

УДК 629.735.45

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117

В.В. ЕФИМОВ, Р.Ш. НЕЗАМЕТДИНОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.**

Предложена математическая модель определения удельного часового расхода топлива двигателя ТВЗ-117 на основе термогазодинамического расчета, учитывающего особенности конструкции двигателя.

**Ключевые слова:** вертолет, математическая модель, груз на внешней подвеске.

### Введение

Одной из актуальных проблем летной эксплуатации вертолетов с грузом на внешней подвеске является выбор оптимальных с точки зрения топливной эффективности режимов полета. Наиболее рациональным в данном случае представляется использование теоретических методов, в частности метода численного моделирования. Для реализации этого подхода необходимо наличие математической модели динамики вертолета с грузом на внешней подвеске, включающей в себя в числе прочего модуль для определения расхода топлива. В качестве модели динамики вертолета может быть использована модель вертолета Ми-8МТВ, созданная в ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля" под руководством В.А. Ивчина, а в качестве модели груза на внешней подвеске – модель, описанная в работах [1; 2]. Однако упомянутая математическая модель вертолета не содержит модуля для определения расхода топлива. Разработке такого модуля и посвящена настоящая работа.

### Термогазодинамический расчет

Часовой расход топлива можно найти по известной формуле [3]

$$G_{\text{тч}} = C_e \cdot N_e, \quad (1)$$

где  $C_e$  – удельный расход топлива;  $N_e$  – эффективная мощность на выходном валу.

Эффективная мощность на выходном валу  $N_e$  вычисляется в упомянутой выше математической модели вертолета. В связи с этим задача сводится к определению удельного расхода топлива в зависимости от скорости и высоты полета, температуры окружающего воздуха и давления.

Нижеприведенный термогазодинамический расчет основан на методе, изложенном в работе [4]. Параметры на входе в двигатель:

$$T_B^* = T_H \cdot \left( 1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right), \quad (2)$$

где  $T_H$  – температура наружного воздуха;  $k = 1,4$  – показатель адиабаты воздуха;  $M$  – число Маха;

$$P_B^* = P_H \cdot \left( \frac{T_B^*}{T_H} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (3)$$

где  $P_H$  – давление наружного воздуха.

Определим параметры работы компрессора.

Давление на выходе из компрессора

$$P_K^* = \pi_K^* \cdot P_B^* \cdot \sigma_{\text{ВХ}}, \quad (4)$$

где  $\pi_K^*$  – степень повышения давления в компрессоре;  $\sigma_{ВХ}$  – коэффициент восстановления давления. Изменение температуры в компрессоре

$$\Delta T_{K^*} = T_{В^*} \cdot \left[ \pi_K^{0,286} - 1 \right] \cdot \frac{1}{\eta_K^*}, \quad (5)$$

где  $\eta_K^*$  – КПД компрессора.

Температура на выходе из компрессора

$$T_{K^*} = T_{В^*} + \Delta T_{K^*}. \quad (6)$$

Удельная работа сжатия в компрессоре

$$L_{КУД}^* = 1004,5 \cdot \Delta T_{K^*}. \quad (7)$$

Определим параметры работы камеры сгорания.

Давление на входе в камеру сгорания

$$p_{КСВХ}^* = p_K^*. \quad (8)$$

Степень понижения давления в камере сгорания

$$\pi_T^* = \pi_{TK}^* \cdot \pi_{CT}^* = \frac{\sigma_{ВХ} \cdot \pi_K^* \cdot \sigma_{КС} \cdot \sigma_{ТКСГ}}{\pi_{CT}}, \quad (9)$$

где  $\sigma_{КС}$ ,  $\sigma_{ТКСГ}$  – коэффициенты восстановления давления в камере сгорания и турбине компрессора;  $\pi_{CT}$  – степень понижения давления на свободной турбине.

Температура перед свободной турбиной

$$T_{CT}^* = T_{Г^*} \cdot \left[ \pi_T^{-0,248} \cdot \frac{\eta_{TK}^* + \eta_{CT}^*}{2} \right], \quad (10)$$

где  $\eta_{TK}^*$ ,  $\eta_{CT}^*$  – КПД турбины компрессора и свободной турбины соответственно;  $T_{Г^*}$  – температура газов в камере сгорания.

Температура на входе в камеру сгорания

$$T_{КСВХ}^* = T_{K^*}. \quad (11)$$

Давление в камере сгорания

$$p_{Г^*} = p_K^* \cdot \sigma_{КС}. \quad (12)$$

Находим соотношение расходов топлива и воздуха в камере сгорания

$$q_m = \frac{c_p T_{Г^*} - c_p T_{КСВХ}^*}{H_u \eta_{КС} - c_{рп} T_{Г^*} - c_{рп} T_{ИСХ}^*}, \quad (13)$$

где  $c_p$  – удельная теплоемкость газов;  $c_{рп}$  – удельная теплоемкость продуктов сгорания;  $H_u$  – удельная теплота сгорания топлива для ТС-1 = 43000 кДж/кг, для Т-1 = 42900 кДж/кг, для РТ = 43100 кДж/кг;  $T_{ИСХ}^* = 293$  К – исходная температура.

