

УДК 536.202

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИХРЕВОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛИТЕЛЯ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ НАДДУВА БАКОВ

© 2009 В. В. Бирюк¹, А. В. Смородин²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»

Проведена оценка эффективности системы наддува баков. Рассмотрен вопрос оптимизации системы бортового наддува баков за счет использования вихревого энергоразделителя.

Давление; наддув; бак; испаритель; двигатель; дренажно-предохранительный клапан; агрегат регулирования; газ наддува; компонент топлива; вихревой энергоразделитель

Из достаточного большого числа принципиальных схем наддува топливных баков в настоящее время в большинстве существующих ракетах-носителях на жидком топливе применяется испарительная система наддува. При этом наддув, как правило, осуществляется подогретым газом (азотом, гелием или продуктами сгорания основных компонентов топлива) от теплообменника.

Анализ эффективности работы системы бортового наддува на примере ракеты-носителя среднего класса грузоподъемности показал, что работа испарительной системы бортового наддува зависит от режимов работы двигателей и, как правило, проектируется со значительными коэффициентами запаса.

При расчетах процесса наддува наибольшую сложность представляет определение среднемаховой температуры газа в подушке приложенного компонента, а также определение температуры поверхностного слоя компонента, определяющих количество испарения жидкого компонента.

Кроме того, при наддуве баков с криогенными компонентами топлива из-за воздействия газа наддува, имеющего повышенные температуры (от 40 до 120°C), значительно увеличивается давление насыщенных паров в баке.

В результате в процессе полета ракеты имеет место сброс избыточного давления из газовых подушек баков через предохранительные клапаны.

Результаты расчетов показали, что в среднем в процессе полета ракеты масса газа, выбрасываемого в атмосферу, составляет от 56 до 76 кг (для второй ступени) и от 19 до 34 для блоков первой ступени (в зависимости

от температуры газа за теплообменником). В итоге значительная часть полезной массы не участвует в работе ракеты, а просто выбрасывается за борт.

Существует целый ряд мероприятий по увеличению эффективности работы системы бортового наддува (применение агрегатов регулирования наддува и дренажа, пересчет системы наддува по результатам испытаний и пр.).

При этом во всех случаях задача оптимизации наддува сводится к решению трех основных задач:

- 1) Снижение температуры газа наддува до оптимального значения.
- 2) Стабилизация температуры газа наддува в зависимости от режима работы двигателя.
- 3) Организация обратной связи между давлением газа наддува и расходом компонента наддува (регулировка наддува и дренажа).

Рассмотрим один из возможных вариантов увеличения эффективности системы наддува, реализуемый за счет установки в магистраль наддува вихревого энергоразделителя, принцип работы которого основан на эффекте разделения газа при закручивании его в цилиндрической или конической камере на два потока – охлажденный и подогретый (так называемый "вихревой эффект").

Вихревой эффект возникает в турбулентном потоке вязкого сжимаемого газа, имеющем градиент статического давления по нормали к направлению основного движения.

Градиент статического давления может быть обусловлен гравитационным, инерционным, электрическим или магнитным полями.

В качестве устройства, реализующего вихревой эффект, рассмотрим вихревой энергоделитель (вихревую трубу).

Принцип работы вихревого энергоделителя следующий:

Сжатый газ через тангенциальное сопло вводится внутрь трубы, образует интенсивное круговое течение, приосевые слои которого заметно охлаждаются и вытекают через отверстие диафрагмы в виде холодного потока, а периферийные слои подогреваются и вытекают через дроссель, образуя горячий поток. Схема образования потоков в вихревой трубе представлена рис. 1.

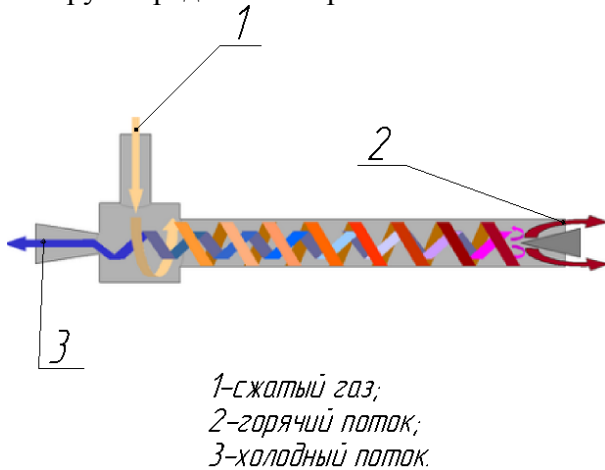


Рис. 1. Схема образования потоков в вихревой трубе

В зависимости от степени прикрытия дросселя меняются массовые расходы холодного и горячего потоков и их температура.

