

УДК 629.7.015.3

П.В. Ильенко, Л.Г. Чигринец, П.В. Семенов, Т.В. Король

## **ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОЙ СКОРОСТИ СПАДА ДАВЛЕНИЯ В ЗОНЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ "ДНЕПР"**

*Рассмотрены пути обеспечения заданной скорости спада давления в зоне размещения космического аппарата при малом объеме свободной зоны на трансзвуковой скорости полета ракеты-носителя.*

*Розглянуто шляхи забезпечення заданої швидкості спаду тиску в зоні розміщення космічного апарата за малого об'єму вільної зони на трансзвуковій швидкості польоту ракети-носія.*

*The ways of providing of the set pressure and velocity at spacecraft location under small free zone volumes at-transonic flight velocity of launch vehicle were studied.*

При выведении космических аппаратов

в мировой практике требованиям к ССД во время движения ракеты-носителя на трансзвуковой скорости при малом свободном объеме в зоне размещения КА.

Задачами исследования являются:

- анализ данных телеметрических измерений давления на активном участке полета РН;
- влияние на ССД внешнего обтекания третьей ступени РН и переходника второй ступени;
- разработка новых схем дренирования;
- анализ зависимости ССД для вновь разработанных СД.

Для решения поставленных задач использованы телеметрические данные по пускам РН "Днепр" [2, 3], проведен анализ этих данных и его результаты представлены в виде графиков. Теоретические иссле-

дования, необходимые для разработки вновь предложенных СД, были проведены на основе программно-методического обеспечения разработки ГП "КБ "Южное".

На рис.1 показана обобщенная схема СД (рис. 1, а) и изменения давления внешней поверхности РН (рис. 1, б) с тридцатой по сорок вторую секунду полета.

На обобщенной схеме СД (рис. 1, а) цифрами 1, 2 и 3 обозначены места расположения доминирующих негерметичностей, а буквами "А" и "Б" – места расположения ДУ. В районе размещена ДУ "А".

На графике (рис. 1, б) представлено скачкообразное изменение давления по результатам телеметрических измерений на внешней поверхности РН в районах 1 и 2.

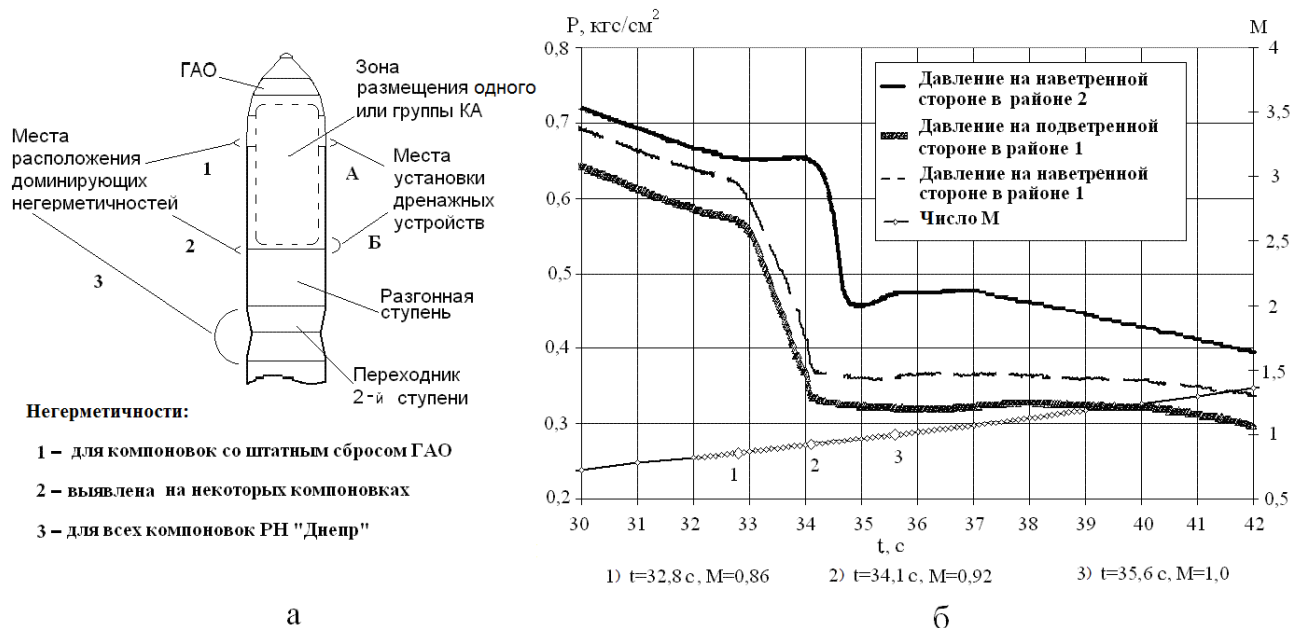


Рис. 1. Схема мест расположения устройств дренирования и доминирующих негерметичностей (а). Изменение давления и числа Маха в районах 1 и 2 по времени полетов (б)

На представленной на рис. 1, б зависимости внешнего давления в разных зонах ГО от времени полета можно выделить три характерных для каждой кривой участка. Первый участок характеризуется монотонным уменьшением давления. Особенностью второго участка для двух нижних кривых является резкое уменьшение давления (его спад). В то же время для верхней кривой характерно прекращение уменьшения давления и даже некоторое его возрастание. В то время, когда для двух нижних

кривых заканчивается спад давления и наступает его стабилизация, для верхней кривой можно отметить резкое уменьшение давления.

На рис. 1, б кроме зависимости изменения давления от времени полета нанесены точки 1, 2, 3. Они определяют зону резких изменений значений давления. В соответствии со временем полета этим точкам соответствуют числа Маха 0,86, 0,92 и 1,0. Таким образом, резкие изменения давления на внешней поверхности ГО для РН

"Днепр" реализуются в трансзвуковой зоне ее полета.

Изменение внутреннего давления в сухих отсеках следует за изменением внешнего давления в районе негерметичностей или в районе ДУ. Значение, на которое может измениться внутреннее давление вследствие изменения внешнего давления, зависит от размеров:

- негерметичности или эффективной площади ДУ;
- площадей, соединяющих объемы с внешней средой и между объемами;
- воздушных свободных объемов.

Не осуществлялась разработка схемы дренирования для РН "Днепр", которая обеспечивала ССД в зоне КА не выше 1,9 кПа/с, за исключением участка трансзвукового движения, где возможно кратковременное возрастание до 3,4 кПа/с без изменения внешних обводов. При малых значениях объемов: СО в головном аэродинамическом обтекателе (ГАО) – 13 м<sup>3</sup>, III ступени с переходником II–III ступени – 8,2 м<sup>3</sup> и в зоне КА – 1–10 м<sup>3</sup>. Подобная задача не реализовывалась на РН "Днепр".

Разработано несколько типов схем дренирования и дан анализ зависимости ССД для этих СД.

Принцип действия первой схемы СД основан на следующем: через калиброванное отверстие при самых больших перепадах давления пройдет масса воздуха, которая не вызовет превышения ССД 1,9 кПа/с. Допускать превышение скорости 1,9 кПа/с нельзя, за исключением повышения скорости до 3,4 кПа/с не дольше 2–3 с. Однако скорость изменения внешнего давления превышает 1,9 кПа/с в течение ~ 20 с. Поэтому следует проектировать СД, которая обеспечивает не превышение 1,9 кПа/с в течение всего времени полета. На рис. 2 показана СД № 1 и сравнены параметры дренирования штатной и предлагаемой СД.

Дренажное отверстие S<sub>1-2</sub> размещали на газодинамическом экране (ГДЭ1). Воздух выходил через дренажные отверстия, расположенные на ГАО. При этом уровень негерметичности КГЧ брался нулевым. Если

негерметичность КГЧ имеет какое-то значение, то необходимо уменьшить дренажное отверстие на это значение. Из результатов проведенных оценок следует, что конструкция КГЧ должна отвечать жестким требованиям по уровню негерметичности. При СД № 1 ССД не превышает 2 кПа/с на протяжении атмосферного участка полета РН (рис. 2, б). Для рассматриваемого варианта СД № 1 имеет место повышение избыточного давления в КГЧ (рис. 2, в) [4]. При рассмотрении вопросов прочности КГЧ, РН и разделительного экрана повышенного внимания потребуют перепады давления на ГДЭ1 и ГДЭ2 (рис. 2, в). Однако определяющим фактором при рассмотрении перепадов давлений является условие сброса обтекателя на момент времени t=100 с полета.

Принцип действия второй схемы СД представлен на рис. 3. Он основан на создании трех сообщающихся объемов посредством отверстий, закрытых фильтром. Фильтры устанавливаются на ГДЭ1 и ГДЭ2.

Дренажные устройства связи внутреннего объема с внешней средой расположены в ГАО (рис. 3, а). Такая схема дренирования позволяет уменьшить максимальное значение ССД. На рис. 3, б показана ССД, которая реализуется при рассматриваемой СД № 2. Необходимо отметить, что такой результат был получен для больших СО. В результате обработки анализа летных данных было установлено: уменьшение ССД для таких СД с МСО может достигаться сокращением площади фильтров.

На рис. 4 показан принцип действия СД № 3. Ее отличие от СД № 1, 2 заключается в установке клапанов с системой слежения за ССД в зоне размещения КА; регулирующие клапаны устанавливаются на ГДЭ1 и ГДЭ2 [5, 6]. Дренажные устройства – в ГАО. Эта СД позволяет гарантировать заказчику пуска заданную ССД в полете. Перед отделением ГДЭ1, после которого происходит отделение КА, система клапанов будет обеспечивать минимальное избыточное давление в зоне расположения КА.

