

ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ДИССОЦИАЦИИ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА НА ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Болдырев О.И.¹, Горюнов И.М.²

¹ОАО «Научно-производственное предприятие «Мотор»

Уфа, Россия (450039, г. Уфа, ул. Сельская-Богородская, 2) boldyrevoi@rambler.ru

²ГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет

Уфа, Россия (450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, 12) gorjunov@mail.ru

В статье проведён анализ влияния факторов термической диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания углеводородного топлива на параметры рабочего процесса узлов и характеристики авиационных газотурбинных двигателей. Предложены функции определения термодинамических параметров рабочего тела с учётом указанных факторов, реализованные в составе системы моделирования рабочих процессов газотурбинных двигателей. В результате анализа влияния фактора термической диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания на параметры двигателя и его узлов выявлены основные тенденции изменения параметров узлов, изменения характеристик и программы регулирования. Полученные результаты подтверждают необходимость учёта фактора термической диссоциации и рекомбинации в математической модели авиационных газотурбинных двигателей в алгоритмах расчёта температуры газа и определения термодинамических свойств рабочего тела.

Ключевые слова: термическая диссоциация, рабочий процесс, газотурбинные двигатели.

INFLUENCE OF THERMAL DISSOCIATION OF HYDROCARBONIC FUEL COMBUSTIONPRODUCTSON PARAMETERS OF WORKING PROCESS PERSPECTIVE GAS-TURBINEENGINES

Boldyrev O.I.¹, Gorynov I.M.²

¹ Joint-stock company «Scientific-and-production enterprise "MOTOR"»

Ufa, Russia (450039, Ufa, Selskaya-Bogorodskayastr, 2) boldyrevoi@rambler.ru

² Ufa State Aviation Technical University

Ufa, Russia (450000, Ufa, K. Marxstr, 12) gorjunov@mail.ru

In the article the analysis of influence of factors of thermal dissociation and recombination of hydrocarbonic fuel combustion products on parameters of working process of nodes and the characteristic of aircraft gas-turbine engines is carried out. Functions of definition of thermodynamic parameters of a propulsive mass with the account of the indicated factors, realised as a part of working processes of gas-turbine engines modelling system are offered. As a result of the analysis of influence of the factor of thermal dissociation and recombination of combustion products on parameters of the engine and its nodes the main tendencies of change of parameters of nodes, changes of characteristics and the regulation program are revealed. The received results confirm necessity of the account of the factor of thermal dissociation and a recombination for mathematical model of air gas-turbine engines in algorithms of calculation of temperature of gas and definition of thermodynamic properties of a propulsive mass.

Key words: thermal dissociation, working process, gas-turbine engines.

Одним из направлений совершенствования современных математических моделей ГТД, используемых при проектировочных термодинамических расчётах, является введение расчёта температуры, а также термодинамических свойств гомогенной смеси продуктов сгорания с учётом химически равновесного состояния и термической диссоциации компонентов.

Необходимость создания математической модели определения состава и термодинамических функций диссоциированных продуктов сгорания и рабочего тела авиационных ГТД определяется следующими предпосылками:

– требования к параметрам перспективных ГТД ужесточены до пределов, при которых точность и адекватность моделирования рабочих процессов не позволяет пренебрегать факторами, ранее казавшимися несущественными;

– расширились диапазоны определяющих параметров рабочего цикла (p , T), для которых необходимо выполнять расчёты. Так, при создании перспективных ГТД нового поколения с температурой газов перед турбиной близкой к температуре горения стехиометрической топливовоздушной смеси (2150 К), в продуктах сгорания неизбежно будут проявляться процессы термической диссоциации, приводящие к понижению температуры газовой смеси. При этом компоненты смеси продуктов сгорания частично диссоциированы и находятся в состоянии химического равновесия;

– при расширении и охлаждении продуктов сгорания в турбине и реактивном сопле ГТД происходит процесс частичной рекомбинации диссоциированных компонентов;

– в связи с поиском альтернативных авиационных и энергетических топлив (сжиженный метан, водород, доменные и попутные газы различных составов и др.) увеличилось многообразие исходных составов топливовоздушных смесей, состав продуктов сгорания, термодинамические функции которых необходимо определять;

– производительность современной вычислительной техники позволяет использовать довольно трудоёмкий процесс отыскания состава, температуры и термодинамических функций продуктов сгорания при расчёте тягово-экономических характеристик авиационных ГТД с приемлемыми временными затратами.

