

МОДЕЛЬ РАБОЧЕГО ТЕЛА ДЛЯ ЧИСЛЕННЫХ РАСЧЕТОВ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Черноусов А.А.¹, Черноусов Арс.А.¹

Уфимский университет науки и технологий, г. Уфа, andrei.chernousov@mail.ru

Ключевые слова: поршневые двигатели, рабочие тела, уравнения состояния, ALLBEA

Современные задачи проектирования авиационных силовых установок требуют точного численного расчета двигателя в переходных режимах. При этом модель и алгоритм должны корректно моделировать динамику авиационного поршневого двигателя (АПД), нестационарный поток рабочего тела в газозоудушном тракте сопряженно с динамикой подачи топлива. Анализ и оптимизация процессов требуют моделировать процессы совместно с алгоритмами систем управления.

Встроенная в пакет ALLBEA [1] двухкомпонентная (свежий заряд + продукты сгорания) модель рабочего тела (РТ) не позволяла адекватно представлять топливоподачу в поток хотя бы ввиду упрощенного представления состава смеси газов. Такая модель РТ не позволяет моделировать реалистические сценарии для анализа систем управления. Предложенная для ее замены многокомпонентная модель устраняет эти ограничения за счет:

- учета отдельно окислителя, паров топлива, продуктов полного и неполного сгорания;
- применения полиномов NASA [2–4] для точного расчета термодинамических функций (энтальпия, теплоемкость) и коэффициентов вязкости и теплопроводности рабочего тела как газовой смеси;
- эффективной реализации в модуле на языке С, готовом к встраиванию в ALLBEA.

Модель построена на допущениях о том, что РТ ДВС – однофазная идеально-газовая смесь. Термодинамические свойства индивидуальных веществ (O_2 , N_2 , Ar , CO_2 , CO , H_2 , CH_4 и др.) представлены в модели т. наз. 9-коэффициентными полиномами NASA [2, 3]. Так, молярная энтальпия k -го вещества представлена полиномом [2]:

$$\frac{H_k^0(T)}{R^0 T} = -a_{0,k} T^{-2} + a_{1,k} \frac{\ln T}{T} + a_{2,k} + a_{3,k} \frac{T}{2} + a_{4,k} \frac{T^2}{3} + a_{5,k} \frac{T^3}{4} + a_{6,k} \frac{T^5}{5} + b_{0,k} \frac{1}{T},$$

где $R^0 = 8,314510$ Дж/моль/К – молярная газовая постоянная [2], $a_{0,k}, \dots, a_{6,k}$ и $b_{0,k}$ – коэффициенты в соответствующем интервале температуры T .

Удельная массовая энтальпия смеси идеальных газов: $h = h(T, Y_1, \dots, Y_{K-1}) = h^0 = H^0 / W$, где W – молярная масса смеси. Учитывая, что $H^0 = \sum_{k=1}^K X_k H_k^0$, где X_k – мольные доли компонентов, K – их число в данной смеси, и также учитывая $R = R^0 / W$, получаем $h = (-a_0 T^{-2} + \dots + b_0 / T) \times RT$,

где $R = R(Y_1, \dots, Y_{K-1}) = \sum_{k=1}^K Y_k R_k$ Дж/кг/К – газовая постоянная смеси, Y_k – массовые доли веществ, $a_0 = \sum_{k=1}^K X_k a_{0,k}, \dots, b_0 = \sum_{k=1}^K X_k b_{0,k}$ – коэффициенты полиномов для смеси.

Удельная внутренняя энергия смеси идеальных газов: $e = e(T, Y_1, \dots, Y_{K-1}) = h - RT$.

Коэффициенты вязкости μ_k и теплопроводности k -го вещества заданы по [3, 4]:

$$\ln \mu_k(T) = A_{v,k} \ln T + B_{v,k} T^{-1} + C_{v,k} T^{-2} + D_{v,k},$$

$$\ln \lambda_k(T) = A_{c,k} \ln T + B_{c,k} T^{-1} + C_{c,k} T^{-2} + D_{c,k},$$

где $D_{v,k}$ и $D_{c,k}$ по [3] умножены на 10^{-7} и на 10^{-4} чтобы привести величины μ_k и λ_k к системе единиц СИ. Логарифмы коэффициентов переноса для «укрупненных» (окислитель, пары топлива и т. д.) компонентов РТ приближенно определены формулами смешения – с массовыми долями индивидуальных веществ в роли весовых коэффициентов при логарифмах их коэффициентов переноса; например, логарифм вязкости окислителя:

$$\ln \mu_{ок}(T, Y_1, \dots, Y_{K-1}) = \sum_{k=1}^K Y_k \ln \mu_k(T) = A_{v,ок} \ln T + B_{v,ок} T^{-1} + C_{v,ок} T^{-2} + D_{v,ок},$$

где $A_{v,ок} = \sum_{k=1}^K Y_k A_{v,k}$, $B_{v,ок} = \sum_{k=1}^K Y_k B_{v,k}$, $C_{v,ок} = \sum_{k=1}^K Y_k C_{v,k}$ и $D_{v,ок} = \sum_{k=1}^K Y_k D_{v,k}$.

