

УДК 621.454.2.046.2

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119618>

Седых И. В.¹, начальник группы, Смоленский Д. Э.², начальник СНИЛ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КАПИЛЛЯРНОГО ЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА ПРИ ОТДЕЛЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

En One of the problems of providing a group launch of spacecraft is to ensure the re-launch of the propulsion engine for the transition to another orbit, after the separation of the first vehicle. When the spacecraft is separated, a stage is acted upon by the acceleration directed toward the bottom of the tank and leading to the outflow of the fuel component from the mesh separator. This leads to the mesh separator denudation and the gas penetration under it, which can lead to a breakdown of the engine launch. In view of the hydrodynamic processes complexity taking place in the tanks, experimental confirmation of the mesh separators chosen during the design is required.

The methods for determining the model conditions (the choice of the scale of the experimental design, the type of the model fluid, the magnitude of the accelerations, etc.) are presented, a description of the stand designed specifically

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

for the test data and the results of the experimental confirmation of the capillary sampling device performance in the separation of the spacecraft are given. The results of the performed work confirm the correctness of the decisions made in the development of capillary sampling devices.

Уа Однією з проблем забезпечення групового виведення космічних апаратів є забезпечення повторного запуску маршового двигуна для переходу на іншу орбіту, після відділення першого апарату. При відділенні космічного апарату на ступінь діє прискорення, в напрямку нижнього днища баку яке призводить до відтоку компонента палива від сіткового роздільника. Це в свою чергу приводить до оголення сіткового роздільника та проникнення газу під нього, що може привести до зриву запуску маршового двигуна. Зважаючи на складність гідродинамічних процесів, що протікають в баках, необхідне експериментальне підтвердження вибраних при проектуванні параметрів сіткових роздільників.

В даній роботі описано методи визначення модельних умов (вибір масштабу дослідної конструкції, виду модельної рідини, величини прискорення та інше), дано опис стенду розробленого спеціально для цих випробувань, а також приведені результати експериментального підтвердження працездатності капілярного забірної пристрою при відділенні космічного апарату. Результати робіт підтверджують правильність рішень прийнятих при розробці капілярних забірних пристроїв.

Вступление

С развитием космических технологий увеличиваются требования к параметрам выведения космических аппаратов (КА) на орбиту, в том числе и к их групповому выведению. Для обеспечения выведения космических аппаратов на орбиты с необходимыми параметрами траектории и с требуемой точностью разрабатываются космические ступени с многократным запуском двигательной установки в космосе. Обеспечение повторного включения двигательной установки в условиях практической невесомости реализуется рядом конструктивных мер, включающих в себя инерционные и капиллярные средства обеспечения сплошности компонентов топлива. Данные меры призваны гарантировать наличие топлива на входе в двигатель при его включении и работе.

Постановка задачи

При отделении космического аппарата на ступень действует ускорение, направленное к нижнему днищу бака и приводящее к оттоку компонента топлива от входа в расходную магистраль. Это, в свою очередь, может привести к проникновению газа в расходную магистраль.

Для удержания части компонентов топлива у входа в расходную магистраль системы питания маршевого двигателя до его последнего включения без попадания свободных газовых включений применяют капиллярный стабилизатор. Сетчатый разделитель представляет собой коническую перегородку, установленную над входом в расходную магистраль.

На поверхности конической перегородки выполнены вырезы, занимающие не менее 70 % ее площади. Вырезы закрыты мелкоячеистой сеткой № 0040 ТУ 14 - 4-507-74.

Если удерживающая сила сетки капиллярного стабилизатора меньше инерционных сил перемещения компонента топлива, происходит попадание газа под сетчатый фазоразделитель, и в последствии в расходную магистраль, что приведет к срыву запуска маршевого двигателя.

Для подтверждения работоспособности капиллярного стабилизатора при отделении космического аппарата необходимо проведение наземной экспериментальной отработки.

Методика моделирования натуральных условий

Моделирование гидродинамических процессов, протекающих в баках ракет при отделении космического аппарата, чрезвычайно сложно и не может быть в полной мере описано математическими методами и требует подтверждения расчетных результатов экспериментальными исследованиями. При этом различия между натурными условиями космического полета и условиями, воспроизводимыми при земном тяготении, требуют соблюдения равенства некоторых безразмерных комплексов, характеризующих модельные и натурные параметры. Такие безразмерные комплексы носят названия критериев подобия, а к параметрам относят конструктивные параметры баков, физико-химические параметры топлива, кинематические параметры и внешние воздействующие факторы.