В настоящее время для расчёта свойств рабочего тела применяется методика ЦИАМ [4], в которой рабочие тела (воздух и продукты сгорания) представляют собой смесь компонентов, обладающую свойствами идеального газа, с неизменными термодинамическими свойствами, зависящими только от температуры T и коэффициента избытка воздуха α .

В основу математической модели расчёта термодинамических параметров рабочего тела с учётом термической диссоциации и рекомбинации положен универсальный метод расчёта химического равновесия, разработанный коллективом авторов под руководством В.Е. Алемасова [5] и адаптированный авторами применительно к термодинамическому циклу ГТД [3].

Математическая модель верифицирована по [1] и реализована авторами в составе системы моделирования рабочих процессов ГТД DVIGw разработки УГАТУ [6].

Для расчёта термодинамических процессов в узлах ГТД реализованы следующие функции определения термодинамических параметров рабочего тела:

– определение удельной энтальпии i^* , удельной энтропии S^* , удельной изобарной теплоёмкости C_p , газовой постоянной R , показателя адиабаты k по температуре рабочего тела T^* , давлению рабочего тела p^* , коэффициенту избытка воздуха α , влажности d и составу продуктов сгорания $\sum_{i=1}^{20} r_i$ (здесь r_i – объёмная доля i -го компонента смеси)

$$i^*, S^*, C_p, R, k = f\left(T^*, p^*, \alpha, d, \sum_{i=1}^{20} r_i\right);$$

– определение температуры рабочего тела T^* , состава продуктов сгорания $\sum_{i=1}^{20} r_i$, удельной энтальпии i^* , удельной энтропии S^* , удельной изобарной теплоёмкости C_p , газовой постоянной R , показателя адиабаты k по температуре окислителя на входе в камеру сгорания $T_{\text{вх}}^*$, давлению рабочего тела p^* , коэффициенту избытка воздуха α , влажности d , элементарному составу топлива $\bar{C}, \bar{O}, \bar{H}, \bar{N}, \bar{S}$, параметрам топлива H_u (теплотворная способность, кДж/кг), L_0 (количество воздуха, необходимое для сгорания 1 кг топлива), $T_{\text{топл}}$ (температура топлива, К), коэффициенту потерь располагаемого тепла топлива $\eta_{\text{КС}}$

$$T^*, \sum_{i=1}^{20} r_i, i^*, S^*, C_p, R, k = f(T_{\text{вх}}^*, p^*, \alpha, d, H_u, \eta_{\text{КС}}, L_0, T_{\text{топл}}, \bar{C}, \bar{H}, \bar{O}, \bar{N}, \bar{S});$$

– определение температуры T^* , удельной энтропии S^* , удельной изобарной теплоёмкости C_p , газовой постоянной R , показателя адиабаты k по удельной энтальпии i^* , давлению

нию рабочего тела p^* , коэффициенту избытка воздуха α , влажности d и составу продуктов сгорания $\sum_{i=1}^{20} r_i$

$$T^*, S^*, C_p, R, k = f\left(i^*, p^*, \alpha, d, \sum_{i=1}^{20} r_i\right);$$

– определение температуры T^* , удельной энтальпии i^* , удельной изобарной теплоёмкости C_p , газовой постоянной R , показателя адиабаты k по удельной энтропии S^* , давлению рабочего тела p^* , коэффициенту избытка воздуха α , влажности d и составу продуктов сгорания $\sum_{i=1}^{20} r_i$

$$T^*, i^*, C_p, R, k = f\left(S^*, p^*, \alpha, d, \sum_{i=1}^{20} r_i\right).$$

После расчёта параметров равновесного состояния проводится поправка термодинамических параметров с учётом неравновесности в зависимости от времени пребывания рабочего тела в объёме узла и времени протекания равновесных химических реакций диссоциации и рекомбинации путём «замораживания» параметров отдельных наиболее медленно протекающих реакций и концентраций веществ, входящих в эти реакции [отчёт].