Проведенные исследования внутреннего потока (вихревой зоны) вихревой трубы позволили установить, что в нем всегда образуется периферийный поток, текущий к дросселю и имеющий распределение окружной скорости, близкое к потенциальному течению, и приосевой поток, вращающийся в ту же сторону, движущийся от дросселя к сопловому сечению и имеющий радиальное распределение окружной скорости, близкое к закону вращения твердого тела. В произвольном сечении периферийного потока температура торможения резко снижается с уменьшением радиуса. Наиболее интенсивное круговое движение наблюдается в со-

пломом сечении вихревой зоны, здесь имеет место наибольший градиент давления и температуры по радиусу.

При втекании газа через тангенциальные сопла в вихревой зоне возникает интенсивный круговой поток определенной радиальной протяженности с высоким радиальным градиентом давления, перемещающийся в сторону дросселя. По мере осевого перемещения этот поток, взаимодействуя с заполняющим приосевую область газом и цилиндрической стенкой вихревой зоны, теряет свою окружную скорость, что позволяет отдельным элементам его в области дросселя перейти в приосевую область и сформировать приосевую высокотурбулизированный поток. За счет высокой турбулентности и интенсивного воздействия внешнего кругового потока приосевая область (вынужденный вихрь) вращается по закону вращения твердого тела и под действием осевого градиента давления движется в сторону соплового сечения, вытекая через отверстие диафрагмы в окружающую среду, имеющую более низкое давление. В результате взаимодействия свободного и вынужденного вихрей между ними происходит интенсивный турбулентный энергообмен: вынужденный вихрь получает от свободного вихря момент количества движения, который увеличивает скорость вращения и радиальный градиент давления в вынужденном вихре; одновременно в вынужденном вихре происходит интенсивный турбулентный перенос тепловой энергии от оси к периферии и к свободному вихрю.

Рассмотрим эффективность применения вихревого энергоделителя, взяв за основу усредненные экспериментальные данные, полученные при пусках ракет-носителей:

Расчет вихревой трубы проводим на основе экспериментальных обобщенных характеристик для функциональных зависимостей Θ_X , полученных теоретически:

$$\Theta_X = \Theta(\pi, \mu) \text{ для оптимальных при данных } \pi \text{ и } \mu \text{ значений } \bar{d}_D \text{ и } \bar{F}_c.$$

Достоинствами такого метода расчета являются его простота, наглядность, высо-

кая точность и возможность выбора оптимального режима.

С целью выбора оптимального по эффективности режима работы вихревого энергоразделителя целесообразно за расчетную точку характеристики вихревой трубы принимать такую, которая обеспечивает требуемый эффект охлаждения при максимальной термодинамической эффективности (максимальной холодопроизводительности).

Как правило, эти точки соответствуют обобщенным характеристикам вихревой трубы, являющимися огибающими кривыми ее регулировочных по μ характеристик, построенных для различных относительных диаметров \bar{d}_d отверстия диафрагмы.

Для расчетов взяты обобщенные характеристики, построенных по результатам исследования базовой вихревой трубы диаметром $D = 0,016$ м, относительной площадью сопла $\bar{F}_c = 0,1$ и относительной длиной в 9 калибров с крестовиной на горячем конце. (Испытания проводились на сухом сжатом воздухе при температуре на входе $T_1 = 293$ К и давлении холодного потока $p_x = 0,1$ МПа).

Исходные данные для расчета.

Температура на входе в вихревую трубу T_1 изменяется от плюс 30°C до плюс 140°C . Для расчета вихревой трубы примем T_1 равной 60°C (333 К).

Давление газообразного азота после испарителя P_1 изменяется от $11 \cdot 10^5$ Па до $15 \cdot 10^5$ Па. Для расчета давление питающего газообразного азота P_1 примем равным $13 \cdot 10^5$ Па.

Потребную температуру холодного потока примем T_x равной 30°C (303К), при давлении холодного потока P_x , равном $2,75 \cdot 10^5$ Па, общий расход газообразного азота G равен $0,97$ кг/с.

Располагаемая степень расширения в вихревой трубе

$$\pi = P_1/P_x = 13 \cdot 10^5 / 2,75 \cdot 10^5 = 4,7.$$

Относительная температура холодного потока:

$$\Theta_x = T_x/T_1 = 303/333 = 0,91.$$

По обобщенным характеристикам вихревой трубы для расчетного $\pi = 4,7$ получаем расчетное значение $\mu = 0,78$.