Для моделирования гидродинамических процессов, происходящих в баке при отделении космического аппарата, необходимо выдержать равенство модельных и натуральных критериев Рейнольдса Re , Бонда Bo , гомохронности Ho и краевых углов θ :

$$Bo = \frac{a_H \cdot l_H^2}{\beta_H} = \frac{a_M \cdot l_M^2}{\beta_M}, \quad Re = \frac{w_H l_H}{\nu_H} = \frac{w_M l_M}{\nu_M},$$

$$Ho = \frac{a_H \tau_H^2}{l_H} = \frac{a_M \tau_M^2}{l_M}, \quad \theta = \theta_H = \theta_M,$$

где w - характерная скорость движения жидкого компонента топлива;

a - ускорение бака;

l - характерный линейный размер;

ν - кинематическая вязкость жидкости;

β - кинематический коэффициент поверхностного натяжения $\left(\beta = \frac{\sigma}{\rho} \right)$;

ρ - плотность; σ - поверхностное натяжение;

τ - время действия ускорения.

Индексы «н» и «м» относятся к натурным и модельным параметрам соответственно.

Из приведенных критериальных равенств определяются соотношения между модельными и натурными физическими и геометрическими параметрами, а именно:

$$\frac{a_m}{a_n} = \left(\frac{\beta_m}{\beta_n} \right)^3 \cdot \left(\frac{v_n}{v_m} \right)^4; \quad \frac{\tau_m}{\tau_n} = \left(\frac{\beta_n}{\beta_m} \right)^2 \cdot \left(\frac{v_m}{v_n} \right)^3; \quad \frac{l_m}{l_n} = \frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left(\frac{v_n}{v_m} \right)^2.$$

Равенство краевых углов обеспечивается выбором модельных жидкостей. В качестве модельных жидкостей используются рафинатбензолногориформинга (РБР) ТУ У 23.2-00149943-558:2006 и нафтил ТУ 38.001244-81. У применяемого на изделии компонента топлива краевой угол близок к нулю (при контакте со сплавами АМг6 и 0,3Х18Н10Т). Модель бака изготовлена из оргстекла. Для выбранных модельных жидкостей (РБР и нафтил) при их контакте с оргстеклом и материалом сетки краевой угол также близок к нулю.

Допускается исключать из перечня определяющих критериев подобия число Re , подтвердив, что число Re лежит в зоне автомодельности. Это подтверждается проведением испытаний на модельных ёмкостях двух масштабов. Тогда геометрический масштаб модели нужно выбирать из условия продолжительности модельного процесса, воспроизводимого экспериментальным оборудованием. Приближенное подобие обеспечивают воспроизведением модельных ускорений, определяемых соотношениями

$$\frac{l_m}{l_n} = \sqrt{\frac{\beta_m \cdot a_n}{\beta_n \cdot a_m}}, \quad \frac{\tau_m}{\tau_n} = \sqrt{\frac{\beta_n \cdot l_m^3}{\beta_m \cdot l_n^3}}.$$

При испытаниях модельных емкостей с сетками, изготовленными из материала натурального размера, когда $L_{яч.м} = L_{яч.н}$, в перечне определяющих критериев число Бонда заменяют на модифицированное число Бонда, вычисленное по формуле:

$$Bo = \frac{a_n \cdot l_{б.н} \cdot d_{экр.н}}{\beta_n} = \frac{a_m \cdot l_{б.м} \cdot d_{экр.н}}{\beta_m},$$

где $l_{б.}$ - характерный линейный размер бака;

$d_{экр.}$ - характерный размер ячейки сетки, что приводит к следующим соотношениям между модельным и натурным значениями ускорения:

$$\frac{a_m}{a_n} = \frac{l_n}{l_m} \cdot \frac{\beta_m}{\beta_n}.$$

Тогда модельное ускорение и время действия продольного ускорения определяется по формулам:

$$a_m = a_n \cdot \frac{\beta_m}{\beta_n} \cdot \frac{l_n}{l_m}, \quad \tau_m = \tau_n \cdot \sqrt{\frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left(\frac{l_m}{l_n} \right)^3}$$

Задавшись размерами модельной емкости (масштаб 1: 1:5; масштаб 2: 1:7) и подставив натурные параметры в соотношения, определяем модельные значения продольного ускорения и времени его действия для двух расчетных случаев веса космического аппарата 650 кгс и 5300 кгс.

Продольные натурные и модельные ускорение и время их действия для модельной емкости в масштабе 1:5 приведены в табл. 1.

Таблица 1.

Моделируемые параметры для масштаба 1:5

	КА 650 кгс			КА 5300 кгс		
	Натурное	Модельное		Натурное	Модельное	
		РБР	Нафтил		РБР	Нафтил
$a, \text{ м/с}^2$	4,077	15,8	20,8	3,736	24	18,3
$\tau, \text{ с}$	0,11	0,011	0,01	0,2	0,02	0,018

Продольные натурные и модельные ускорение и время их действия для модельной емкости в масштабе 1:7 приведены в табл. 2.

Таблица 2.

Моделируемые параметры для масштаба 1:7

	КА 650 кгс			КА 5300 кгс		
	Натурное	Модельное		Натурное	Модельное	
		РБР	Нафтил		РБР	Нафтил
$a, \text{ м/с}^2$	4,077	22,2	29,1	3,736	33,6	25,7
$\tau, \text{ с}$	0,11	0,007	0,006	0,2	0,012	0,011

Стендовая база

Для проведения экспериментального подтверждения работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата использовался стенд невесомости, схема которого приведена на рис. 1.

Стенд невесомости обеспечивает время свободного падения до 0,9 с.

При испытаниях процесс отделения отделяющейся части от космического аппарата имитировался с помощью толкателей. Величина ускорения кинематической модели (КМ) задавалась начальным усилием взвода толкателей. Требуемое время действия толкателей обеспечивалось ограничением их хода с помощью специальных ограничителей. Дальнейшее свободное падение кинематической модели имитировало состояние невесомости после отделения космического аппарата.

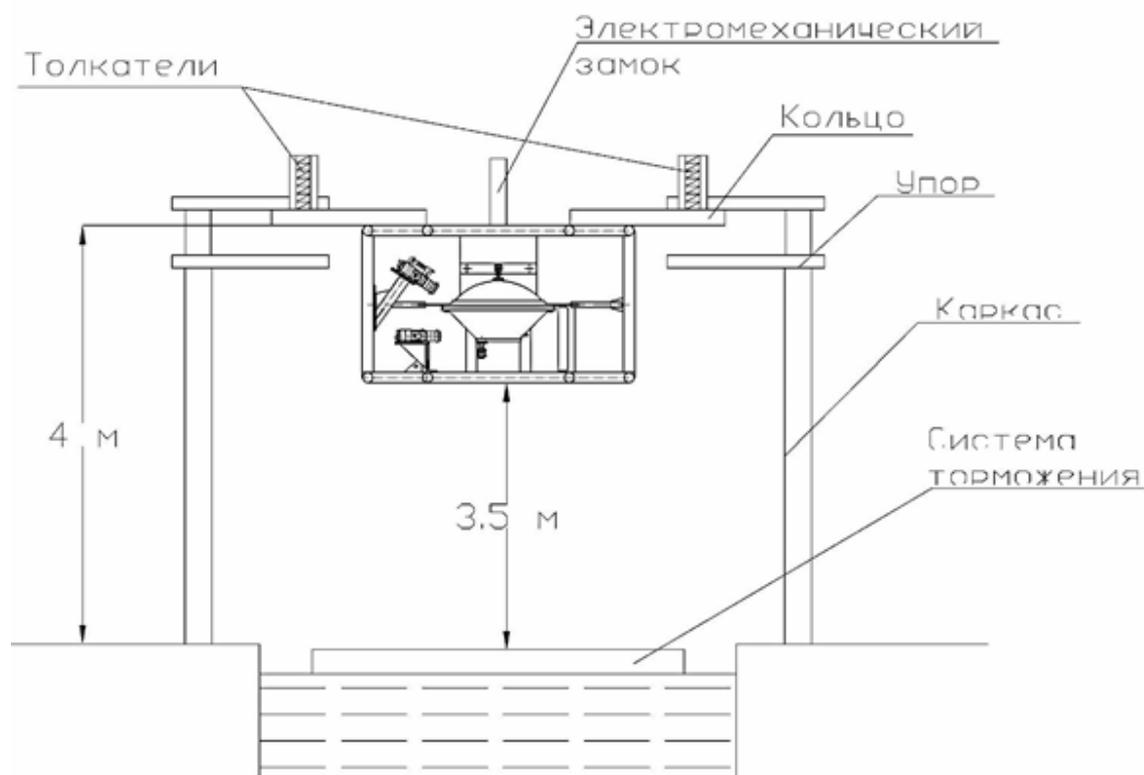


Рис. 1. Схема стэнда невесомости с использованием толкателей

- двух уровней заполнения моделей баков,
- двух рабочих жидкостей (РБР и нафтил)

Проведение испытаний

В соответствии с программой испытания проводились в следующем порядке:

- перед началом испытания проводилась заправка модельной емкости рабочей жидкостью от стэндового источника. После заправки модельной емкости с помощью тестового видеоизмерения определялся уровень модельной жидкости в емкости и отсутствие газовых включений под капиллярным стабилизатором. Контроль заполнения проводился визуально;
- КМ поднималась на подвесном устройстве с одновременным взведением толкателей (на необходимую величину усилия);
- проводилась настройка времени воздействия толкателей – регулировкой хода толкателей (настройка зазора между кольцом и ограничивающим упором);
- производился сброс КМ с высоты ~ 4 м;
- после торможения КМ в тормозном устройстве производилось снятие данных с последующей их обработкой.

Фиксация непроницновения газа под сетчатый фазоразделитель проводилась визуально по кадрам видеосъемки.

Механіка елементів конструкцій

Испытания проводились для величин модельных ускорений и времени действия толкателей, приведенных в табл. 1 и табл. 2;

Режимы проведения испытаний приведены в табл. 3.

Таблица 3.

Режимы проведения испытаний

Жидкость	Масштаб 1:5				Масштаб 1:7			
	V_3 , дм ³	a_m , м/с ²	t_m , с	h , мм	V_3 , дм ³	a_m , м/с ²	t_m , с	h , мм
РБР	0,55	15,8	0,011	2	0,2	22,2	0,007	1
		24	0,02	7		33,6	0,012	3
	0,65	15,8	0,011	2	0,24	22,2	0,007	1
		24	0,02	7		33,6	0,012	3
Нафтил	0,55	18,3	0,018	5	0,2	25,7	0,011	2
		20,8	0,01	2		29,1	0,006	1
	0,65	18,3	0,018	5	0,24	25,7	0,011	2
		20,8	0,01	2		29,1	0,006	1

здесь V_3 - объем заправки;
 a_m - продольное ускорение, создаваемое толкателями;
 t_m - время действия толкателей;
 h - ход толкателей (обеспечивает время действия толкателей).

Результаты испытаний

На рис. 2 показан типовой уровень заправки жидкостью модельной емкости. На рис. 3 и рис. 4 показано типовое положение модельной жидкости в емкости в момент окончания действия усилия толкателей и в момент перед торможением кинематической модели.