Результаты оценки влияния термической диссоциации и рекомбинации на параметры узлов ГТД

Проведён анализ влияния фактора диссоциации на параметры основной и форсажной камер сгорания и на основные параметры высокотемпературного турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ) с параметрами, отвечающими требованиям к двигателю нового поколения [2].

Для основной камеры сгорания выполнены параметрические расчёты с оценкой влияния процесса диссоциации на уровень температуры газа в камере сгорания при изменении температуры воздуха на входе в камеру сгорания T_B^* , давления в камере сгорания $p_{КС}^*$ и состава смеси α (рисунок 1).

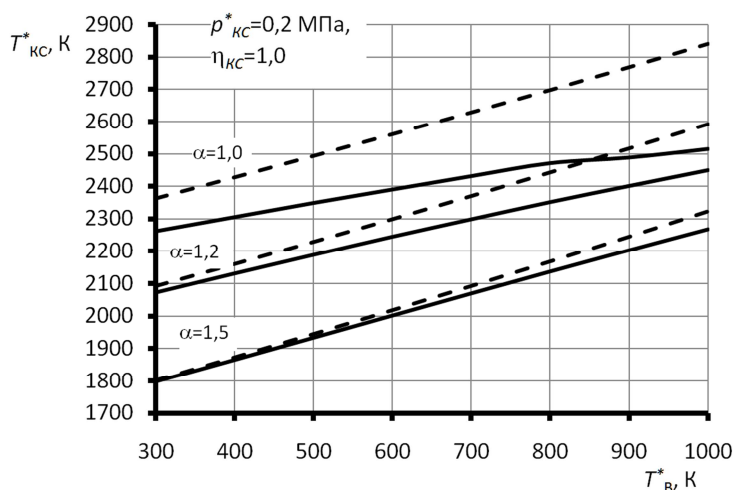


Рисунок 1. Зависимости расчётной температуры в камере сгорания в высотных условиях для различных температур T_B^* и давлений $p_{КС}^*$ поступающего в камеру сгорания воздуха и α с учётом (сплошная линия) и без учёта (пунктир) диссоциации

При уровне температур в камере сгорания $T_{КС}^* = 1900\text{--}2100 \text{ К}$ учёт диссоциации компонентов рабочего тела приводит к снижению расчётной величины температуры в основной камере сгорания на 20–50 К для значений $\alpha = 2,2 \dots 1,8$. При этом расчётное значение потребного расхода топлива для поддержания заданной температуры увеличивается от 0,8 % до 4,5 %, в зависимости от режима работы двигателя.

Для турбины учёт рекомбинации продуктов сгорания приводит к снижению расчётной величины температуры в горле соплового аппарата и за турбиной и к увеличению расчётной величины перепада давлений на турбинах, что оказывает влияние на режим работы смесителя, форсажной камеры и сопла двигателя и на параметры напряжённо-деформированного состояния деталей.

Аналогичная серия расчётов проведена для форсажной камеры (ФК). При этом дополнительно учитывалось влияние полётных условий, соответствующих высоте $H=23$ км и числу Маха $M=2,0$, так как в высотных условиях, обуславливающих значительное снижение давления в форсажной камере p^*_Φ , происходит активизация процесса диссоциации. Результаты расчётов приведены на рисунках 2 и 3.