Потребный расход холодного потока по найденному значению μ составит

$$G_x = G \cdot \mu = 0,97 \cdot 0,78 = 0,76 \text{ кг/с}.$$

Так как располагаемая степень расширения $\pi > 4$ ($\pi = 4,7$), то в сопловом сечении имеет место критическое истечение, и тогда площадь сопла составит:

$$F_c = \frac{G \cdot \sqrt{T_1}}{0,38 \cdot P_1} \cdot 100 = \frac{0,97 \cdot \sqrt{333}}{0,38 \cdot 13} \cdot 100 = 358 \text{ мм}^2.$$

Относительная площадь сопла $\bar{F}_c = 0,1$.

Диаметр вихревой трубы

$$D = 1,13 \cdot \sqrt{\frac{F_c}{F_c}} = 1,13 \cdot \sqrt{\frac{358}{0,1}} = 68 \text{ мм}.$$

Диаметр отверстия диафрагмы

$$d_d = (0,350 + 0,313 \cdot \mu) \cdot D = 40 \text{ мм}.$$

При трехсопловом входе ($i = 3$) высота и ширина сопла составят:

$$h = \sqrt{\frac{F_c}{2 \cdot i}} = \sqrt{\frac{358}{2 \cdot 3}} = 7,7 \text{ мм};$$

$$b = \frac{F_c}{h \cdot i} = \frac{358}{7,7 \cdot 3} = 15,5 \text{ мм}.$$

Длина вихревой зоны

$$L = 9 \cdot D = 9 \cdot 68 = 612 \text{ мм}.$$

Давление горячего потока перед дросселем

$$P_r = P_x \cdot (0,33 \cdot \pi + 0,67) = 2,75 \cdot 10^5 (0,33 \cdot 4,7 + 0,67) = 6,1 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

Температура горячего потока:

$$T_r = T_1 \cdot \frac{1 - \mu \cdot \Theta_x}{1 - \mu} = 333 \cdot \frac{1 - 0,78 \cdot 0,91}{1 - 0,78} = 439 \text{ К}.$$

Относительная температура горячего потока

$$\Theta_r = T_r/T_1 = 439/333 = 1,32.$$

Определим температурную эффективность вихревой трубы:

$$\eta = \frac{\Delta T_x}{\Delta T_s},$$

где ΔT_x – эффект охлаждения холодного потока, К;

ΔT_s – эффект охлаждения при адиабатном расширении с совершением внешней

работы от начального состояния P_1, T_1 до статического давления холодного потока P_x, K .

Определим эффект охлаждения холодного потока:

$$\Delta T_x = T_1 - T_x, \Delta T_x = 333 - 303 = 30 \text{ К.}$$

Эффект охлаждения при адиабатном расширении с совершением внешней работы от начального состояния P_1 и T_1 , до статического давления холодного потока P_x составит:

$$\Delta T_s = T_1 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right],$$

$$\Delta T_s = 333 \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{4,7} \right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} \right] = 333 \cdot 0,357 = 119 \text{ К.}$$

Тогда температурная эффективность вихревой трубы

$$\eta = \frac{30}{119} = 0,25.$$

Определим величину расхода азота на наддув бака окислителя

$$G_{аз.} = q \cdot Q \cdot P_{над.},$$

где q – удельный расход азота, по справочным данным принимаем для бака окислителя $16,7 \text{ кг}/(\text{м}^3 \cdot \text{МПа})$;

Q – объемный расход окислителя из бака, принят номинальным, равным $0,197 \text{ м}^3/\text{с}$;

$P_{над}$ – давление наддува бака окислителя, МПа.

Рассчитанный расход охлажденного азота наддува, обеспечивающий уточнённый уровень потребного давления $2,75 \cdot 10^5 \text{ Па}$ в баке окислителя, составляет $0,90 \text{ кг}/\text{с}$.

Такой запас по давлению наддува и, следовательно, по расходу охлажденного азота наддува был принят на начальном этапе эксплуатации двигательной установки для компенсации случайных, неучтенных в расчете отклонений процесса теплообмена в баке.

Известно, что за время полета двигательной установки кислород испаряется со средней скоростью $0,64 \text{ кг}/\text{с}$. Испарение такого количества кислорода из бака окислителя

эквивалентно дополнительному расходу азота наддува, равному

$$\Delta G_{аз.} = 0,64 \cdot (R_{ок.} \cdot T_{ок.} / R_{аз.} \cdot T_{аз.}) =$$

$$= 0,64 (26,5 \cdot 98 / 30,3 \cdot 363) = 0,15 \text{ кг}/\text{с}.$$

Следовательно, учитывая поступление в подушку бака испаряющегося в полете кислорода, расход азота наддува может быть уменьшен на $0,15 \text{ кг}/\text{с}$, и его значение для создания потребного давления в баке окислителя составит

$$G_{аз.номр.} = 0,90 - 0,15 = 0,75 \text{ кг}/\text{с}.$$

Таким образом, проведенные расчеты позволяют сделать следующие выводы.

1) При установке вихревого энергоразделителя потребное давление наддува составляет $2,75 \cdot 10^5 \text{ Па}$ (для обеспечения бескавитационной работы насоса окислителя необходим уровень потребного давления наддува в баке не менее $0,24 \text{ МПа}$).

2) Для создания указанного давления в баке окислителя необходим расход охлажденного азота наддува, равный $0,75 \text{ кг}/\text{с}$, при установке вихревой трубы расход охлажденного азота наддува составляет $0,76 \text{ кг}/\text{с}$.

3) Общий расход азота наддува может быть уменьшен на $0,15 \text{ кг}/\text{с}$ и его значение составит $0,82 \text{ кг}/\text{с}$.

4) При реализации уточненного значения расхода азота наддува рабочий запас жидкого азота, направляемого в бак окислителя, уменьшается на

$$\Delta G_{запр.аз.} = \Delta G_{аз.номр.} \cdot \tau_n - m_{в.э.},$$

где τ_n – время непрерывной работы двигательной установки, с;

$m_{в.э.}$ – масса вихревого энергоразделителя, кг.

$$\Delta G_{запр.аз.} = (0,97 - 0,82) 286 - 2,8 = 40,1 \text{ кг}.$$

В результате установки вихревого энергоразделителя экономия массы составит $40,1 \text{ кг}$.

Таким образом, проведя перерасчет процесса наддува бака окислителя, можно иметь ощутимый выигрыш по массе выводимой полезной нагрузки.

Библиографический список

1. Прядкин, О.Н. Двигательные установки ракет на жидком топливе /О.Н. Прядкин

кин: под общ. ред. О.Н. Прядкина.- М.: Мир, 1966. – 404с.

2. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели / М.В. Добровольский. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488с.

3. Меркулов, А.П. Вихревой эффект и его применение в технике / А.П. Меркулов. – Самара: Оптима, 1997. – 360с.

4. Шифрин, Э.Г. Потенциальные и вихревые трансзвуковые течения идеального газа / Э.Г. Шифрин. – М.: Физматлит, 2001. – 320с.

References

1. Pryadkin, O.N. Rockets' engines with liquid fuel. - M., «Mir», 1966.

2. Dobrovolsky M.V. Liquid-propellant rocket. – M., «MGТУ named after N.E. Bauman». 2005

3. Merkulov A.P., A vortical effect and his application is in a technique. – Samara. Optima. 1997 – 360 pages.

4. Shifrin E.G., Potential and vortical transzvukovye flows of ideal gas. – M., Fizmatlit. 2001 – 320 pages.

INCREASING EFFICIENCY OF PRESSURIZATION OF THE ROCKET TANKS IN THE FLIGHT

©2009 V. V. Biryuk¹, A. V. Smorodin²

¹Samara State Aerospace University

²«Progress» Design Bureau

In this paper it is shown the analysis of the onboard rocket tanks pressurization system functioning. The basic direction of the rocket tanks pressurization process are proposed.

Pressure, boost, buck, evaporator, engine, drainage, safety valves, unit of regulation, gas boost, propelling

Информация об авторах

Бирюк Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор кафедр «Теплотехника и тепловые двигатели» Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. 335-18-12, E-mail: Teplotex_ssau@bk.ru. Область научных интересов: теплообмен, термодинамика.

Сморodin Алексей Валерьевич, аспирант, заместитель главного конструктора, заместитель начальника отделения Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: lex.samara@rambler.ru. Область научных интересов: теплообмен, термодинамика.

Biruk Vladimir Vasilevich, doctor of engineering science, professor, deputy head of the department of thermotechnics and heat engines of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 335-18-12. E-mail: Teplotex_ssau@bk.ru. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.

Smorodin Aleksei Valerevich, postgraduate, deputy chief designer, «Progress» Design Bureau. E-mail: lex.samara@rambler.ru. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.