

УДК 629.764.07/08

**В. П. ФРОЛОВ, Д. В. КЛИМЕНКО***Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. Янгеля»***АВИАЦИОННАЯ ТРАНСПОРТИРОВКА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

*В данной статье рассмотрена задача доставки жидкостных ракет-носителей на пусковой центр. Были проанализированы варианты железнодорожной, автомобильной, морской и авиационной транспортировки ракет-носителей. Проработаны основные проблемы реализации авиационной транспортировки, среди которых: перегрузки, действующие на ракету-носитель при взлёте и посадке, изменение температуры в грузовой кабине самолёта, разница давлений в баках ракет носителей и грузовой кабине. В результате были сформулированы предложения по реализации основных проблем по обеспечению авиационной транспортировки, а также приняты решения о выборе авиационной транспортировки для осуществления доставки ракеты-носителя среднего класса «Циклон-4» и блока ракеты-носителя «Таурус-II».*

**Ключевые слова:** *давление, перегрузка, топливная система, авиационная транспортировка, ракета-носитель, транспорт.*

**Введение**

Транспортировка на место будущего пуска является обязательным этапом в процессе подготовки ракет-носителей к запуску. Расстояние между заводом-изготовителем ракет-носителей и пусковым центром обычно составляет тысячи километров. В основном для транспортировки элементов ракет-носителей используется автомобильный, железнодорожный, морской или авиационный транспорты. Наиболее часто используются железнодорожный и морской виды транспорта в силу меньших требований по габариту перевозимого груза. Реже используется автомобильный транспорт, так как перевозка таких негабаритных грузов как элементы ракет-носителей требует проведения комплекса работ по очистке пути следования от элементов инфраструктуры, которые мешают прохождению автопоезда – линий электропередач, трубопроводов, элементов крепления дорожных знаков.

Авиационная транспортировка используется в основном для транспортировки космических аппаратов. Это связано с высокой стоимостью космических аппаратов и их требовательностью к условиям внешней среды. Авиационная транспортировка позволяет сократить время, требуемое для доставки космического аппарата от завода изготовителя на место запуска, и тем самым минимизировать риск повреждения аппарата от факторов внешней среды (температуры, влажности, давления, загрязнений и риска механических повреждений). Транспортировка ракет-носителей авиационным транспортом не распространена из-за их больших габаритов, что приводит к повышению стоимости транспортировки.

Железнодорожная транспортировка является наименее дорогостоящей, но имеет ряд особенностей и не может применяться для межконтинентальных перевозок. Автомобильная транспортировка также не позволяет доставлять грузы на другой континент. Морская транспортировка не требует проведения сложных работ по подготовке маршрута следования, но является весьма затратной. Этот вид транспортировки имеет ряд недостатков.

**1. Постановка задачи**

В последнее время в связи с развитием международного сотрудничества в области космических запусков межконтинентальные перевозки ракет-носителей становятся регулярными. При небольшом количестве коммерческих запусков в год, а соответственно при единичной перевозке ракет-носителей морская транспортировка для доставки ракет-носителей дороже, чем авиационная. Время, необходимое для осуществления авиационной транспортировки, значительно меньше, чем морской, что также является существенным плюсом. Для доставки груза из Европы в Северную Америку при морской транспортировке уходит не меньше месяца, а при авиационной несколько дней.

Авиационная транспортировка, кроме вышеперечисленных плюсов для доставки ракет-носителей, имеет также и особенности, делающие её реализацию технически сложной задачей. Особо они проявляются при транспортировке ракет носителей с жидкостными ракетными двигателями. Это связано как с конструкцией ракет-носителей, так и с воздействиями на груз при перелёте.

Ракета-носитель с двигателями на жидком топливе представляет собой несколько ступеней, состоящих из топливных отсеков (баков для компонентов топлива), выполненных в виде цилиндрических оболочек с днищами, соединённых между собой элементами конструкции «сухих» отсеков, силовыми элементами и топливной аппаратурой с присоединёнными двигательными установками. Баки ракет-носителей с двигателями на жидком топливе (ЖРД) являются тонкостенными оболочками (сосудами с низким запасом прочности при отсутствии внутреннего давления). Топливная аппаратура является сложной системой с множеством трубопроводов разного диаметра, клапанами и насосами. Баки в большой степени подвержены температурным расширениям. К ним предъявляются жёсткие требования по влажности и чистоте воздуха во внутренних объёмах.

