



АО «НИИМаш»

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СТРУКТУРА НПО ЭНЕРГОМАШ

Госкорпорация «Роскосмос»
Акционерное общество «Научно-
исследовательский институт
машиностроения»

АО «НИИМаш»

Строителей ул., д.72, г. Нижняя Салда
Свердловской области, 624740

Факс: (34345) 3-06-54, 3-17-03

E-mail: mail@niimashspace.ru

ОКПО 22615104, ОГРН 1176658123290

ИНН/КПП 6623125489/662301001

29.12.2022 № 801/8736

На № 2 от 05.11.2022

Инженеру В.С. Морозову

morozovvist@mail.ru

Ответ на обращение

Уважаемый Виталий Степанович!

В ответ на Ваше обращение направляю заключение на представленные материалы.

Приложение: «Заключение...» на 3л.

Директор

Е.В. Матвеева

Салич Василий Леонидович
79667143024 доб. 414

Заключение

на материалы, представленные в пояснительной записке «О возможных перспективах изобретения №2554255, в том числе и для космических нужд» от 11.11.2021 (Приложение 2 к исх. 2 от 05.11.2022)

1. Замечания к расчету

1.1. При определении давления после прохождения водяного «снаряда» по каналу (раздел 7) принято, что процесс является изотермическим ($p_{\text{среза}} V_{\text{среза}} = p_{\text{нач}} V_{\text{нач}}$), что неверно, поскольку работа по перемещению «снаряда» осуществляется в том числе и за счет уменьшения внутренней энергии.

Процесс стоит рассматривать как политропический, т.е.

$$p_{\text{среза}} = p_{\text{нач}} (V_{\text{нач}} / V_{\text{среза}})^n,$$

где показатель процесса в первом приближении можно принять равным отношению изобарной теплоемкости к изохорной, т.е. $n = 1,2$

$$\text{Тогда } p_{\text{среза}} = p_{\text{нач}} / 192,2$$

Примечание: в указанных выражениях сохранены обозначения автора, однако следует понимать, что в термодинамическом («нульмерном») приближении $p_{\text{среза}}$ представляет собой давление во всем канале на момент вылета «снаряда».

1.2. Одной из важнейших характеристик ракетных двигателей является удельный импульс тяги. В пояснительной записке не представлены оценки значений данного параметра для предлагаемого двигателя, что не позволяет выявить преимущества путем сравнения с известными типами двигателей.

$$\text{По определению удельный импульс тяги } I_y = \frac{I}{m} = \frac{\int_0^\tau P(t) dt}{m}, \quad (1)$$

где I - импульс тяги двигателя, $P(t)$ - тяга двигателя в момент времени t , t - текущее значение времени в промежутке от $t=0$ (момент запуска двигателя) до $t = \tau$ (момент прекращения работы двигателя), m - масса рабочего тела, израсходованная за время работы двигателя.

Для классических ракетных двигателей обычно $P(t) \approx \text{const}$, поэтому выражение (1) для них принимает вид $I_y = \frac{P\tau}{m} = \frac{P}{\dot{m}}, \quad (2),$

где $\dot{m} = \frac{m}{\tau}$ - массовый расход.

Для расчетного режима работы двигателя (когда давление продуктов сгорания на срезе сопла равно давлению окружающей среды)

$I_y = w_a$, где w_a — скорость истечения рабочего тела из сопла. В этой связи значение w_a можно использовать для сравнения эффективности различных двигателей, работающих при $P(t) \approx \text{const}$.

Однако для «импульсных» двигателей такой подход не правомерен и удельный импульс следует определять по формуле (1).

При этом мгновенную тягу двигателя можно определить как

$$P = P(t) = (p(t) - p_h) \cdot F,$$

где $p(t)$ — давление, действующее в момент времени t на «тяговую» стенку (давление в полости между «водяным» снарядом и стенкой, расположенной противоположно «соплу», и имеющей площадь F), p_h — давление окружающей среды.

Предлагаю математическую модель, включающую в себя систему обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\frac{dx}{dt} = w$$

$$\frac{dw}{dt} = a$$

$$\frac{dV}{dt} = Fw$$

$$\frac{dI}{dt} = (p - p_h)F,$$

замыкаемую зависимостями:

$$p = p_{\text{нач}} (V_{\text{нач}} / V)^n$$

$$a = (p - p_h)F / m_{\text{снаряда}}.$$

Начальные условия: $t=0$, $x=0$, $w=0$, $V=V_{\text{нач}}$, $a = (p_{\text{нач}} - p_h)F / m_{\text{снаряда}}$, $I=0$.

В представленных выражениях $x=0 \dots L$ — путь, пройденный «снарядом» в момент времени t , L — длина канала, a — ускорение «снаряда». В результате решения получите зависимость указанных параметров от времени. Очевидно, что моменту времени $t = \tau$ будет соответствовать $x = L$. Тогда удельный импульс определится как

$$I_y = \frac{I(\tau)}{m}$$

Представленную систему уравнений можете решить численно, например, методом Рунге-Кутты. Объяснение метода и коды типовых программ для различных языков программирования представлены в [Ракитин В.И., Первушин В.Е. Практическое руководство по методам вычислений с приложением программ для ПК.]

Не исключаю, что могут существовать более простые методики решения подобной задачи. Для этого предлагаю провести обзор источников информации, включая литературу по ствольным системам.

1.3. Расчет теоретической скорости летательного аппарата (раздел 9) должен базироваться на зависимостях, описывающих движение тел переменной массы (см, например, [Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета], либо учебники по теоретической механике и физике (раздел «Механика») для технических вузов.).

2. В части «энергетического» обеспечения.

Источники электропитания не являются сферой деятельности АО «НИИМаш», поэтому в этой части рекомендую обратиться в организации, специализирующиеся в данном направлении.

Выводы

Представленная информация является недостаточной для оценки перспектив использования предлагаемого изобретения в ракетно-космической технике.

Заместитель главного конструктора

В.Л. Салич