

УДК 621.45.026

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОДОРОДОСОДЕРЖАЩЕГО УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

А. Ю. ВАКУЛИН¹, Т. В. ГРАСЬКО²

¹vakulin.1996@list.ru, ²grasko83@mail.ru

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора
Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 30.08.2020

Аннотация. Статья посвящена разработке методики расчета термогазодинамических характеристик водородосодержащего углеводородного топлива для силовой установки воздушно-космического самолета. Получены зависимости теплотворной способности топлива от его химической формулы, температуры газа перед турбиной от химической формулы топлива и теплотворной способности топлива от температуры газа перед турбиной, что является основой для формирования облика системы автоматического управления силовой установкой с битопливной системой.

Ключевые слова: авиационное топливо; криогенное топливо; водород; керосин; битопливная система; воздушно-космический самолет.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время диапазон высот и скоростей полета современных боевых летательных аппаратов, решающих задачи в воздушно-космическом пространстве, непрерывно расширяется. При этом летательные аппараты (ЛА) с турбореактивными двухконтурными двигателями с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) имеют эксплуатационные ограничения, препятствующие дальнейшему росту высоты и скорости. Так, при длительном полете со скоростями, соответствующими числу $M = 4 \dots 5$, в результате кинетического нагрева происходит увеличение температуры конструкции планера до $500 \dots 1000$ °С. Это приводит к превышению предела термической стабильности углеводородного топлива, начинается смолообразование и деструкция топлива и, как следствие, происходит отказ топливной системы.

Таким образом, применение углеводородного топлива – авиационного керосина – достигло своего предела.

Как видно из рис. 1, это приводит к тому, что такой тип двигателей, как ТРДДФ, вырождается.

Для решения задач в воздушно-космическом пространстве требуется проведение исследований в области поиска топлива, обладающего высокими теплотворной способностью и хладоресурсом. Для этого необходимо переходить на другие типы двигателей – сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (СПВРД) с альтернативным видом топлива, например с жидким водородом или его смеси с углеводородным топливом.

Основной особенностью двигателя, работающего на жидком водороде, является увеличенная в 3 раза удельная теплоемкость водорода по сравнению с удельной тепло-

емкостью керосина [1], что позволяет повысить эффективность двигателя, а именно уменьшить удельный расход топлива, массу и его габариты.

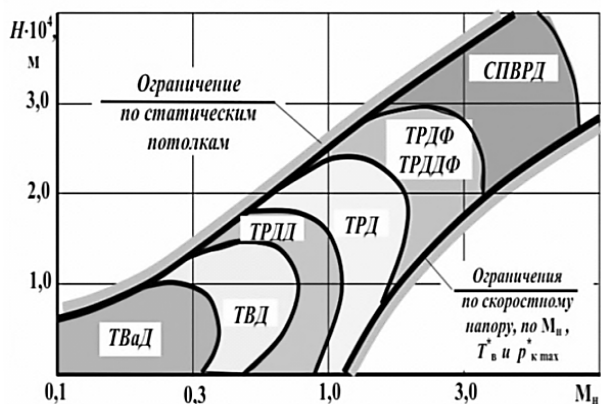


Рис. 1. Диапазон применения силовых установок с воздушно-реактивными двигателями (ВРД)

В табл. 1 указана сравнительная характеристика топлив, исходя из которой следует, что у жидкого водорода в 10 раз больший хладоресурс, а также в 13,5 раз большая газовая постоянная [2, 3]. Это значит, что его можно использовать в газовых водородных турбинах до сгорания, создавая тем самым механическую работу на валу. Все это существенно влияет как на удельную работу цикла, так и на удельную тягу двигателя.

Таблица 1

Сравнительная характеристика топлив

Название	Размерность	Водород	Керосин
Молекулярный вес	кг/кмоль	2,016	100
Плотность	кг/м ³	71	810
Температура кипения	К	20,46	423–533
Теплота сгорания низшая	МДж/кг	120,0	42,9...43,3
Хладоресурс при нагреве до температуры	К	13030	1330...1370
		923	623
Газовая постоянная	кДж/(кг×К)	4,12	0,30533

Основными характеристиками термодинамического цикла являются его работа [4] и термический коэффициент полезного действия. Математическая модель удельной работы цикла двигателя $L_{ц}$ представлена ниже:

$$L_{ц} = \frac{k}{k-1} R_{г} T_{г}^* \left[1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}} \right] \eta_{р} - \frac{k}{k-1} R_{в} \times \\ \times T_{н} \left[\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \frac{1}{\eta_{сж}},$$

где $R_{г}$, $R_{в}$ – газовые постоянные газа и воздуха; π_{Σ} – суммарная степень повышения давления в компрессоре; $\eta_{р}$ – КПД процесса расширения; $\eta_{сж}$ – КПД процесса сжатия; k – показатель адиабаты; $T_{г}^*$ – температура газа перед турбиной; $T_{н}$ – температура наружного воздуха.

Анализ данной математической модели свидетельствует о том, что удельная работа цикла напрямую зависит от газовой постоянной газа, а значит, при ее увеличении существенно возрастет и удельная работа цикла. Кроме того, анализ зависимости газовой постоянной от коэффициента избытка воздуха, представленный на рис. 2, показывает, что при приближении к стехиометрическому значению коэффициента избытка воздуха газовая постоянная продуктов сгорания водорода значительно превышает газовую постоянную продуктов сгорания керосина.

Эти термодинамические особенности продуктов сгорания водорода определяют их более высокую работоспособность, особенно заметную в рабочем процессе высокотемпературных нефорсированных и форсированных авиационных газотурбинных двигателей.

Важно отметить, что жидкий водород легко испаряется и быстро распространяется по всему объему жаровой трубы камеры сгорания, что способствует расширению диапазона устойчивого горения.

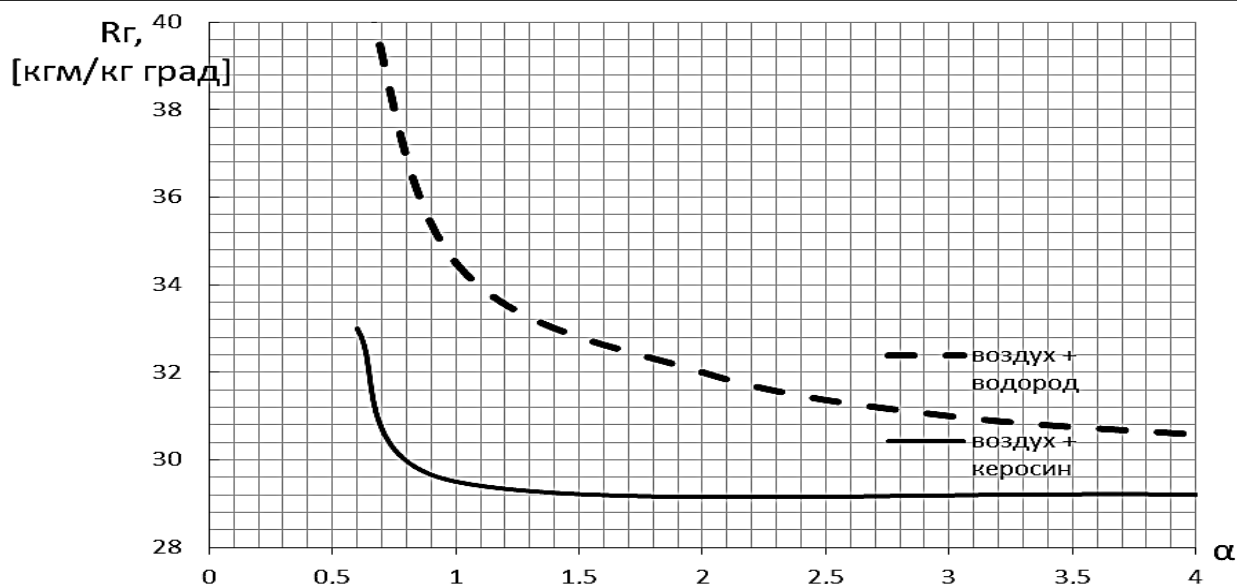


Рис. 2. Зависимость газовой постоянной продуктов сгорания топлив от коэффициента избытка воздуха

Еще одной особенностью работы двигателя, использующего в качестве топлива жидкий водород, является возможность реализации его хладоресурса для охлаждения элементов горячей части двигателя и рабочего тела на линии сжатия.

Это позволит повысить КПД и работу цикла двигателя и, как следствие, осуществить переход к более высокой температуре газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре.

Работы в данной предметной области проводились как в России, так и за рубежом. Например, в проекте комбинированной силовой установки (КСУ) RB545, созданной фирмой Rolls-Royce. При полете с большой скоростью в работу включается прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), при этом в полете в атмосфере воздух, поступающий в КСУ, сжижается за счет хладоресурса жидкого водорода и накапливается на борту летательного аппарата. При выходе в космическое пространство кислород этого воздуха в сочетании с водородом используются в качестве компонентов топлива жидкостного ракетного двигателя.

В Великобритании участниками проекта RB545 разрабатывалась КСУ Sabre, состоящая из газотурбинного двигателя, в котором поступающий на вход воздух охлаждается в теплообменнике. После набора скорости включается прямоточный двигатель, работающий на водороде, и при выходе в космическое пространство включается жидкостно-ракетный двигатель (ЖРД).

Особенностью конструкции входного теплообменника является практически мгновенное (за 0,01 с) охлаждение входящего воздуха с 1000 до 123 К.

Используя хладоресурс криогенного топлива, можно обеспечить повышение эффективности двигателя за счет уменьшения количества ступеней компрессора и снижения его массы.

Кроме того, в США фирмой «Локхид» разрабатывался высотный сверхзвуковой разведчик, работающий на комбинированном реактивном двигателе с использованием сжиженных кислорода и водорода. Проект, получивший обозначение CL-400, задумывался как разведчик с крейсерской скоростью, в 2,5 раза превосходящей звуковую, и расчетной дальностью полета около 4000 км. Считалось, что самолет с такой скоростью и высотой полета будет способен проводить разведку объектов, прикрытых зенитными комплексами ПВО и перехватчиками с управляемым ракетным оружием, а возможность дозаправки в воздухе позволит вести наблюдения за любыми объектами на земном шаре.

Недостатком CL-400 является трудность в обеспечении эксплуатации самолета с таким опасным топливом, а также адаптации двигателей под жидкий водород.

В нашей стране также велась подобная разработка. Так, в конце 80-х гг. прошлого столетия начались испытания криогенного топлива — жидкого водорода на самолете

Ту-155 с двигателем НК-88 под руководством Н. Д. Кузнецова. Был проведен обширный цикл летных испытаний. Все запуски двигателя НК-88 были автоматическими и проходили по циклограмме. Основные параметры работы двигателя при запусках находились в пределах норм ТУ и составляли: время запуска – 75–80 с (по ТУ – не более 80 с); температура газа за турбиной не превышала 350 °С (по ТУ – не более 600 °С).

В дальнейшем в процессе поэтапной отработки криогенных систем были проверены аварийный слив на жидком азоте, отработано необходимое время захлаживания криогенной системы двигателя, параметры жидкого водорода, соответствующие гарантированному запуску.

После успешного завершения наземных испытаний были начаты летные эксперименты, на всех этапах которых двигатель НК-88 работал устойчиво и основные параметры его работы соответствовали нормам ТУ. Всего на самолете Ту-155 выполнено на жидком водороде 5 полетов общей продолжительностью 4 ч 27 мин. Эти полеты доказали, что криогенные топлива в авиации использовать можно и нужно.

Также под руководством В. М. Мясищева велись работы по разработке перспективного воздушно-космического самолета М-19, также работающего на водороде. Главной особенностью данного проекта являлось использование жидкого водорода и ядерного реактора.

В качестве топлива для ТРДДФ и ГПВРД использовался водород, он же являлся и рабочим телом в замкнутом контуре ядерного ракетного двигателя. Комбинированная силовая установка воздушно-космического самолета М-19 предполагала поэтапное включение различных типов двигателей в зависимости от режима полета.

На данный момент все эти перспективные разработки остановлены и остается большое количество вопросов и проблем, оставшихся без решения.

Одним из таких вопросов является возможность использования в качестве топлива смеси керосина и водорода, т. е. водородосодержащего углеводородного топлива.

Для этого двигатель должен иметь битопливную систему, которая должна обеспечить заданный режим работы силовой установки (реализовать программу управления двигателем $T_{Г\max}^* = \text{const}$) при увеличении скорости полета.

Сущность заключается в следующем: перед подачей в камеру сгорания жидкого водорода происходит его «растворение» в керосине в системе топливопитания.