При перелётах на груз, находящийся в грузовой кабине самолёта, действуют различные факторы, это и нагрузки (при взлёте, посадке, наборе высоты и снижении), изменяющееся давление в грузовой кабине и разница температур, возникающая при изменении высот и смене климатических зон. Грузовые кабины большинства грузовых самолётов имеют возможность наддува и отопления, но эти средства позволяют лишь уменьшить разницу давлений и температур, но не устраняют проблему.

Можно выделить несколько главных проблем подготовки авиационной транспортировки ракет-носителей [1]:

- перегрузки, действующие на ракету-носитель при взлёте и, особенно, при посадке, в том числе и закручивающие при манёвре самолёта;
- изменение температуры в грузовой кабине самолёта, что приводит к температурному расширению конструкции ракеты носителя;
- разница давления в баках ракет носителей и в грузовой кабине, что может привести как к засасыванию загрязнённого воздуха из грузовой кабины, так и к нагрузкам на баки ракет-носителей от внешнего или внутреннего давления;
- проблемы, связанные с ограниченными размерами грузовой кабины самолёта и большими габаритами ракет-носителей.

Решение этих проблем требует создания технических средств и проведения расчётно-аналитической работы в обеспечение авиа-транспортировки.

## 2. Результаты

Для передачи нагрузок, действующих на ракету-носитель через соответствующие места опирания, необходимо изготавливать специальное технологическое оборудование для авиационной транс-

портировки её ступеней. Это рамы и создаются они таким образом, чтобы применяемое оборудование не приводило к нагружению элементов конструкции критическими нагрузками. Так, дав возможность ограниченной свободы перемещения в определённых направлениях можно снизить закручивающие нагрузки. Также нагрузки можно уменьшить за счёт организационных мер, таких как ограничение ускорений при взлёте, посадке, наборе высоты и снижении самолёта.

При проектировании проводится анализ нагрузок, действующих на составные части ракеты космического назначения, при авиационной транспортировке, а именно [2]:

- квазистатические нагрузки;
- циклические нагрузки по распределению амплитудных значений перегрузок и соответствующие им значения циклов нагружения конструкции составных частей ракеты космического назначения при авиационной транспортировке для различных диапазонов амплитуд;
- ожидаемые эксплуатационные вибрационные нагрузки, действующие на элементы конструкции (синусоидальная и случайная вибрации). Параметры эксплуатационных вибрационных нагрузок, действующих на элементы конструкции пересчитаны в амплитуды гармонической вибрации, эквивалентной случайной. Уровни суммарного вибрационного нагружения конструкции составных частей РКН при авиационной транспортировке определялись с учётом их длительности действия [1, 2]:

$$P = \sum_{i=1}^n f_i A_i^4 T, \quad (1)$$

где  $n$  – количество 1/3 октавных полос в диапазоне частот 10-2w000 Гц;

$f_i$  – начальная частота 1/3 октавной полосы частот, ГЦ;

$A_i$  – амплитуда гармонической вибрации на частоте  $f_i$ , g;

$T$  – время действия вибрационных нагрузок, сек.

По результатам проведённого анализа принимается решение о необходимости (или отсутствии таковой) дополнительной экспериментальной отработки основных силовых элементов ракеты космического назначения.

Нагрузки от теплового расширения можно также уменьшить при помощи конструкции технологического оборудования, допустив ограниченные продольные перемещения одной из опор ступени ракеты-носителя и зафиксировав вторую опору.

Изменение давления в грузовой кабине самолёта при взлёте, наборе высоты, перелёте, снижении и по-

садке потребует введения замкнутой системы воздухообмена для баков. Для сохранения формы ступеней ракеты-носителя требуется избыточное давление в баках. Возможным решением данной проблемы является внедрение системы поддержания давления в баках. Такая система должна состоять из сосудов-аккумуляторов давления и автоматических редукторов, подающих газ из сосудов-аккумуляторов в баки при падении в них давления, и автоматически прекращающих подачу газа при достижении давления в баках заданных рамок. Однако такая система является дорогостоящей и сложной. Как альтернативу можно привести следующее решение – провести наддув до транспортировки и герметизировать баки, добившись малого спада давления в течение периода транспортировки. Данный способ является более простым и дешёвым в реализации, однако дающим меньше времени на проведение транспортировки.

Принципиальная схема наддува топливных систем ступени ракеты-носителя представлена на рисунке 1 [1].

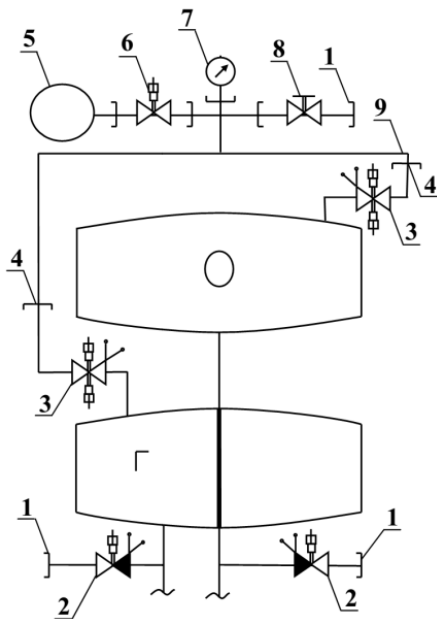


Рис. 1. Принципиальная схема наддува топливных систем:

- 1 - герметизирующие заглушки; 2 - заправочные клапаны; 3 - дренажные клапаны; 4 - стык; 5 - аккумулятор давления; 6 - автоматический клапан наддува; 7 - манометр; 8 - вентиль сброса давления; 9 - трубопровод закольцовки

На заправочные магистрали устанавливаются заглушки, заправочные клапаны 2 перекрыты, а на дренажи установлен трубопровод закольцовки 9, соединяющий бак горючего и бак окислителя в один объём, дренажные клапаны 3 открыты. На трубопроводе закольцовки установлены: манометр 7 (для визуального

контроля давления), вентиль сброса давления (для сброса давления по прибытию в пункт назначения), автоматический клапан наддува 6 (который автоматически открывается при падении давления в баке) и аккумулятор давления 5 (для поднятия давления в баках). В случае отсутствия наддува в ходе транспортировки ракеты-носителя элементы 5 и 6 отсутствуют.

Расчёт падения давления в топливных системах проводится по формуле [1, 2]:

$$\Delta P = \frac{P_2 V_2}{V_1}, \quad (2)$$

где  $\Delta P$  – падение давления за время транспортировки в наддутом состоянии;

$P_2$  – атмосферное давление;

$V_1$  – суммарный объём топливных систем окислителя и горючего;

$V_2$  – объём газа, стравленный за время транспортировки,

$$V_2 = V \cdot t, \quad (3)$$

где  $V$  – расчётная негерметичность,

$t$  – время транспортировки.

Зная максимальное и минимальное абсолютные давления в грузовой кабине самолёта, температурные условия эксплуатации ступеней ракеты-носителя (в цехе при наддуве, при транспортировке до погрузки в самолёт, в грузовой кабине и после выгрузки из самолёта) максимальное время транспортировки с наддувными топливными системами и приняв начальное избыточное давление наддува топливных систем (например  $1,0 \pm 0,1$  кг/см<sup>2</sup>) проводится проверочный расчёт изменения давления в разных температурных условиях по формуле [1-2]:

$$\Delta P = \frac{P_2 T_2}{T_1},$$

где  $P_2$  – давление при температуре  $T_2$ ;

$P_1$  – давление наддува топливных систем при температуре  $T_1$ .

На всех этапах эксплуатации давление в топливных системах должно быть выше давления окружающей среды, в противном случае должно повышаться давление наддува систем.

Ограниченные размеры грузовой кабины и большие габариты ракеты-носителя также создают проблемы при загрузке, выгрузке и размещении в самолёте. Они решаются за счёт создания специального технологического оборудования – грузозахватного и вспомогательного, обеспечивающего загрузку ракеты-носителя и обеспечение доступа к ней и к технологическим элементам самолёта.

## Выводы

Рассмотренные в данной статье проблемы обеспечения авиационной транспортировки и предложения по их реализации позволили принять решение о выборе авиационной транспортировки как способа доставки ракеты-носителя среднего класса “Циклон-4” и возможности авиационной транспортировки блока ракеты-носителя “Тaurus-II”.