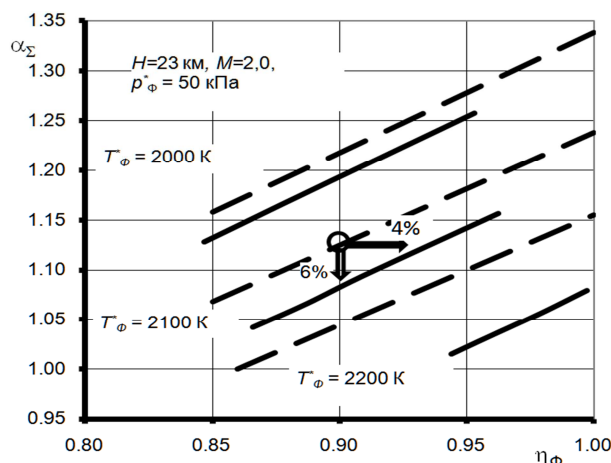


Рисунок 2. Зависимость расчётной величины α_Σ в форсажной камере высокотемпературного ТРДДФ от температуры в форсажной камере T^*_Φ с учётом (сплошная линия) и без учёта (пунктир) диссоциации в полётных условиях для различных коэффициентов полноты сгорания топлива η_Φ

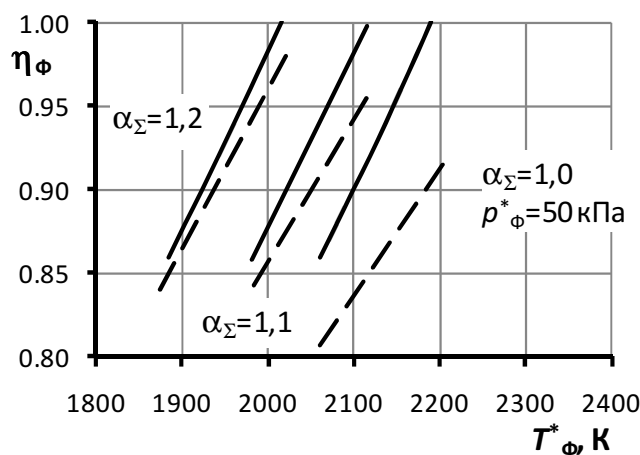


Рисунок 3. Влияние фактора термической диссоциации на величину коэффициента полноты сгорания топлива в форсажной камере для различных уровней α_Σ . Пунктир – расчёт без учёта диссоциации, сплошная линия – расчёт с учётом диссоциации

При расчётах форсажной камеры наблюдается снижение расчётной величины температуры T^*_Φ в районе $\alpha_\Sigma = 1,1$ и $T^*_\Phi = 2000-2200$ К на высотных режимах на 50-70 К, изменение расчётной величины коэффициента полноты сгорания топлива до 4,5 % в высотных условиях.

При реализации программы регулирования $T^*_\Phi = \text{const}$ в стендовых условиях при $T^*_\Phi = 2100$ К необходимо изменить суммарный коэффициент избытка воздуха в форсажной

камере α_Σ с 1,07 до 1,05 увеличением расхода топлива на 2,1 %, в высотных условиях требуется изменение α_Σ с 1,12 до 1,08 увеличением расхода топлива на 4,5 % при постоянном коэффициенте полноты сгорания топлива. При реализации программы регулирования $\alpha_\Sigma = \text{const}$ расход топлива уменьшается от 0,8 до 4,5 % в зависимости от режима полёта ЛА.

Для реактивного сопла Лавала проведено параметрическое исследование влияния фактора рекомбинации на скорость истечения струи. Результаты приведены на рисунке 4.

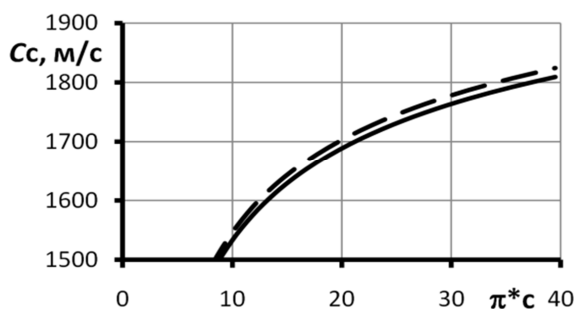


Рисунок 4. Зависимость скорости истечения струи на срезе сопла без учёта рекомбинации (пунктирная линия) и с учётом рекомбинации (сплошная линия)

Оценка влияния на параметры двигателя

Расчёт высотно-скоростных характеристик двигателя на форсажных режимах проведён по единым исходным данным и характеристикам узлов, с программой регулирования $\alpha_{ф\Sigma} = 1,08$ – постоянный для всех режимов полёта, $\pi^*_{т\Sigma}$ – постоянная для всех режимов полёта. Физическая частота вращения ротора низкого давления постоянна до наступления условия $T^*_Г = 1800 \text{ К}$. Далее постоянной держится величина $T^*_Г = 1800 \text{ К}$.

