

дит за пределы рекомендованного диапазона  $\psi_{bd} = 0,4 \dots 0,6$ .

Выполненные расчёты не позволяют однозначно рекомендовать большее число сателлитов, потому что диаметр шестерни 1 уменьшается, а ширина увеличивается. Массы шестерни 1 и сателлита 2 изменяются мало, а дополнительный сателлит приведёт к увеличению массы редуктора.

Разработанные программы расчёта позволяют провести оптимизацию конструкции

по габаритам, запасу прочности и плавности зацепления.

Оптимизацию конструкции редуктора по массовым характеристикам можно выполнить с помощью параметрической 3D-модели редуктора.

#### Библиографический список

1. Расчёт на прочность планетарной передачи: метод. указания к курс. проекту/ Е.П. Жильников, В.П. Тукмаков. – Самара: Самар. ун-т, 2017. – 28 с.

УДК 621.454.2

## МОДЕЛИРОВАНИЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

©2018 Т.М. Утегенов, А.С. Цепкова, В.М. Зубанов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### MODELING OF WORKFLOWS IN ROCKET ENGINE WITH CENTRAL BODY

Utegenov T.M., Tsepkova A.S., Zubanov V.M. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*The article presents qualitative results of modeling a rocket engine with a central body. An increasing role of the central body with an increase in its diametrical size is shown with decreasing of the proportion of the nozzle outer wall in creating thrust.*

Кольцевое сопло представляет собой газодинамическое устройство, предназначенное для создания осевой тяги либо для создания газового потока на выходе из сопла с заданными свойствами. Все тяговые характеристики сопла определяются его геометрией.

Характерная особенность сопла внешнего расширения - его свойство авторегулирования, т.е. обеспечение оптимального режима свободного истечения продуктов сгорания с изменением высоты, когда давление на срезе центрального тела автоматически поддерживается равным атмосферному [1].

В качестве предмета исследования был выбран спроектированный ракетный двигатель по методике расчёта камеры ЖРД с помощью СПК TERRA [2], работающий на топливе керосин и жидкий кислород с тягой 1780 кН и давлением в камере сгорания 17.5 МПа.

Из термодинамического расчёта были взяты параметры площади по сечениям камеры: цилиндрическая часть, критическое и выходное сечения сопла. На рис. 1 показаны

контуры камер: цилиндрический (а) и с центральным телом (б).

При проектировании контура ракетного двигателя с центральным телом необходимо использовать следующую формулу:

$$F_{\sigma_i} = F_{\sigma_{\text{внеш.}i}} - F_{\sigma_{\text{вн.}i}}, \quad (1)$$

где  $F_{\sigma_i} = F_{\sigma}$  - площадь камеры сгорания из термодинамического расчёта;

$F_{\sigma_{\text{внеш.}i}}$  - площадь внешнего контура без учёта центрального тела;

$F_{\sigma_{\text{вн.}i}}$  - площадь внутреннего контура (центрального тела);

$i$  - сечение камеры.

Радиус средней линии входного и критического сечений должны совпадать, для этого используется следующая формула:

$$R_{\sigma_{\text{ср.}}} = \frac{R_{\sigma_{\text{внеш.}}} + R_{\sigma_{\text{вн.}}}}{2}. \quad (2)$$

Построение сеточной модели выполнялось в программе ANSYS Meshing. Для облегчения расчёта использовалась 20-ти градусная секторная модель. Сетка состояла из 1.5млн. элементов.