Для встраивания в ALLBEA модель реализована в модуле на языке C. Разработан также модуль, автоматизирующий тесты корректности вычислений. Тестовая программа получает и проверяет значения определяемых моделью величин, табулирует температурные зависимости для «укрупненных» компонентов РТ. На рис. 1 показаны расчетные зависимости отношения теплоемкостей $\gamma(T) = c_p / c_v$ и числа $Pr(T) = \mu c_p / \lambda$ окислителя в варианте, когда окислитель – сухой воздух массового состава: $(Y_{O_2})_{ок} = 23,15\%$, $(Y_{N_2})_{ок} = 75,25\%$, $(Y_{Ar_2})_{ок} = 1,282\%$ и $(Y_{CO_2})_{ок} = 0,048\%$.

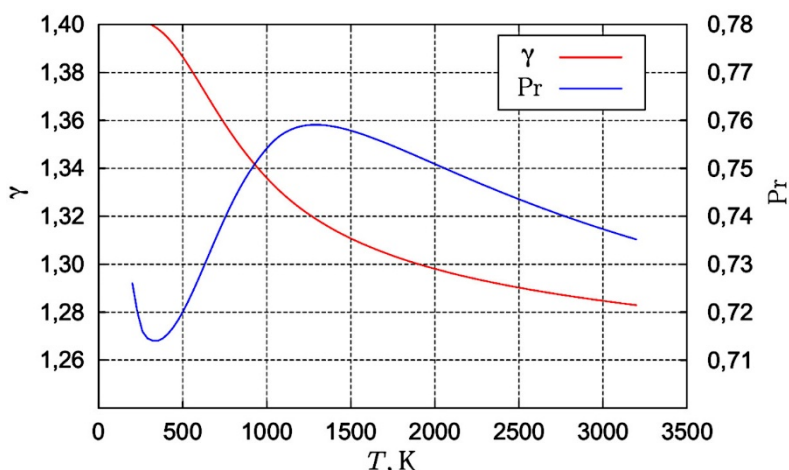


Рис. 1. Отношение теплоемкостей и число Прандтля для сухого воздуха

Тестовая программа проверяет и абсолютные значения энтальпий компонентов РТ, определяемые прикладным модулем. В одном из тестов программа вычисляет низшую теплоту сгорания H_u топлива (метана CH_4) по полиномам удельных энтальпий окислителя, топлива и продуктов полного сгорания. В основе – расчетная схема окисления в калориметре при $P_0 = 1$ бар и $T_0 = 298,15$ К.

Из уравнения сохранения энергии: $G_{топл} h_{топл}^0 + l_0 G_{топл} h_{ок}^0 = (1 + l_0) \times G_{топл} h_{прод}^0 + G_{топл} H_u$ получено: $H_u = h_{топл}^0 + l_0 h_{ок}^0 - (1 + l_0) \times h_{прод}^0 = 50,027$ МДж/кг; это значение верное, т. к. равно значению по энтальпиям образования $\Delta H_{f,298}^0(\chi_k, g)$ газообразных O_2 , CH_4 , CO_2 и H_2O .

Разработанная многокомпонентная модель устраняет ключевые ограничения двухкомпонентной модели за счет точного описания компонентов смеси (окислитель, топливо, продукты сгорания) и учета температурных зависимостей для энтальпии и коэффициентов переноса (вязкость, теплопроводность) на основе полиномов NASA. Модель программно реализована в модуле для интеграции в ALLBEA, прошла тестирование на примерах расчета свойств воздуха и метана, включая верификацию теплоты сгорания. В ближайших планах – внедрение в учебные проекты кафедры ДВС УУНиТ и в НИР для анализа и оптимизации двигателей и силовых установок.

Исследование выполнено при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках Государственного задания № FEUE-2023-0007 (УУНиТ).

Список литературы

1. Еникеев Р.Д., Черноусов А.А. Пакет прикладных программ ALLBEA для моделирования и оптимизации процессов энергетических установок // Двигелестроение. 2023. № 4 (294). С. 3–15.
2. McBride B.J., Zehe, M.J., Gordon S. NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species // NASA TP-2002-211556, 2002. 295 p.

3. McBride B.J. Gordon S., Reno M.A. Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species // NASA TM-4513, 1993. 96 p.
4. Swehla R.A. Transport coefficients for the NASA Lewis chemical equilibrium program // NASA TM-4647, 1995. 29 p.

Сведения об авторах

Черноусов А.А., доцент кафедры двигателей внутреннего сгорания УУНиТ. Область научных интересов: численное моделирование и оптимизация двигателей и силовых установок.

Черноусов Арс.А., студент того же университета. Область интересов: химическая и вычислительная термодинамика.

WORKING FLUID MODEL FOR NUMERICAL SIMULATION OF WORKING PROCESSES IN AIRCRAFT PISTON ENGINES

A.A. Chernousov¹, Ars.A. Chernousov¹

Ufa University of Science and Technology, Ufa, andrei.chernousov@mail.ru

Keywords: piston engines, working fluids, equations of state, ALLBEA

A multicomponent model of thermodynamic and thermophysical properties of working fluids for aviation piston engines has been developed for the ALLBEA software package. The model utilizes NASA polynomials to accurately describe transient processes, including fuel injection dynamics. Integration of the model into ALLBEA improves the precision of engine process calculations, which is crucial for optimizing control systems. Testing results demonstrate the model's effectiveness in calculating air and methane properties.

The research was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the State Assignments № FEUE-2023-0007.