Этот процесс осуществляется на высоте полета более 11 000 м и при скоростях, приближающихся к числу $M = 4$, когда вследствие торможения потока атмосферного воздуха происходит кинетический нагрев обшивки летательного аппарата до температуры 882 К [2], что может привести к деструкции углеводородного топлива и отказу топливной системы.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Таким образом, для обеспечения оптимальных характеристик топлива предлагается разработка методики расчета термодинамических характеристик водородосодержащего углеводородного топлива для силовой установки воздушно-космического самолета. Данная методика базируется на химической формуле топлива, заданной в соответствии с количеством водорода и керосина, определении стехиометрического коэффициента, коэффициента избытка воздуха, теплотворной способности топлива и температуры газа на выходе из камеры сгорания.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Отличием данной методики от существующих является возможность построения зависимостей характеристик топлива (теплотворная способность, температура газа перед турбиной) от его химической формулы и зависимости данных характеристик друг от друга.

Методика позволяет определить зависимость изменения формулы топлива от содержания в нем водорода и наглядно понять степень влияния водорода на энергетические характеристики топлива.

Блок-схема методики представлена на рис. 3.



Рис. 3. Блок-схема методики расчета термогазодинамических характеристик водородосодержащего углеводородного топлива

Алгоритм расчета термогазодинамических характеристик водородосодержащего углеводородного топлива следующий:

1. Задаются исходные данные, включающие в себя химическую формулу топлива C_nH_m , расход воздуха G_B и топлива G_T и температуру воздуха T_K^* на входе в камеру сгорания.

2. Исходя из заданной формулы топлива определяется соотношение компонентов в нем – углерода и водорода.

3. По известным молярным массам элементов определяется массовый стехиометрический коэффициент $L_0 = \frac{\mu_{ок} \left(n + \frac{m}{4} \right)}{M \cdot 0,231}$, где $\mu_{ок}$ – молекулярный вес кислорода;

n – число атомов углерода в приведенной молекуле смеси; m – число атомов водорода в приведенной молекуле смеси; M – молекулярный вес топлива [3].

4. Зная массовый стехиометрический коэффициент, а также заданный расход воздуха и топлива, рассчитываем коэффициент избытка воздуха в камере сгорания:

$$\alpha = \frac{G_{к.с.}}{G_T \cdot L_0},$$

где $G_{к.с.}$ – расход воздуха; G_T – расход топлива; L_0 – массовый стехиометрический коэффициент [5].

5. По формуле Менделеева, зная химический состав топлива и молярные массы элементов, определяем теплотворную способность топлива:

$$H_u = \frac{418(81n \cdot 12 + 246m)}{M},$$

где n – число атомов углерода в приведенной молекуле смеси; m – число атомов водорода в приведенной молекуле смеси; M – молекулярный вес топлива.

6. По значениям H_u , α и L_0 определяем температуру газа перед турбиной:

$$T_{\Gamma}^* = T_{\text{к}}^* + \frac{H_u \cdot \eta_{\Gamma}}{\alpha \cdot L_0 \cdot c_{p_{\text{к.с.}}}},$$

где $T_{\text{к}}^*$ – температура воздуха на входе в камеру сгорания; η_{Γ} – коэффициент полноты сгорания (задается 0,98...0,99); $c_{p_{\text{к.с.}}}$ – теплоемкость продуктов сгорания в камере сгорания [1]; H_u – теплотворная способность топлива; L_0 – массовый стехиометрический коэффициент; α – коэффициент избытка воздуха в камере сгорания.

7. В блоке обеспечения заданной программы управления силовой установкой $T_{\text{Гмакс}}^* = \text{const}$ происходит увеличение количества водорода в топливе при достижении скорости полета до $M \geq 4$ и его уменьшение при снижении скорости полета до $M < 4$.

8. На основе полученных данных определяется зависимость теплотворной способности топлива от его химической формулы, температуры газа перед турбиной от химической формулы топлива и теплотворной способности топлива от температуры газа перед турбиной.

Результатом данной методики могут быть зависимости, представленные на рис. 4, анализ которых свидетельствует о том, что теплотворная способность топлива, полученная при использовании в качестве топлива водорода, более чем в 2 раза превышает теплотворную способность топлива, полученную при использовании, например, метана, а температура газа перед турбиной при работе двигателя на водороде больше на 40 % по сравнению с углеводородным топливом.