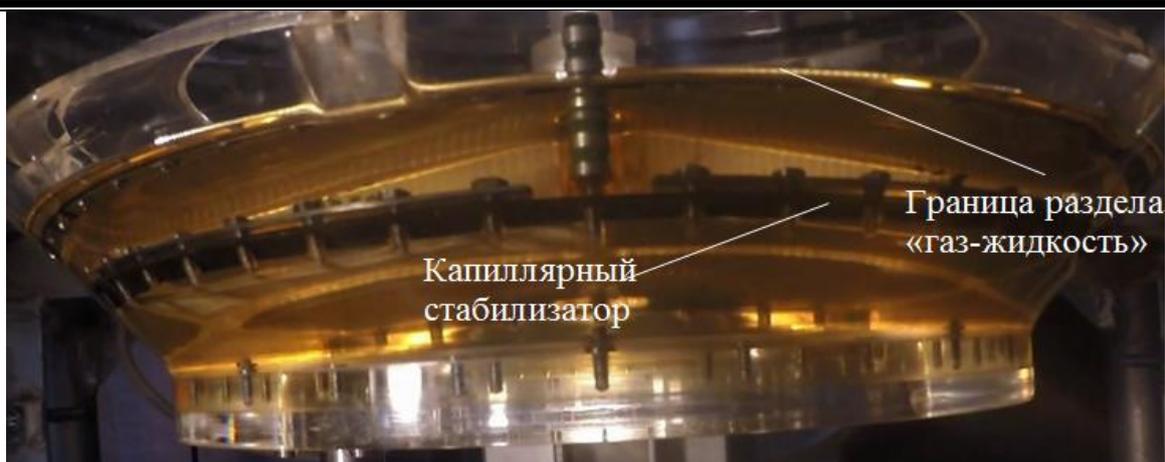


Рис. 2. Положение модельной жидкости при заправке

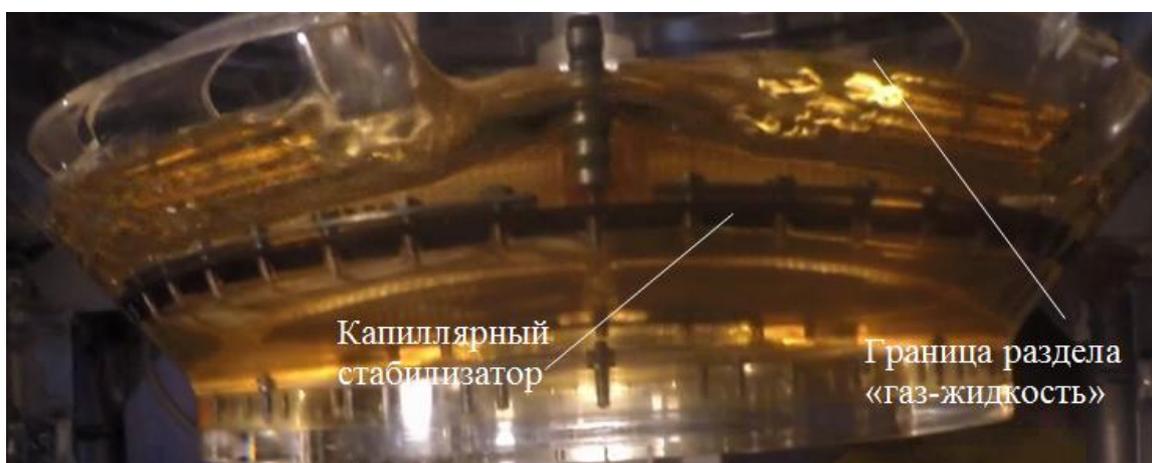


Рис. 3. Положение жидкости в момент окончания действия продольного ускорения

Анализ полученных результатов

Видеоизмерения показали отсутствие проникновения газовых включений через капиллярный стабилизатор в процессе действия толкателей, до момента торможения кинематической модели для всех видов испытаний.

Анализ поведения границы раздела фаз «газ-жидкость» во время действия модельного ускорения и до момента торможения кинематической модели показал, что в процессе испытаний граница раздела фаз «газ-жидкость» находилась над капиллярным стабилизатором для всех видов испытаний.

Видеоизмерения показали схожесть внутрибачковых процессов при применении различных модельных жидкостей – РБР и нафтила, что подтверждает правомерность исключения числа Re из критериев подобия.

