

УДК 536.202

УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЪЗУЕМЫХ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ В ПРОЦЕССЕ ПОЛЕТА

© 2008 В. В. Бирюк¹, В. А. Капитонов², А. В. Смородин²¹Самарский государственный аэрокосмический университет²Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»

Представлен анализ работы системы бортового наддува на примере результатов натурных испытаний ракеты-носителя среднего класса грузоподъемности. Предложены основные направления оптимизации процесса наддува баков ракеты-носителя в полете.

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

Из достаточно большого числа принципиальных схем наддува в настоящее время на большинстве существующих ракетах-носителях на жидком топливе применяется испарительная система наддува. При этом в качестве газа наддува используется либо один из основных компонентов топлива, либо дополнительный (вспомогательный) компонент.

В ракетах-носителях, использующих в качестве основных компонентов топлива жидкий кислород и керосин, в большинстве случаев конструктивно для наддува всех топливных баков используется единая система бортового наддува. Принципиальная схема такой системы представлена на рис. 1.

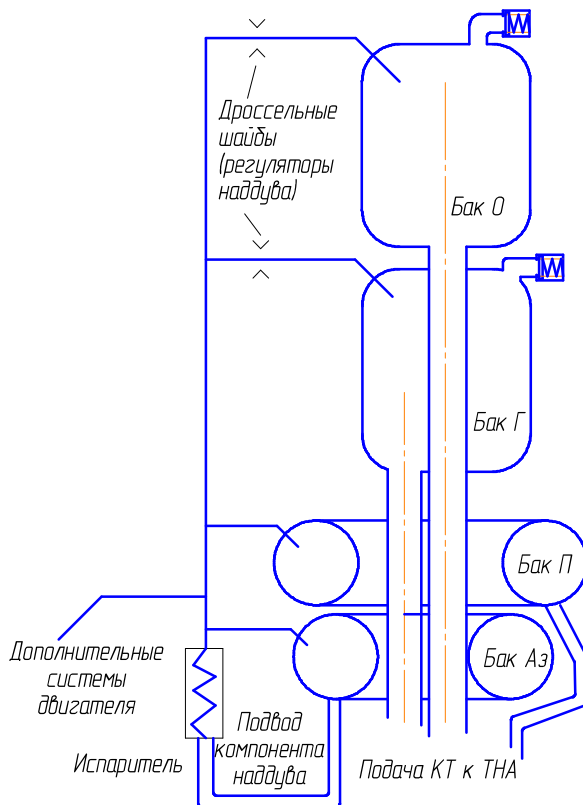


Рис. 1. Принципиальная схема бортового наддува

Проведем анализ эффективности работы системы бортового наддува на примере ракеты-носителя среднего класса грузоподъемности, в конструкцию которой входят четыре бака: бак окислителя (жидкий кислород); бак горючего (керосин); бак с компонентом для привода ТНА; бак с компонентом для наддува баков, а для регулирования давления наддува каждого бака используются дроссельные шайбы.

На рис. 2-5 представлены графики давления газа наддува непосредственно в баках РН в процессе запуска и полета.

Коротко проанализируем представленные графики поведения давления в газовых подушках баков, разделив их на две основные зоны: зону предстартового наддува и зону наддува в полете.

Для двигателей, запускаемых на земле, предстартовый наддув, как правило, осуществляется от наземных систем и характеризуется наличием циклических поднаддувов с целью поддержания заданного давления в баках. Особенно явно этот процесс выражен

при наддуве баков «холодных» компонентов (жидкий кислород, жидкий азот и пр.). С точки зрения оптимизации предстартовый наддув менее интересен, так как полностью обеспечивается наземными системами.

Обеспечение наддува баков в полете осуществляется полностью бортовыми системами и зависит от режимов работы двигателя. Так как режим работы двигателя в процессе полета не является стационарным, параметры работы системы наддува (расход, давление, температура) колеблются в достаточно широком диапазоне. Из-за сложностей расчета бортового наддува система проектируется со значительными коэффициентами запаса. В результате имеет место сброс избыточного давления из газовых подушек баков через предохранительные клапаны (рис. 2). Этот процесс особенно выражен по графику давления в газовой подушке бака жидкого кислорода (ДБО). Аналогичные картины поведения параметров наддува наблюдаются практически при всех запусках ракет данного типа.