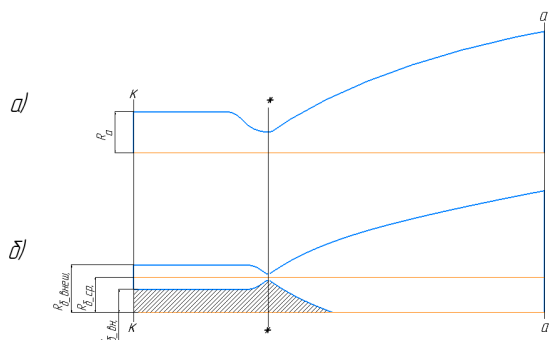


Рис. 1. Цилиндрический (а) и с центральным телом (б) контуры камер

Моделирование рабочего процесса кольцевого сопла выполнено с помощью программы ANSYS CFX [3]. В качестве граничных условий были выбраны следующие параметры: на входе массовый расход топлива 601 кг/с (для полно-окружной модели) и температура торможения 3843 К, давление на выходе из камеры 59.93 кПа.

Рабочим телом являлся один компонент с параметрами продуктов сгорания в критическом сечении: молекулярная масса 25.107 г/моль, динамическая вязкость  $9.91 \cdot 10^{-5}$  Па·с, изобарная теплоёмкость 6328.45 Дж/(кг·К), теплопроводность 0.3169 Вт/(м·К).

На рис. 2 представлено распределение числа Маха в продольном сечении камеры с центральным телом радиусом 150 мм в сечении камеры сгорания (КС). Величина тяги составила 1455 кН, что ниже проектной на 18%. Тяга определялась как сила, действующая на поверхности камеры.

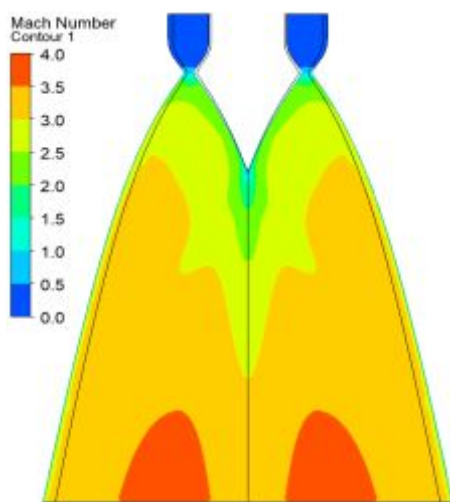


Рис. 2. Распределение числа Маха для ракетного двигателя с центральным телом радиусом 150 мм в КС

Был рассмотрен предельный случай, когда радиус центрального тела в сечении

КС составил 700 мм (рис. 3). Линейная разница внешнего и внутреннего радиусов в критическом сечении составила более 13 мм. В рассмотренном случае доля внешней стенки сопла в создании тяги минимальна, поэтому она была обрезана, т.е. было спроектировано сопло внешнего расширения. При этом моделировалась область за соплом, величиной 2 калибра максимального диаметра камеры ракетного двигателя по радиусу и 5 калибров по длине. Величина тяги составила 2117 кН, что на 19% больше проектного.

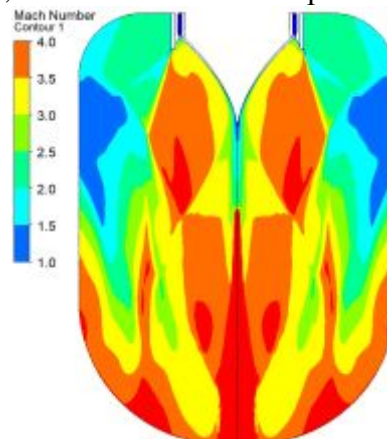


Рис. 3. Распределение числа Маха для ракетного двигателя с центральным телом радиусом 700 мм в КС

В результате моделирования получены качественные результаты, показывающие возрастающую роль центрального тела при увеличении его диаметрального размера, при одновременном снижении доли внешней стенки сопла в создании тяги.

В дальнейшем планируется получить результаты с использованием подробных моделей горения, большей областью за соплом.

#### Библиографический список

1. Егорычев В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие/ В.С. Егорычев.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.–108 с.
2. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования [Текст]: учеб. для вузов / М.В. Добровольский; подред. Д.А. Ягодникова.– 2-е изд., перераб. и доп. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.– 448 с.
3. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc. 626 p.