Результаты расчёта высотно-скоростных характеристик на высотах и скоростях, соответствующих диапазону применения двигателя, представлены на рисунках 5 и 6.

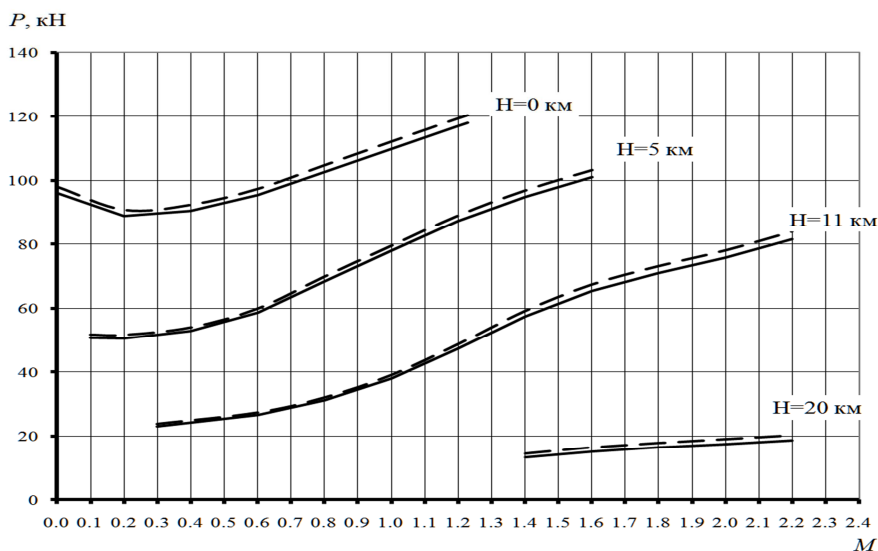


Рисунок 5. Расчётные ВСХ ТРДДФ по тяге без учёта диссоциации и рекомбинации (пунктирная линия) и с учётом диссоциации и рекомбинации (сплошная линия)

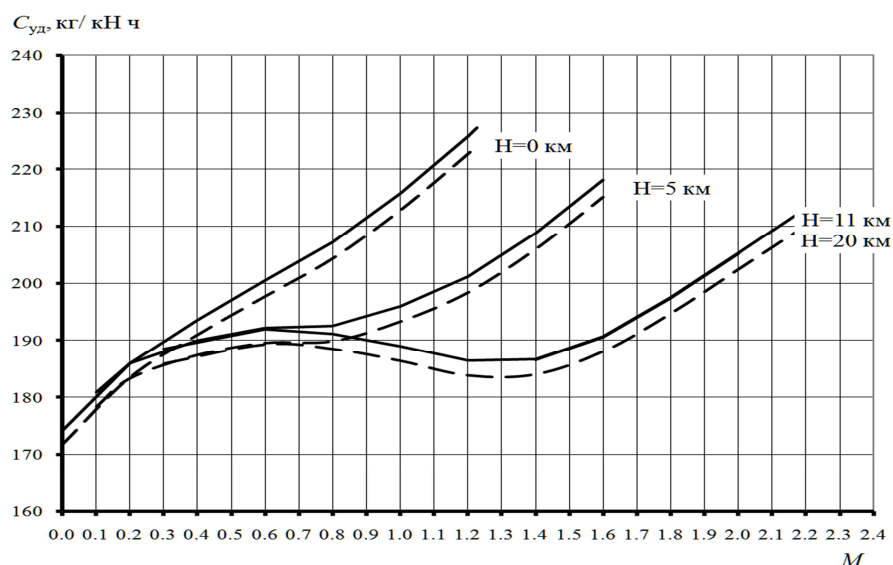


Рисунок 6. Расчётные ВСХ ТРДДФ по удельному расходу топлива без учёта диссоциации и рекомбинации(пунктирная линия) и с учётом диссоциации и рекомбинации(сплошная линия)