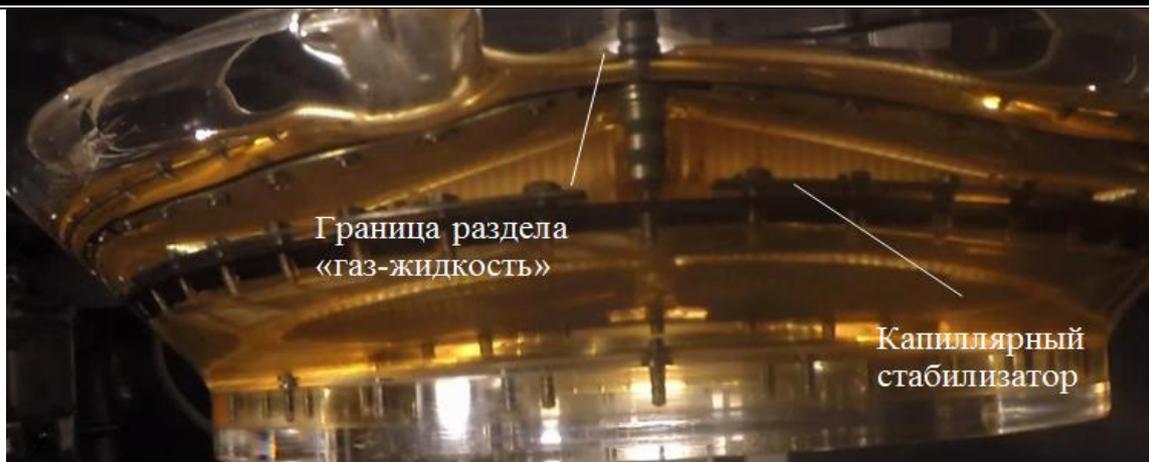


Рис. 4. Положение жидкости перед торможением кинематической модели

Пересчет модельных параметров на натурные

Для анализа сил, действующих на капиллярное заборное устройство при отделении космического аппарата, проведен пересчет созданного при испытаниях модельного ускорения и времени действия толкателей на натурные условия по формулам:

$$a_n = a_m \cdot \frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \frac{l_m}{l_n}, \quad \tau_n = \frac{\tau_m}{\sqrt{\frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left(\frac{l_m}{l_n}\right)^3}}.$$

В табл. 4 приведены результаты пересчета модельных параметров на натурные и сравнение их с натурными ускорениями отделяемой части (ОЧ) и временем действия толкателей при отделении КА.

Таблица 4.

Результаты пересчета модельных параметров на натурные и сравнение их с натурными ускорениями ОЧ и временем действия толкателей при отделении КА

Вес КА, кгс	a_m , м/с ²	τ_m , с	\ddot{a}_n , м/с ²	\dot{i}_n , с	a_n , м/с ²	τ_n , с
650	от 16,14 до 29,92	от 0,0071 до 0,0125	от 4,01 до 5,11	от 0,119 до 0,135	4,077	0,11
5300	от 18,77 до 33,99	от 0,0105 до 0,0202	от 3,63 до 6,42	от 0,191 до 0,211	3,736	0,20

В табл. 4 использованы следующие обозначения:

a_m – модельное ускорение, полученное при испытаниях;

τ_m – модельное время действия толкателей;

\ddot{a}_n – пересчитанное на натуру модельное ускорение;

\ddot{i}_n - пересчитанное на натуру модельное время действия толкателей.

a_n - натурное ускорение ОЧ при отделении КА;

τ_n - натурное время действия толкателей при отделении КА.

Из табл. 4 видно, что созданные при испытаниях модельные параметры превышают штатные, что дает запас по работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении КА:

- по величине ускорения более чем в 1,2 раза для КА весом 650 кгс и более чем в 1,7 раза для КА весом 5300 кгс;
- по времени действия толкателей более чем в 1,2 раза для КА весом 650 кгс и в 1,06 раза для КА весом 5300 кгс.

Выводы

Выполнены экспериментальные модельные исследования по подтверждению удерживающей способности капиллярного заборного устройства (сетчатого разделителя) при отделении космического аппарата. При исследовании было осуществлено моделирование по числу Бонда и числу гомохронности, в рассматриваемом диапазоне параметров было подтверждено, что по числу Рейнольдса имеет место режим автомодельности.

При испытаниях задание ускорения кинематической модели осуществлялось при помощи механических толкателей стенда, была проведена видеорегистрация поведения рабочей жидкости в модельной емкости с последующим анализом поведения границы раздела фаз «газ-жидкость». При проведении испытаний с имитацией заданных ускорений и времени действия толкателей прорыва газа через сетчатый разделитель не было, что подтверждает работоспособность сетчатого разделителя.

Удерживающая способность сетчатого разделителя обеспечивается при ускорениях, превышающих штатные ускорения при отделении КА в 1,2 раза.

Список использованной литературы

1. Проблемы гидродинамики и теплообмена в условиях невесомости / Под ред. Швецовой А. Я., Слянова Е. А. – ГОНТИ, 1970.–479 с.
2. Двигательные установки ракет на жидком топливе / Под ред. Э. Ринга. – М.: ИЛ, 1966.–404 с.
3. «Астронавтика и ракетодинамика». Экспресс-информация, 1986, №7.