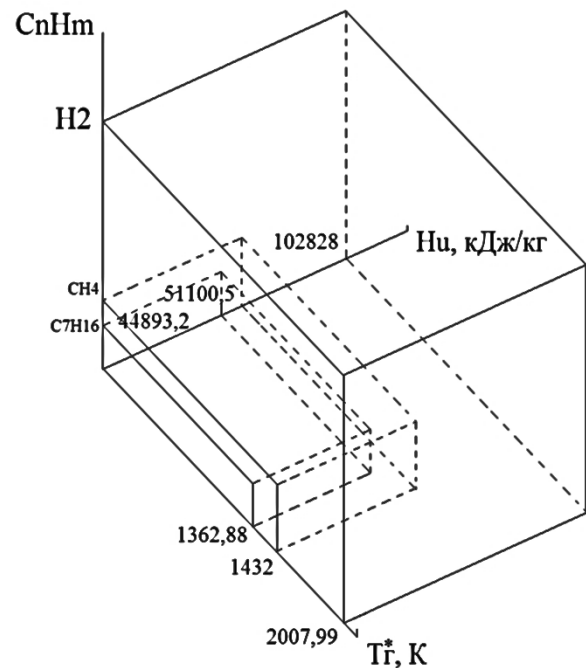


Рис. 4. Зависимость теплотворной способности топлива и температуры газа перед турбиной от химической формулы топлива

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, полученные зависимости термогазодинамических характеристик топлива от его химической формулы являются основой для формирования облика системы автоматического управления силовой установкой воздушно-космического самолета с битопливной системой, функционирование которой обеспечивает реализацию программы управления двигателем в широком диапазоне высот и скоростей полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теория авиационных двигателей: учебник для вузов ВВС / Ю. Н. Нечаев [и др.]; под ред. Ю. Н. Нечаева. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. Ч. 1. 366 с.: ил.

[Y. N. Nechaev, et al., *Theory of aircraft engines*, (in Russian). Vol. 1. Moscow: Izd. VVIA im. Prof. N. E. Zhukovsky, 2006.]

2. **Федоров Р. М., Мелик-Пашаев Н. И.** Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1980. 99 с. [R. M. Fedorov, N. I. Melic-Pashaev, *Tables and charts of thermophysical quantities and gas-dynamic functions*, (in Russian). Moscow: Voennoe izdatelstvo Ministerstva Oboroni SSSR, 1980.]

3. **Дубовкин Н. Ф.** Справочник по теплофизическим свойствам углеводородных топлив и их продуктов сгорания. М.; Л.: Росэннергоиздат, 1962. 288 с. [N. F. Dubovkin, *Reference book on the thermophysical properties of hydrocarbon fuels and their combustion products*, (in Russian). Moscow; Leningrad: Rosenergoizdat, 1962.]

4. **Кулагин В. В.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. Кн. 1. 616 с.: ил. [V. V. Kulagin, *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2002.]

5. **Федосьев В. И., Синярев Г. Б.** Введение в ракетную технику. 2-е изд., испр. и доп. М.: Государственное научно-техническое издательство Оборонгиз, 1960. [V. I. Fedos'ev, G. B. Sinyarev, *Beginning of rocket technical*, (in Russian). Moscow: State scientific and technical publishing house Oborongiz, 1960.]

Key words: aviation fuel; cryogenic fuel; hydrogen; kerosene; biofuel system; aerospace aircraft.

About authors:

VAKULIN, Anton Yurievich, Science troop operator of Military science center of Air Force «Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin military and air academy», Voronezh, Russia.

GRAS'KO, Taras Vasilevich, Cand. of Tech. Sci., docent of Aviation Engines of Military science center of Air Force «Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin military and air academy», Voronezh, Russia.

ОБ АВТОРАХ

ВАКУЛИН Антон Юрьевич, оператор научной роты Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж).

ГРАСЬКО Тарас Васильевич, канд. техн. наук, доц. Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж).

METADATA

Title: Methodology for calculating the thermogasdynamic characteristics of a hydrogen-containing hydrocarbon fuel for a propulsion system of an aerospace aircraft.

Authors: A. Yu. Vakulin¹, T. V. Grasko²

Affiliation:

Military science center of Air Force «Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin military and air academy», Voronezh, Russia.

Email: ¹vakulin.1996@list.ru, ²grasko83@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 3 (89), pp. 45-51, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article is devoted to the development of a method for calculating the thermogasdynamic characteristics of a hydrogen-containing hydrocarbon fuel for a propulsion system of an aerospace aircraft. The dependences of the fuel characteristics on its chemical formula are obtained, which is the basis for shaping the appearance of the automatic control system of a power plant with a bio-fuel system.