Коэффициент избытка воздуха на выходе из камеры сгорания

$$\alpha_{КС} = \frac{1}{q_m \cdot L_0}, \quad (14)$$

где  $L_0$  – количество воздуха, теоретически необходимое для полного сжигания 1 кг топлива, принимается равным 14,8 кг.

Расход воздуха в камере сгорания

$$G'_{ВКС} = 1 - \bar{G}_{ОХЛ} + \bar{G}_{УТ} + \bar{G}_{ОТБ}, \quad (15)$$

где  $\bar{G}_{ОХЛ}$ ,  $\bar{G}_{УТ}$ ,  $\bar{G}_{ОТБ}$  – расходы воздуха соответственно на охлаждение, в разгрузочные и уплотняющие устройства и на нужды летательного аппарата.

Расход газа в камере сгорания

$$G'_{Г} = G'_{ВКС} \cdot q_m. \quad (16)$$

Определим параметры работы турбины компрессора.

Расход газа в турбине компрессора

$$G'_{ГТК} = G'_Г \cdot \quad (17)$$

Коэффициент отбора мощности

$$\varphi_{ОТБН} = 1000 \cdot \frac{N_{ОТБ} \cdot N_{ЕУДПРЕДВ}}{L_{КУД}}, \quad (18)$$

где  $N_{ОТБ}$  – отбор мощности;  $N_{ЕУДПРЕДВ}$  – предварительная удельная мощность.

Удельная работа турбины компрессора

$$L_{ТКУД} = 1000 \cdot \frac{L_{КУД} \cdot (1 + \varphi_{ОТБН})}{G'_{ГТК} \cdot \eta_{МТК}}, \quad (19)$$

где  $\eta_{МТК}$  – механический КПД турбины компрессора.

Изменение температуры на турбине компрессора

$$\Delta T_{ТК}^* = \frac{L_{ТКУД}}{c_{РГ}}, \quad (20)$$

где  $c_{РГ}$  – удельная теплоемкость газа.

Степень понижения давления в турбине компрессора

$$\pi_{ТК}^* = \left[ 1 - \frac{\Delta T_{ТК}^*}{T_{Г}^* \cdot \eta_{ТК}^*} \right]^{-4.03}. \quad (21)$$

Давление на выходе из турбины компрессора

$$p_{ТК}^* = \frac{p_{Г}^*}{\pi_{ТК}^*}. \quad (22)$$

Температура на выходе из турбины компрессора

$$T_{ТК}^* = (T_{Г}^* - \Delta T_{ТК}^*) \cdot \frac{G'_{ТК}}{G'_{ГТК} + G_{ОХЛ}} + \frac{c_{РВ}}{c_{РГ}} \cdot T_{К}^* \cdot \frac{\bar{G}_{ОХЛ}}{G'_{ГТК} + G_{ОХЛ}}, \quad (23)$$

где  $c_{РВ}$  – средняя теплоемкость воздуха.

Определим параметры работы свободной турбины.

Давление на входе в свободную турбину

$$p_{СТВХ}^* = p_{ТК}^* \cdot \sigma_{ТКСТ}. \quad (24)$$

Температура на входе в свободную турбину

$$T_{СТВХ}^* = T_{ТК}^*. \quad (25)$$

Расход воздуха в свободной турбине

$$G'_{СТ} = G'_{ГТК}. \quad (26)$$

Давление на выходе из свободной турбины

$$p_{СТВЫХ}^* = p_{Н} \cdot \pi_{СТ}^*, \quad (27)$$

где  $\pi_{СТ}^* = \frac{p_{СТВХ}^*}{p_{СТВЫХ}^*}$ .

КПД свободной турбины в зависимости от режима работы двигателя

$$\eta_{СТ}^* = \bar{\eta}_{СТ}^* \cdot \eta_{СТ\max}^*, \quad (28)$$

где  $\eta_{СТ\max}^*$  – максимальная величина КПД.

Изменение температуры на свободной турбине

$$\Delta T_{СТ}^* = T_{ТК}^* \cdot \left[ 1 - \pi_{СТ}^{*-0.248} \right] \cdot \eta_{СТ}^*. \quad (29)$$

Удельная работа свободной турбины

$$L_{\text{СТУД}}^* = c_{\text{РГ}} \cdot \Delta T_{\text{СТ}}^* \quad (30)$$

Определим параметры работы двигателя.

Удельная мощность двигателя

$$N_{\text{ЕУД}} = L_{\text{СТУД}} \cdot G'_{\text{СТ}} \cdot \frac{\eta_{\text{МСТ}}}{1000}, \quad (31)$$

где  $\eta_{\text{МСТ}}$  – механический КПД свободной турбины.

Удельный расход топлива

$$C_e = \frac{600 \cdot q_m \cdot G'_{\text{ВКС}}}{N_{\text{ЕУД}}} \quad (32)$$

### Проверка адекватности расчетов

С помощью описанной выше математической модели были получены данные об удельном расходе топлива на различных режимах работы двигателя ТВ3-117 при  $H = 0$ ,  $V = 0$ . Исходные данные для расчета были взяты из [5], где представлены также паспортные данные двигателя, с которыми произведено сравнение результатов расчетов. Результаты расчетов и паспортные данные сведены в табл. 1 и представлены на рис. 1.