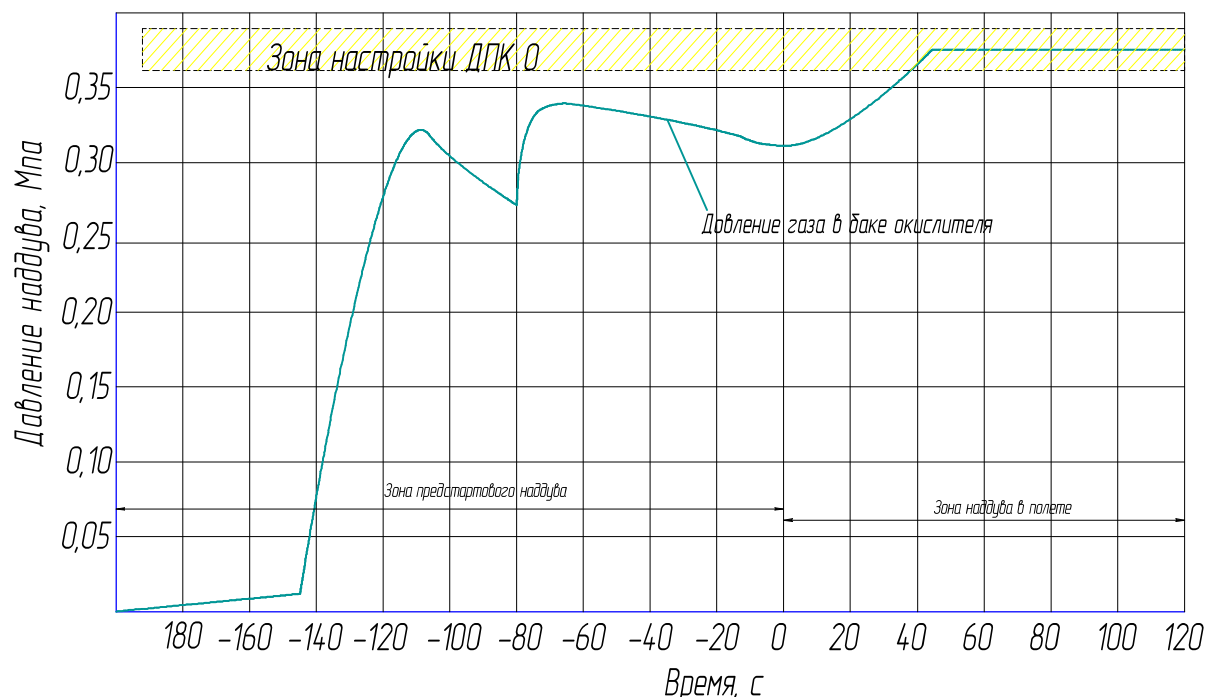


Рис. 2. Давление газа в баке окислителя бокового блока РН в процессе запуска двигателей и в полете