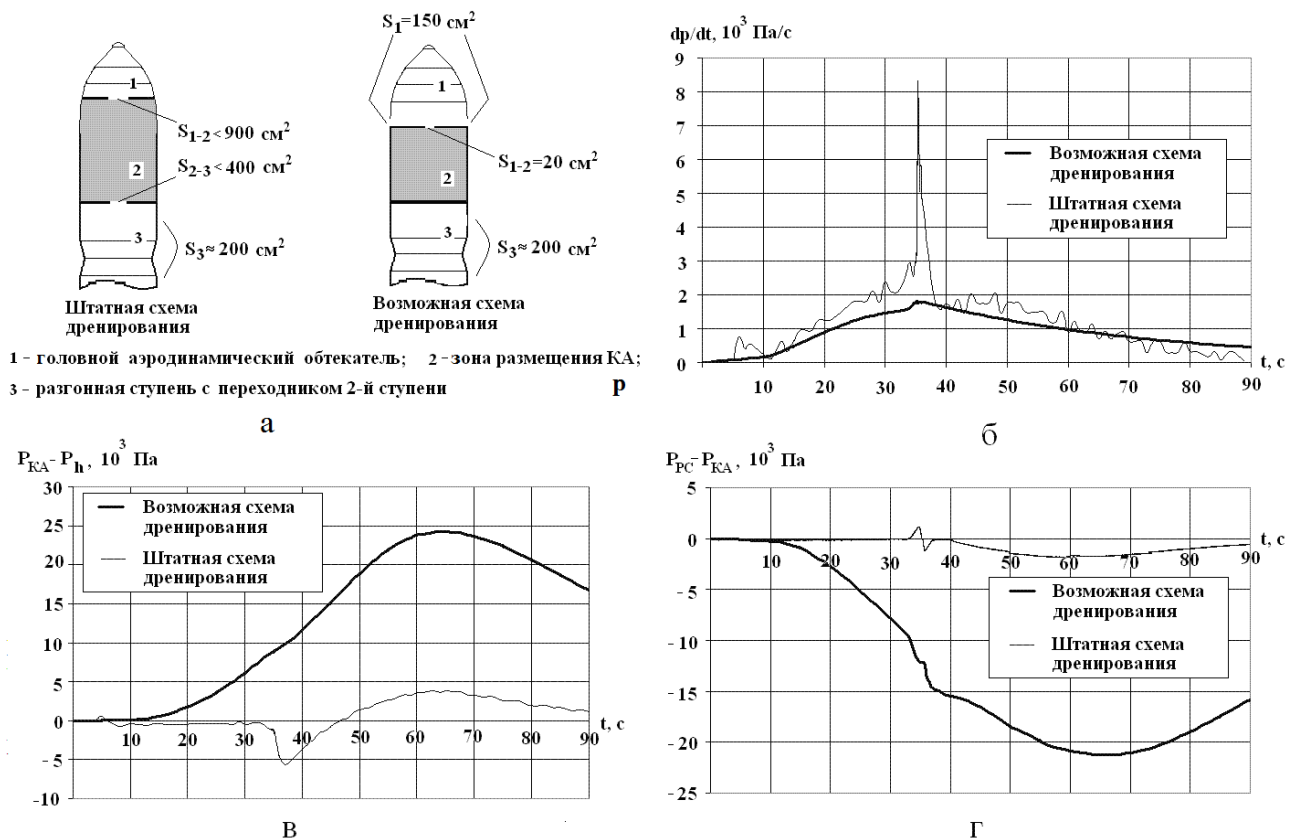


Рис. 2. Предложенная схема дренирования №1 (а) и графики скорости спада давления (б), избыточного давления в зоне КА (в) и перепада давления между объемом КА и РС (г) в зависимости от времени полета при штатном и предложенном вариантах

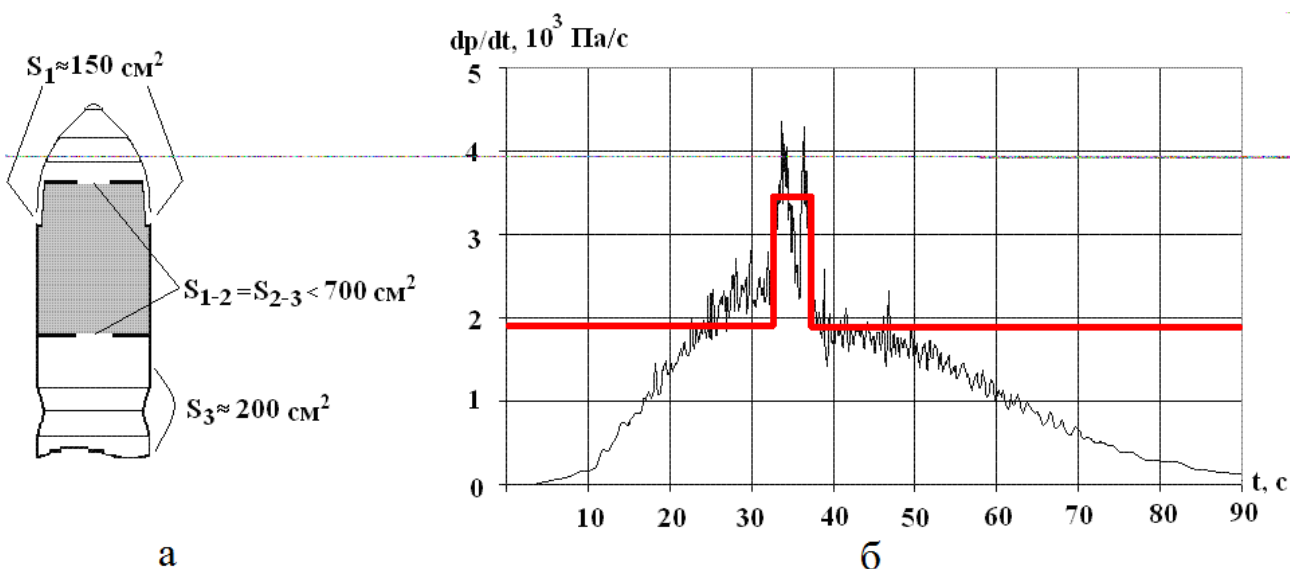


Рис. 3. СД №2 с фильтрами (а) и график скорости спада давления в КГЧ РН "Днепр" (б)

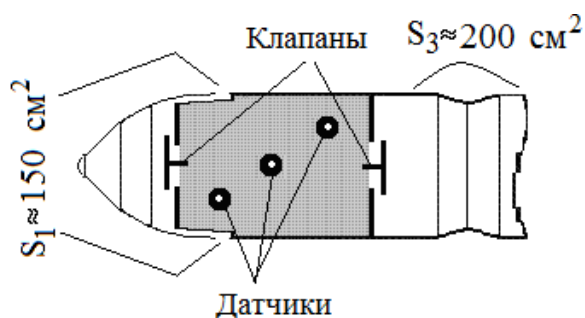


Рис. 4. Схема дренарования №3 с системой слежения за ССД при помощи датчиков и клапанов

Данный принцип работы СД имеет перспективу применения в таких случаях:

- ракета-носитель не может обеспечить требуемую ССД из-за своих конструктивных особенностей;
- если разработчики КА выдвигают "особые" требования к ССД, которые не может обеспечить ракета-носитель своей штатной СД.

#### Выводы

1. Выявлены и проанализированы особенности внешнего обтекания РН потоком воздуха при трансзвуковых скоростях.
2. Определено, что для малых свободных объемов необходимо лимитировать уменьшение массы воздуха.
3. Предложены три СД для МСО.
4. Две предложенные схемы являются "пассивными" регуляторами ССД. В них параметры СД не регулируются самой СД.

5. В третьей СД предложена система датчиков и клапанов, которые позволяют активно влиять на ССД. Параметры СД регулируются самой СД. Данная перспективная СД представлена на уровне концептуального проекта.

6. Для каждой группы дана характеристика СД с учетом их конструктивных особенностей.

#### Список использованной литературы

1. Технический отчет по результатам 30 пусков РКН "Зенит-3SL", проведенных с РКК "Морской старт"/ ГП "КБ "Южное"; Руководитель О.М. Косульников. – Инв. № 121/48-010 НТП. – Днепропетровск, 2009. – 403 с.
2. Итоговый отчет по результатам подготовки и проведения пуска РН "Днепр-1" с КА по теме "Днепр–DubaiSat-1"/ ГП "КБ "Южное"; Руководитель О.М. Косульников. – Инв. № 121/152–09 НТП. – Днепропетровск, 2009. – 118 с.
3. Итоговый отчет по результатам подготовки и проведения пуска РН "Днепр-1" с КА "TerраSар-X"/ ГП "КБ "Южное"; Руководитель О.М. Косульников. – Инв. № 121/128 НТП. – Днепропетровск, 2007. – 130 с.
4. ГОСТ 4401-74. Таблицы стандартной атмосферы. – М., 1974. – 96 с.
5. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. – М.-Л.: ГЭИ, 1961. – 364 с.
6. Беляев Н.М. Техническая термодинамика. – Днепропетровск: ДГУ, 1975. – 235 с.

Статья поступила 14.01.2014