Таблица 1

Режим	Мощность на выходном валу, л.с.	Удельный расход топлива, г/л.с.ч	
		Паспорт	Расчет
Чрезвычайный	2200	230	263
Взлетный	2000	236	272
Номинальный	1700	248	295
I крейсерский	1500	258	307
II крейсерский	1200	278	330

Адекватность математической модели определяется ее точностью и непротиворечивостью экспериментальным данным [6]. В части непротиворечивости можно утверждать, что рассматриваемая математическая модель удельного расхода топлива не противоречит паспортным данным, так как характеры расчетной зависимости и зависимости, построенной по паспортным данным, совпадают. В части точности можно отметить наличие систематической погрешности, причины которой будут исследованы в дальнейшем.

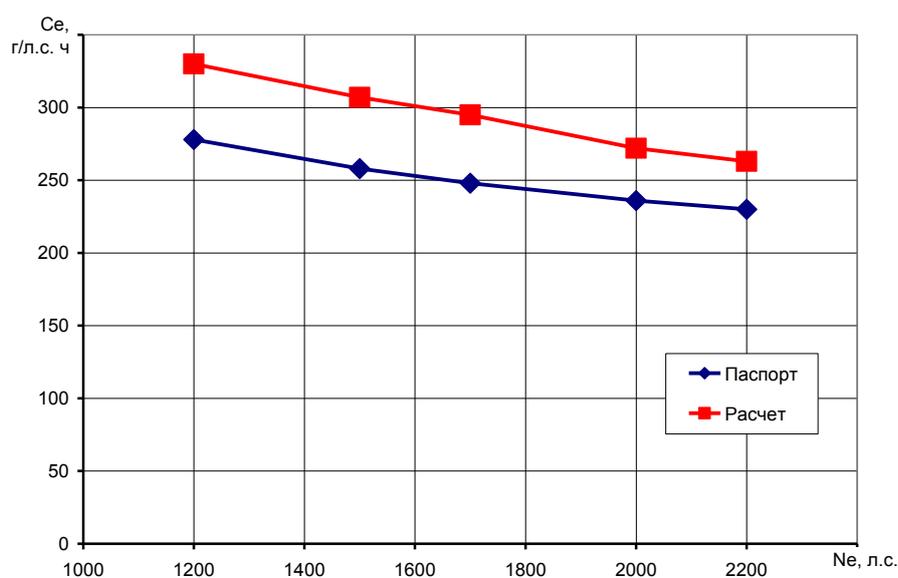


Рис. 1. Сравнение полученных значений удельного расхода топлива с паспортными характеристиками

## Выводы

В настоящей работе предложена математическая модель удельного расхода топлива двигателя ТВ3-117, основанная на методе термогазодинамического расчета вертолетных газотурбинных двигателей [4].

Для проверки адекватности данной математической модели были проведены тестовые расчеты удельного расхода топлива двигателя ТВ3-117 и сравнение их результатов с паспортными данными. Было отмечено, что рассматриваемая математическая модель обладает непротиворечивостью, но полученные с ее помощью количественные результаты имеют систематическую погрешность.

Таким образом, использование данной математической модели для решения задачи нахождения оптимальных с точки зрения топливной эффективности режимов полета вертолета с грузом на внешней подвеске является допустимым. Однако для получения достаточно точных результатов в части абсолютных значений расхода топлива на различных режимах полета и с различными грузами на внешней подвеске необходимо выявить причины возникновения систематической погрешности вычисления удельного расхода топлива и устранить ее.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Ефимов В.В.** Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность. - 2007. - № 111. - С. 121-128.
2. **Козловский В.Б., Паршенцев С.А., Ефимов В.В.** Вертолет с грузом на внешней подвеске. - М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2008.
3. **Базов Д.И.** Аэродинамика вертолетов. - М.: Транспорт, 1969.
4. **Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М., Кузьмичев В.С., Пономарев Б.А., Шахматов Е.В.** Вертолетные газотурбинные двигатели. - М.: Машиностроение, 2008.
5. Двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации. - Кн. 3. - изд. № 48174/4, 1988.
6. **Кубланов М.С.** Математическое моделирование // Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: учеб. пособие. - изд. 3-е, перераб и доп. - М.: МГТУ ГА, 2004.

## MATHEMATICAL MODEL SPECIFIC FUEL CONSUMPTION OF THE TV3-117

**Efimov V.V., Nezametdinov R.S.**

A mathematical model of the specific fuel consumption of the TV3-117 based thermogasdynamic calculation that takes account of the design of engine parts.

**Key words:** mathematical model, helicopter, external sling.

## Сведения об авторах

**Ефимов Вадим Викторович**, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 60 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов.

**Незаметдинов Руслан Шамилевич**, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – вычислительная гидродинамика, математическое моделирование динамики летательных аппаратов.