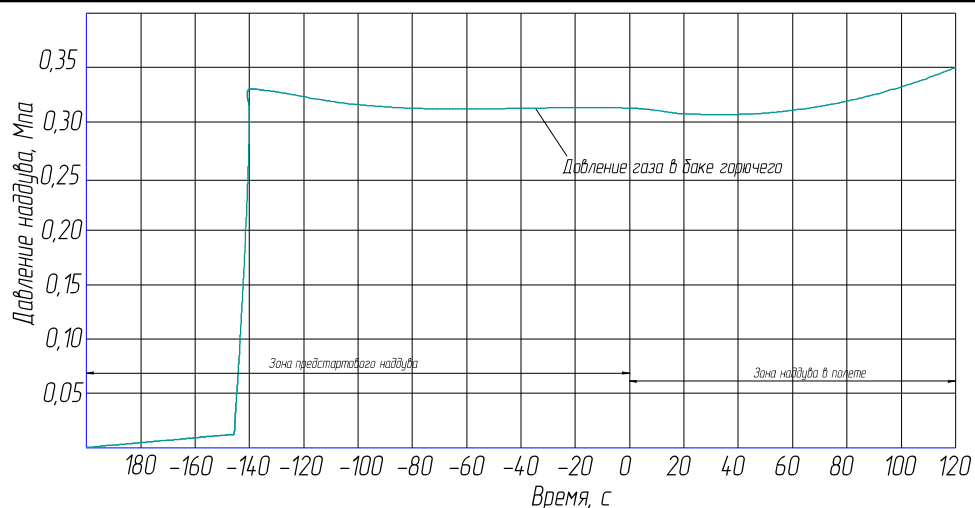


Рис. 3. Давление газа в баке горючего бокового блока РН в процессе запуска двигателей и в полете

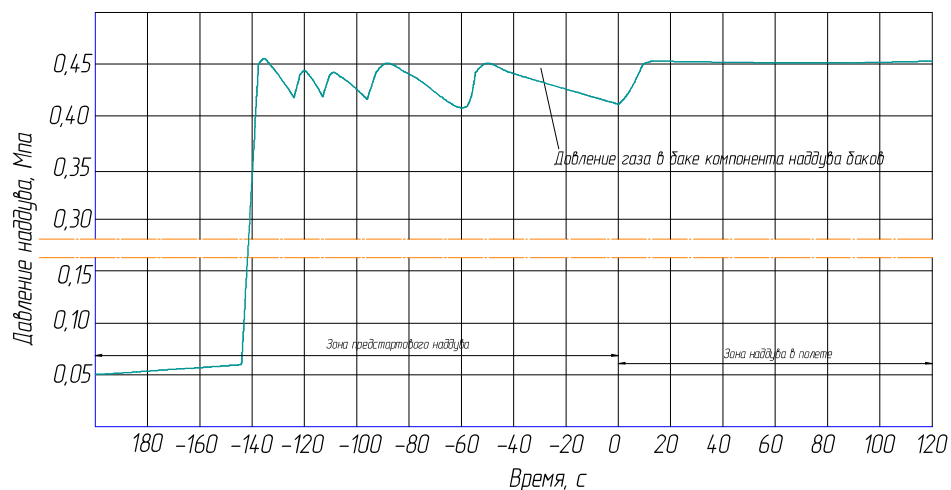


Рис. 4. Давление газа в баке компонента наддува бокового блока РН в процессе запуска двигателей и в полете

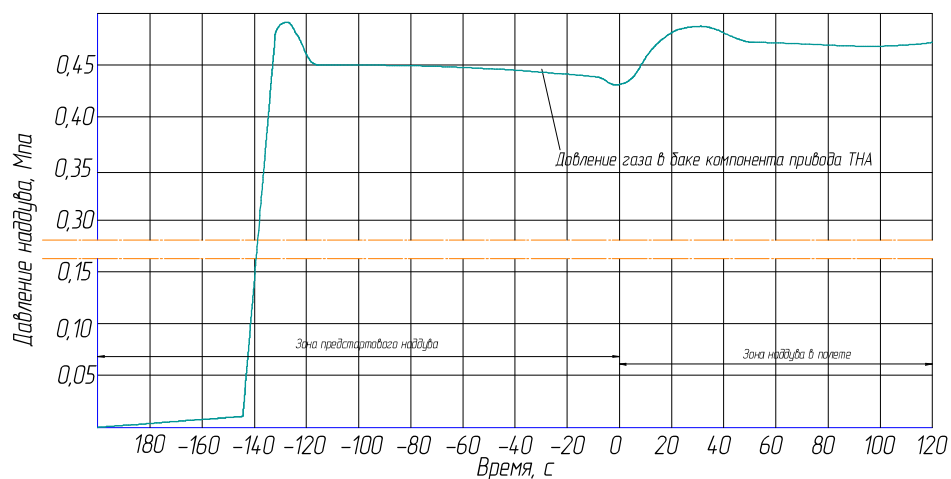


Рис. 5. Давление газа в баке компонентов привода ТНА бокового блока РН в процессе запуска двигателей и в полете

Рассмотрим порядок расчета системы наддува топливных баков и рассмотрим пути увеличения эффективности ее работы.

Потребное давление наддува баков определяется заданным, из условий отсутствия кавитации, давлением на входе в насос с учетом статистического столба жидкости и потерь в магистралях:

$$p_{\bar{o}} = p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}} + p_{s,\bar{o}} + p_{\text{тр}} - p_h, \quad (1)$$

где $p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}}$ – избыточное давление на входе в насос;

$p_{\text{тр}}$ – потери на трение в топливных магистралях;

$p_{s,\bar{o}}$ – давление насыщенных паров в баке;

p_h – статическое давление столба жидкости на входе в насос.

Примечание. Величина давления газа в подушке бака кроме всех прочих условий ограничивается также прочностью конструкции бака.

1. Наибольший кавитационный запас необходимо обеспечить при запуске двигателей:

$$(p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}})_{\text{запуска}} > (p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}})_{\text{полет}}$$

Для двигателей, запускаемых на земле, $(p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}})_{\text{запуска}}$ обеспечивается за счет предстартового наддува с земли;

$(p_{\text{вх.насос}}^{\text{потр}})_{\text{полет}}$ для наших расчетов будем считать заданной для данного типа двигателя.

2. Величина потерь на трение в топливных магистралях ($p_{\text{тр}}$) зависит только от конструкции самих магистралей, и в нашем случае мы будем считать ее неизменной.

3. Давление насыщенных паров в баке зависит от температуры газа, подаваемого в бак. При этом наибольшую сложность в расчете представляет определение среднемассовой температуры газа в подушке приложенного компонента, а также определение температуры поверхностного слоя компонента, определяющей количество испарения компонента. Изменение среднемассовой температуры газа в подушке бака «О» представлено на рис. 6.

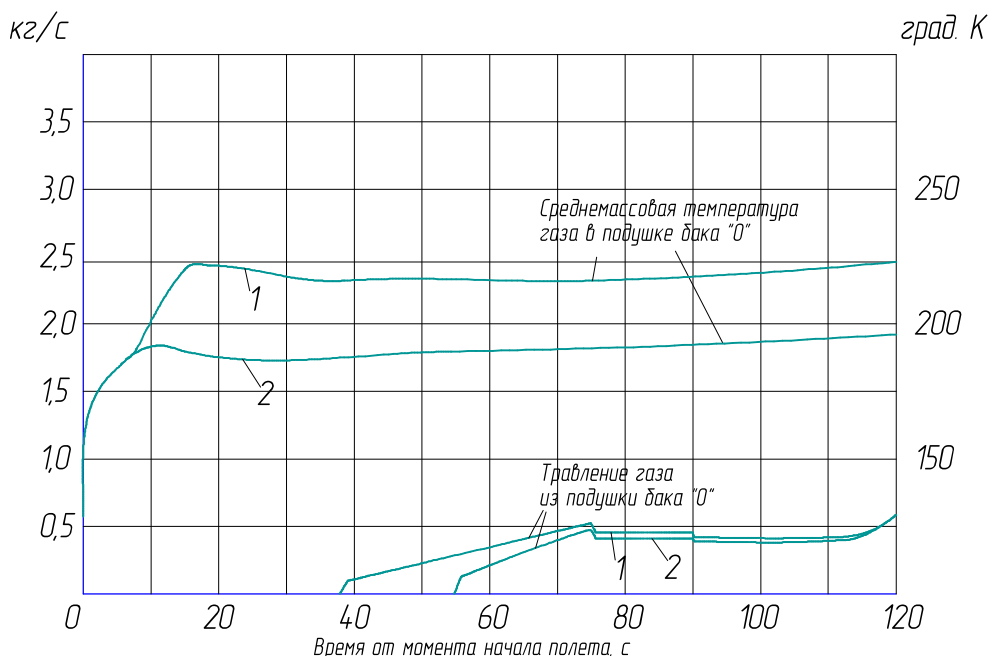


Рис. 6. Изменение среднемассовой температуры газа в «подушке» бака окислителя и расчетные значения травления газа из бака:

- 1 – температура газа наддува на входе в бак равна 100°C, травление 33,9 кг;
2 – температура газа наддува на входе в бак равна 20°C, травление 23,1 кг

Из рис. 6 видно, что значительное влияние на среднемассовую температуру оказывает температура подаваемого газа наддува, которая зависит от режимов работы испарителя и колеблется в пределах от плюс 20 до плюс 140°C.