Результаты оценки влияния фактора диссоциации и рекомбинации на основные параметры двигателя на стендовом и полётных форсажных режимах приведены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты оценки основных параметров двигателя на форсажных режимах

Условия полёта	$H=0, M=0$	$H=11, M=2$	$H=23, M=2$
p^*_{Φ} , кПа	473,6	402,0	50,0
α_{Σ}	1,10	1,10	1,10
η_{Φ}	0,928	0,90	0,90
T^*_{Φ} , К без учёта диссоциации	2165	2143	2116
T^*_{Φ} , К с учётом диссоциации	2132	2114	2071
δT^*_{Φ} , %	−1,5	−1,4	−2,1
δG_T (расход топлива), %	−1,4	−3,7	−4,5
δP (тяги), %	−1,5	−1,8	−2,3

При расчёте высотно-скоростных характеристик учёт термической диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания приводит к снижению расчётной величины тяги δP от −0,8 до −2,5 % (большее снижение соответствует высотным режимам), к снижению расчётной величины расхода топлива в форсажной камере $\delta G_{ТФ}$ от −0,8 до −4,5 %, и увеличению расчётной оценки удельного расхода топлива $\delta C_{уд}$ от 0,8 до 4,5 %. Для двигателей большей размерности с большими температурами в камерах сгорания влияние фактора диссоциации будет более значимым как из-за влияния фактора снижения расчётной величины температуры рабочего тела, так и из-за увеличения времени пребывания рабочего тела в объёме узлов двигателя, а, следовательно, более полного протекания реакций диссоциации и рекомбинации. Изменение расчётной величины температуры рабочего тела потребует корректировки программы регулирования ГТД.

Выводы

В результате анализа влияния фактора термической диссоциации и рекомбинации продуктов сгорания на параметры ГТД и его узлов выявлены основные тенденции изменения параметров узлов, изменения характеристик ГТД и программы регулирования.

Полученные результаты подтверждают необходимость учёта фактора термической диссоциации и рекомбинации в математической модели авиационных ГТД в алгоритмах расчёта температуры газа и определения термодинамических свойств рабочего тела.

Функциональные возможности, реализованные в математической модели расчёта термодинамических параметров рабочего тела с учётом термической диссоциации и рекомбинации в гомогенной смеси продуктов сгорания углеводородного топлива, позволяют за счёт повышения адекватности результатов термодинамических расчётов ГТД повысить точность и эффективность проектирования и исследования, повысить качество создаваемых современных ГТД, отвечающих требованиям к двигателям нового поколения.

Список литературы

1. Алемасов В.Е. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: В 5 т. – М.: ВИНТИ, 1971 –1974.
2. Болдырев О.И. Оценка влияния термической диссоциации на температуру продуктов сгорания углеводородного топлива в основной и форсажной камерах сгорания авиационных ГТД. Научно-технический отчёт о НИР ОАО «НПП «Мотор» № 199ДО-017. – Уфа: ОАО «НПП «Мотор», 2010.
3. Болдырев О.И., Горюнов И.М. Оценка основных параметров ГТД с применением методики моделирования равновесного состояния гомогенной смеси продуктов сгорания углеводородного топлива. [Текст] // Вестник СГАУ. – 2011 – № 3(27), Ч. 1 – С. 12-20.
4. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1677-83: Двигатели авиационные газотурбинные: Методы и подпрограммы расчёта термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. – М.: ЦИАМ, 1983. – 92 с.
5. Теория ракетных двигателей: Учебник для вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин; / Под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
6. Тунаков А.П., Кривошеев И.А., Ахмедзянов Д.А. САПР авиационных ГТД: Учеб. пособие. – Уфа: Изд. УГАТУ, 2005. – 270 с.

Рецензенты:

Гишваров А.С., д.т.н., профессор, зав. кафедрой авиационных двигателей ФБГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа.

Кривошеев И.А., д.т.н., профессор, декан факультета авиационных двигателей ФБГОУ ВПО Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа.