

шой степени расширения в верхних слоях атмосферы в диапазоне высот от 30 км до 100 км. В результате к настоящему времени создан научно-технический задел для выпуска РДК по определению энергетических характеристик РДМТ и РДК по охлаждению стенок камеры сгорания, сопла и конструкции РДМТ, отражающих современное состояние знаний и умений в этих областях а также указывающих пути к дальнейшему развитию этих областей.

#### Библиографический список

1. Мельников Д.А., Пирумов У.Г., Сергиенко А.А. и др. Руководство для конструкторов по проектированию круглых осесимметричных сопел. М., НИИТП (в настоящее время ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), 1964.
2. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Течения газа в соплах. М., Изд. МГУ, 1978.
3. Левин В.Я., Нигодюк В.Е., Пирумов У.Г., Фирсов О.И., Шустов С.А. Исследование влияния вязкости на течение в соплах Лавала при низких числах Рейнольдса. Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа, 1980, № 3, с.90-97.
4. Кондрусев В.С., Фирсов О.И., Шустов С.А. Сопла жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Газодинамический расчёт и выбор геометрических параметров. Отраслевой стандарт ОСТ 92-4545-85, М., 1985.
5. Пономарев Н.Б., Воинов А.Л., Лозино-Лозинская И.Г., Архангельский Н.И.. Определение удельного импульса тяги ЖРД.

Отраслевая методика. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2008.

6. Лебединский Е.В., Калмыков Г.П., Пономарев Н.Б., Воинов А.Л. и др. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. Под ред. акад. РАН А.С. Коротеева, М., Машиностроение, 2008.

7. Пономарев Н.Б., Ильина А.Ю., Лозино-Лозинская И.Г., Архангельский Н.И. и др. Комплексная методика расчёта энергетических характеристик РД различных типов. Руководство для конструкторов (первая редакция). ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2013.

8. Губертов А.М., Пономарев Н.Б., Ильина А.Ю., Слесарев Д.Ф. и др. Руководство для конструкторов по теплообмену, охлаждению и тепловой защите в РД (вторая редакция). ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2015.

9. Губертов А.М., Пономарев Н.Б., Ильина А.Ю., Куранов М.Л. и др. Руководство для конструкторов по профилированию сопел РД различных типов. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2015.

10. Шустов С.А. Численное моделирование термогазодинамических процессов в ЖРДМТ с учётом их неидеального протекания. Вестник МАИ, 2009, т.16, №2, с.146-153.

11. Пономарев Н.Б., Ильина А.Ю., Кочанов А.В., Клименко А.Г. Систематизация и анализ программного обеспечения для расчётных исследований процессов в РДМТ. ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2013.

УДК 629.7.036

## УЧЁТ СТЕПЕНИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ МАССЫ ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ ДЛЯ ВЕРТОЛЁТОВ

© 2018 В.А. Григорьев, А.О. Загребельный

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### ACCOUNTING THE DEGREE OF IMPROVEMENT MASS OF GTE WITH FREE TURBINE FOR HELICOPTERS

Grigoriev V.A., Zagrebelnyi A.O. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*Refinement in the mass model of a helicopter GTE coefficient characterizing the improvement of engine mass by the introduction of design and technological activities, which, in many respects, depends on the year of the start of the mass production of the projected GTE.*

На этапе начального проектирования ГТД со свободной турбиной (ГТД СТ) для вертолётов одной из основных целей является задача оптимального согласования ос-

новных параметров летательного аппарата (ЛА) и силовой установки (СУ) [1]. В случае проектирования двигателя для предполагаемого ЛА (его прототипа), разработка начи-

нается, когда ТЗ на него ещё не сформировано. В этот момент идея/концепция создания ГТД, должна исходить из того, чтобы обеспечить наибольшую эффективность системе более высокого уровня – системе ЛА.