## Литература

1. Оценка транспортабельности РН «Циклон-4» при авиационной транспортировке [Текст] : Технический отчет: 48-54 / ГП «КБ «Южное» ; рук. Тимченко А. Ю. ; исполн. : Зинин А. И. [и др.]. – Днепропетровск, 2005. – 136 с. – № Циклон-4.21.15057.1010Т. - Инв. № 60163.
2. Оценка возможности авиационной транспортировки ОКПС, ОУ, и ЗИП РН «Тaurus- II» из Украины в ЦКП Уоллопс [Текст] : Технический от-

чет : 32-44 / ГП «КБ «Южное» ; рук. Фролов В. П. ; исполн. : Моисеев А. А. [и др.]. – Днепропетровск, 2012. – 69 с. – № Таурус II.21.17166.1010Т. – Инв. № 121/4-012 НТП.

## References

1. Timchenko, A. Ju., Zinin, A. I. i dr. *Ocenka transportabel'nosti RN «Ciklon-4» pri aviacionnoj transportirovke*. Tehnicheskij otchet [Evaluation of the transportability of the Cyclone-4 launch vehicle for aviation transportation. Technical Report]. Dnepropetrovsk, GP «KB «Juzhnoe» Publ., 2005. 136 p.
2. Frolov, V. P., Moiseev, A. A. i dr. *Ocenka vozmozhnosti aviacionnoj transportirovki OKPS, OU, i ZIPRN «Taurus-II» iz Ukrainy v CKP Vollops*. Tehnicheskij otchet. [Evaluation of the possibility of airborne transport of OKPS, OS, and spare parts of the Taurus II launch vehicle from Ukraine to the Wallops Central Station. Technical Report]. Dnepropetrovsk, GP «KB«Yuzhnoye» Publ., 2012. 69 p.

Поступила в редакцию 27.02.2017, рассмотрена на редколлегии 15.03.2017

## АВІАЦІЙНЕ ТРАНСПОРТУВАННЯ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ

**В. П. Фролов, Д. В. Клименко**

У даній статті розглянуто задачу доставки рідинних ракет-носіїв на пусковий центр. Було проаналізовано варіанти залізничного, автомобільного, морського та авіаційного транспортування ракет-носіїв. Відпрацьовано основні проблеми реалізації авіаційного транспортування, серед яких: перевантаження, що діють на ракету-носій при зльоті та посадці, зміна температури у вантажній кабіні літака, різниця тисків в баках ракет носіїв і вантажній кабіні. В результаті були сформовані пропозиції по реалізації основних проблем по забезпеченню авіаційного транспортування, а також прийнято рішення по вибору для авіаційного транспортування для здійснення доставки ракети-носія середнього класу «Циклон-4» і блоку ракети-носія «Тaurus - II».

**Ключові слова:** тиск, перевантаження, паливна система, авіаційне транспортування, ракета-носій, транспорт.

## TRANSPORTATION OF LIQUID PROPELLANT LAUNCH-VEHICLES ON AIRCRAFT

**V. P. Frolov, D. V. Klimenko**

This paper concerns the problem of liquid propellant launch vehicles delivery to the launch center. The variants of launch vehicles transportation using rail, road and air transport were considered. The key problems of transportation using the aircrafts, such as overloads applied to the launch vehicle attack off and landing, variation of temperature inside the aircraft cargo compartment, difference in pressure inside the launch vehicle propellant tank and aircraft cargo compartment, were studied. As a result the proposals for avoiding such problems at transportation using aircraft were stated. Also, the transportation using aircraft was selected for delivery of the Cyclone-4 orbital launch vehicle and the block of Taurus-II launch vehicle.

**Keywords:** pressure, overload, fuel system, transportation using aircraft, launch vehicle, transport.

**Фролов Виктор Петрович** – канд. техн. наук, заместитель руководителя комплекса, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Клименко Дмитрий Васильевич** – заведующий отделом, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Frolov Victor Petrovich** – Candidate of Technical Science, deputy head of the complex, “Yuzhnoye” SDO, Dnipro, Ukraine, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Klimenko Dmitriy Vasilyevich** – Head of the department, “Yuzhnoye” SDO, Dnipro, Ukraine, e-mail: info@yuzhnoye.com.