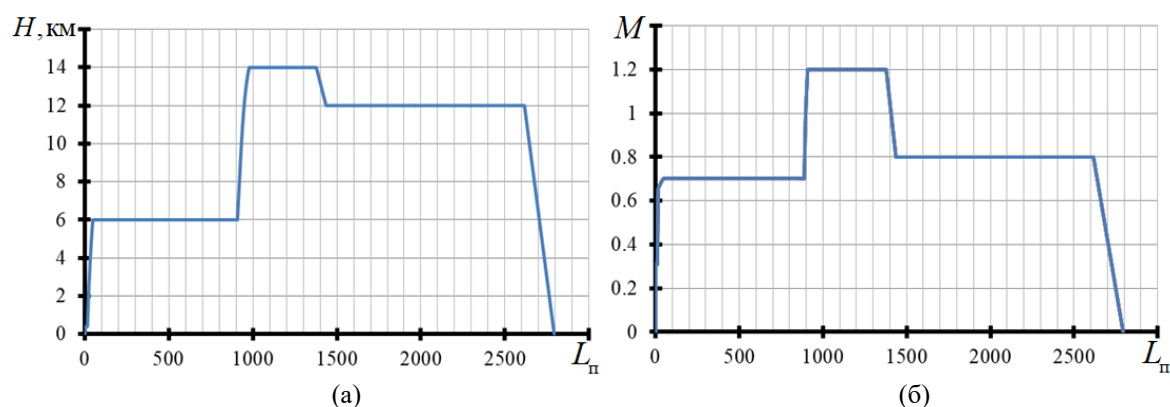


Рис.3 а, б – Зависимости высоты H и числа M от дальности полета

Анализ данных зависимостей показывает, что дальность полета ЛА, оснащенного СУ с двухтопливной системой питания даже при кратковременном использовании форсированных РР увеличивается на величину до 3,66% при использовании менее 12 кг водорода. При этом эффект от применения двухтопливной системы питания увеличивается при рассмотрении профилей полета с большим использованием форсированных РР.

Таким образом, в ходе проведенного исследования разработана методика формирования программы управления расходом топлива в ФКС ГТД с двухтопливной системой питания. Проведен расчет дальности полета прототипа ЛА и потребного количества водорода в зависимости от заданного при формировании ПУ значения коэффициента полноты сгорания топлива в ФКС. Сделан вывод об эффективности применения двухтопливной системы питания.

Список литературы

1. Сидняев Н.И. Перспективы развития современных сверхзвуковых пассажирских самолетов / Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – Вып. 1.
2. Жук А.В., Грасько Т.В. Выбор и обоснование облика системы автоматического управления двухтопливной системой питания форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя: Сборник научных статей по материалам III Всероссийского форума с международным участием Академические Жуковские чтения 2023 г. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2023.
3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ: Программа для формирования программы управления расходом двухкомпонентной топливной смеси в форсажную камеру сгорания ТРДДФ с двухтопливной системой питания №2025687377 от 09.10.2025.
4. Инструментально-программный комплекс «Самолет-Двигатель» (ИПК СД 1.0) версия от 21 декабря 2014 г.

Сведения об авторах

М.А. Богомолов – адъюнкт 73 кафедры (авиационных двигателей). ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

Т.В. Грасько – заместитель начальника 7 факультета – начальник учебной части, к.т.н., доцент. ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

M.A. Bogomolov – Postgraduate student of the Department of Aircraft Engines of the Military Educational and Scientific Center of the Air Force «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)

T.V. Grasko – Deputy head of the faculty of the Military Educational and Scientific Center of the Air Force «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh), Cand. Sci. (Tech.)

Associate Professor of the Department

Abstract

A methodology has been developed for forming a fuel flow control program in the afterburner of a turbofan engine with a dual-fuel supply system (aviation kerosene as primary fuel, hydrogen as an additive). Under constraints on flight range and afterburner outlet temperature, a constrained optimization problem is solved – minimizing the required hydrogen supply. It is shown that using a dual-fuel system increases the flight range of a supersonic aircraft by up to 3.66% with an additive of less than 12 kg of hydrogen.