4. Статическое давление столба жидкости на входе в насос (p_h) для неподвижной ракеты определяется по формуле

$$p_h = \rho g h_0, \quad (3)$$

где ρ – плотность топлива;
 g – ускорение свободного падения;
 h_0 – начальная высота столба жидкости.

При полете ракеты-носителя в (3) необходимо учесть следующие уточнения: уменьшение h_0 в связи с израсходованием топлива и наличие осевого ускорения ракеты (a_x) в процессе полета:

$$p_h = \rho g h \frac{a_x}{g} + \rho g h \cdot \sin \varphi,$$

где φ – угол наклона полета ракеты-носителя;

(a_x) – осевое ускорение ракеты.

В результате анализа составляющих бортового наддува можно сделать следующие основные выводы.

- Оптимизация наддува возможна за счет замены простой системы регулирования с помощью дроссельных шайб на регулирование с применением агрегатов регулирования наддува и дренажа, в том числе вихревых энергоразделителей. Особенно эффективно их применение для баков «холодных» компонентов на двигателях большой тяги.

- Возможна оптимизация процесса наддува за счет снижения разброса температур газа наддува за теплообменником и

за счет перерасчета и уточнения конструкции системы в целом по результатам летных испытаний.

Результаты расчетов, проведенные на основании представленных графиков, показали, что в среднем в процессе полета ракеты масса газа, сбрасываемого 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.

Проведенный расчет процесса наддува после оптимизации конструкции системы наддува показал, что возможно значительное уменьшение количества вспомогательного компонента топлива. В результате оптимизации экономия массы составит: ~40 кг для второй ступени и ~20 кг для каждого блока первой ступени.

Таким образом, проведя оптимизацию процесса наддува баков, можно иметь хороший выигрыш по массе выводимой полезной нагрузки.

Библиографический список

1. Двигательные установки ракет на жидком топливе/Под ред. Прядкина О.Н.- М.: Мир, 1966.
2. Добровольский М.В., Жидкостные ракетные двигатели. – М.: «МГТУ им. Н.Э. Баумана», 2005

References

1. Priadkin O.N. Propulsion Devices of Liquid-fuel Rockets. Moscow: "Mir", 1966.
2. Dobrovolsky M.V. Liquid-propellant Rocket Engines. Moscow: "Bauman MSTU", 2005.

INCREASING EFFICIENCY OF PRESSURIZATION OF THE ROCKET TANKS IN THE FLIGHT

© 2008 V. V. Biryuk¹, V. A. Kapitonov², A. V. Smorodin²

¹Samara State Aerospace University

²State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress»

The analysis of the onboard rocket tanks pressurization system functioning is presented. 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 кафедры теплотехники и тепловых двигателей Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 335-18-12. E-mail: teplotex_ssau@bk.ru. Область научных интересов: тепло-массообмен, термодинамика.

Капитонов Валерий Алексеевич, доктор технических наук, Главный конструктор – начальник отделения Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс». Тел. (846) 335-18-12. Область научных интересов: тепломассообмен, 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: тепломассообмен, термодинамика.

Biryuk Vladimir Vasiljevitch, Doctor of Engineering Science, professor of the Heat Engineering department of the Samara state aerospace university. Phone: (846) 335-18-12. E-mail: teplotex_ssau@bk.ru. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.

Kapitonov Valeriy Alekseevitch, Doctor of Engineering Science, chief designer, head of the State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress» department. Phone: (846) 335-18-12. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.

Smorodin Alexei Valerjevitch, deputy chief designer, deputy head of the State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress» department, postgraduate. E-mail: lex.samara@rambler.ru. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.