Чтобы получить оптимальное решение, выражающееся в наилучшем согласовании параметров ГТД и ЛА, проводят исследования, которые учитывают зависимость массы ГТД от параметров рабочего процесса и характер изменения этой массы от ряда факторов. Для этого важно располагать моделями, которые на базе предшествующего опыта конструирования позволяют оценивать влияние совершенства системы охлаждения ( $k_{Тс}$ ), года создания ( $k_c$ ) и ряда других факторов.

Для вертолётных ГТД СТ удобно применять модель массы двигателя [1]:

$$M_{дв} = B G_B^{m_1} (\pi_k^{0,286} - 1)^{m_2} k_{Тс} k_c k_{рес}, \quad (1)$$

в состав которой входит коэффициент  $k_c$ , характеризующий совершенствование массы двигателя внедрением конструктивно-технологических мероприятий (зависит во многом от года начала серийного выпуска проектируемого ГТД).

Данный коэффициент, как и прочие в этой модели, основан на анализе статистических данных созданных ГТД, при этом в [1], для  $k_c$  статистическая база данных принималась за 1980 год. Для формирования облика рабочего процесса по системным критериям, в связи с появлением новых вариантов двигателей, необходимо периодическое уточнение  $k_c$ .

В данной работе был актуализирован коэффициент  $k_c$ , характеризующий совершенствование массы двигателя, для вертолётных ГТД после 1985 года выпуска [2-7], путём аппроксимации интегральных количественных значений  $\bar{k}_c$ , которые для каждого двигателя определялись как:

$$\bar{k}_c = [(N_e / M_{дв})_{ГТД СТ}] / [(N_e / M_{дв})_{базовый ГТД СТ}].$$

За базовый вариант ГТД СТ был принят двигатель RTM322-01/09, серийный выпуск которого начался в 2005 году.

Как видно на рис. 1, в результате аппроксимации полученных значений  $\bar{k}_c$  коэффициент  $k_c$  для современных вертолётных ГТД можно представить как:

$$k_c = 1,6 \cdot 10^{-4} x^2 - 90,4 \cdot 10^{-4} x + 1,04,$$

где  $x$  – разница в годах от начала серийного

выпуска между выбранным двигателем и базовым.

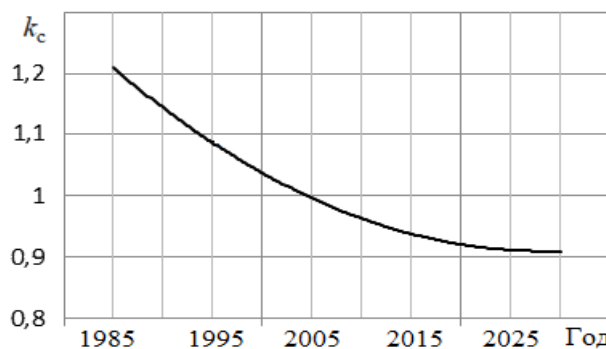


Рис. 1. Изменение коэффициента  $k_c$  в зависимости от года начала серийного производства двигателя

Применение полученной зависимости коэффициента  $k_c$  в модели массы вертолётного двигателя (1) уже на этапе начального проектирования позволяет повысить объективность принимаемых проектных решений, в том числе с учётом неопределённости исходных данных.

#### Библиографический список

1. Вертолётные газотурбинные двигатели/ Под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
2. Иностранные авиационные двигатели, 2000: Справочник/ Общая редакция: Л.И. Соркин. М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. 534 с.
3. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ/ Общая редакция: В.А. Скибин, В.И. Солонин. М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. 592 с.
4. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные двигатели: (по материалам зарубежных публикаций): справочник: вып.15./ сост.: Л.А. Клименко, Ю.В. Фокин, К.Н. Чикина и др.; отв. ред.: Л.И. Соркин и др. М.: ЦИАМ, 2010. 413 с.
5. Иллюстрированный справочник; Серия: Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника. – М.: АКС-Конверсалт: Центр истории авиационных двигателей, 2000. 394 с.
6. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. М.: ОАО «Издательство «Машиностроение», 2005. 336 с.
7. Авиационные двигатели/ Под ред. И.Г. Шустова. М.: ООО ИД "АЭРОСФЕРА", 2007. 344 с.