

**РАЗРАБОТКА ОТРАСЛЕВЫХ РУКОВОДСТВ ДЛЯ КОНСТРУКТОРОВ
ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ОХЛАЖДЕНИЮ
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СОПЛА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ**

©2018 Н.Б. Пономарев¹, С.А. Шустов²

¹Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, г. Москва

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

**DEVELOPMENT OF SECTORAL GUIDELINES FOR DESIGNERS ON THE DEFINITION OF
ENERGY CHARACTERISTICS AND COOLING OF THE COMBUSTION CHAMBER AND
NOZZLES OF ROCKET ENGINES OF SMALL THRUST**

Ponomarev N.B. (Research Center named after M.V. Keldysh, Moscow, Russian Federation)

Shustov S.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The authors show the necessity of development in the national rocket and space industry of guidelines for Designers on the definition of energy characteristics and cooling of the combustion chamber and nozzles of rocket engines of small thrust.

Для решения задач дальнейшего освоения околоземного и межпланетного космического пространства необходимо дальнейшее развитие маршевых и управляющих двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА), в частности повышение энергетических характеристик, надёжности и экологичности ракетных двигателей малой тяги (РДМТ). Существенную роль в повышении энергетических характеристик и надёжности РДМТ играют используемые при проектировании и наземной отработке РДМТ расчётные и экспериментальные подходы к определению энергетических характеристик и охлаждения стенок камеры и сопла РДМТ. На начальном этапе развития ракетных двигателей на основании многочисленных расчётов по разработанным тогда программам было выпущено Руководство для конструкторов (РДК) по проектированию круглых осесимметричных сопел [1] с методами определения различных потерь удельного импульса тяги. Тогда же, с учётом низкого давления в камере сгорания и небольших размеров РДМТ, т.е. низких чисел Рейнольдса потока в сопле, соответственно повышенного влияния вязкости продуктов сгорания, были разработаны методы определения удельного импульса тяги РДМТ [2,3], отражённые в отраслевом стандарте (ОСТ) [4]. Однако ряд существенных особенностей работы РДМТ в [2-4] не рассматривался, например особенности смесеобразования, потери удельного импульса из-за неоднородности состава продуктов сгорания в поперечных сечениях камеры и из-за хи-

мической неравновесности, импульсные режимы работы РДМТ.

В результате дальнейшего развития методов расчёта течений в соплах ракетных двигателей, в частности в ЖРД, многочисленных расчётов и экспериментальных данных в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» были выпущены Отраслевая методика [5-6] и РДК по определению удельного импульса тяги ракетных двигателей [7], РДК по охлаждению их камер сгорания и сопел [8], РДК по профилированию сопел ракетных двигателей [10], отразившие современное состояние знаний и умений в этих областях.

Одновременно в эти годы в научно-исследовательских и проектно-конструкторских организациях (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», НИИМаш), а также ВУЗах (Московский авиационный институт, Самарский университет) развивались методы численного моделирования газодинамических и теплообменных процессов в РДМТ, проводились экспериментальные исследования процессов в процессе создания новых и модернизации штатных ЖРДМТ тягой от 0,1 Н до 400 Н [10,11], дополнительно отразившие такие особенности РДМТ, как высокая неоднородность состава продуктов сгорания в поперечных сечениях камеры, низкая полнота сгорания, трудности организации регенеративного охлаждения, импульсные режимы работы, с рассмотрением экологически чистых компонентов топлива, перспективных схем смесеобразования, кольцевых сопел и многосопловых компоновок, работы РДМТ с соплами боль-

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-