

УДК 629.735.33.085.6

doi: 10.32620/aktt.2019.5.05

**В. Л. ЯСТРЕМСКИЙ, Д. А. ПОПОВ, О. Я. КОМАЧЕНКО, А. В. АКСЕНЕНКО,  
Д. С. КАЛИНИЧЕНКО, С. В. СЕНЧАКОВА***ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» Днепр, Украина*

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА НА БАЗЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ УКРАИНСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

*Предметом* изучения является возможность создания ракетно-космических комплексов на базе перспективных украинских транспортных самолетов. *Целью* работы является рассмотрение основных аспектов воздушного старта и определение ключевых параметров авиационно-космических ракетных комплексов. В процессе работы выполнены следующие *задачи*: проведен анализ авиационного парка Украины; определены транспортные самолеты, которые целесообразно использовать в качестве самолетов-носителей для запуска ракет космического назначения; проанализирована возможность десантирования ракет-космического назначения из грузовой кабины самолетов-носителей; выбрана оптимальная схема десантирования; определены ограничения, накладываемые на ракету при десантировании; рассмотрено расположение ракет и вспомогательных систем на борту самолетов-носителей; рассмотрен маневр, выполняемый самолетом-носителем в процессе десантирования, который позволяет повысить массу десантируемого груза; подробно проанализирован процесс десантирования с грузовой кабины самолета-носителя; определен облик трехступенчатых, твердотопливных ракет космического назначения, их компоновочные схемы и массовые сводки; определена схема выведения и энергетические характеристики рассмотренных ракет космического назначения; Используемыми *методами* являются: аналитический анализ и методы системного анализа. В *результате* проведенных исследований определен облик ракетно-космических комплексов. Определена концепция ракет космического назначения входящих в эти комплексы. Проведены баллистические расчеты, в ходе которых были определены энергетические возможности по выведению полезной нагрузки на низкие круговые орбиты с различными наклонениями и высотами, в том числе экваториальные, полярные и солнечно-синхронные. **Выводы.** Проведенные исследования подтвердили возможность создания авиационно-космических ракетных комплексов на базе перспективных украинских транспортных самолетов Ан-178 и Ан-188. Реализация предложенных проектов позволит обеспечить Украине независимость и высокую оперативность запусков, как собственных космических аппаратов, так и коммерческих, занять собственную нишу на рынке услуг по запуску космических аппаратов.

**Ключевые слова:** авиационно-космический ракетный комплекс; ракета космического назначения; легкая ракета-носитель; авиационный старт; воздушное базирование; транспортный самолет.

### Введение

В Украине на сегодняшний день отсутствуют космодромы и необходимая инфраструктура для запуска ракет космического назначения с ее территории.

Создание собственного космодрома затруднено территориальными особенностями и географическим расположением Украины, поскольку существует проблема обеспечения безопасности зон падения отделяющихся частей ракет космического назначения.

Альтернативным вариантом является создание авиационно-космического ракетного комплекса, который позволит решить выше упомянутую проблему,

за счет использования воздушного базирования ракет космического назначения.

На протяжении последних нескольких десятилетий сформировалась устойчивая тенденция к развитию авиационно-космических ракетных комплексов для выведения как нано-, микро-, так и миниспутников. Это связано с рядом преимуществ воздушного старта по сравнению с наземным, в частности: высокой мобильностью комплекса и уменьшением массогабаритных характеристик ракет космического назначения.

Для Украины реализация подобного проекта позволит обеспечивать запуски, как собственных космических аппаратов, так и коммерческих, заняв

собственную нишу на рынке услуг по запуску космических аппаратов [1].

**Целью** статьи является проведения анализа возможности создания ракетно-космических комплексов на базе перспективных украинских транспортных самолетов. Необходимо определить облик авиационно-космических ракетных комплексов, и характеристики ракет космического назначения в составе этих комплексов. Для оценки возможностей комплексов необходимо провести расчёты энергетических характеристик ракет-космического назначения.

## 1. Анализ существующих проектов воздушного старта ракет носителей

В настоящее время в мире эксплуатируется лишь один проект воздушного старта – ракета-носитель «Pegasus-XL». «Pegasus-XL» – американская крылатая ракета-носитель лёгкого класса, разработанная Orbital Sciences Corporation. Старт производится с помощью специально оборудованного самолёта L-1011 Stargazer фирмы Lockheed Corporation. Отделение ракеты-носителя от самолёта-носителя происходит на высоте 12 км. Ракета-носитель состоит из трех твердотопливных ступеней, в варианте Pegasus HAPS ракета-носитель также оснащена блоком маневрирования, работающем на гидразине. Основные характеристики ракеты-носителя Pegasus XL: стартовая масса 23130 кг, длина 17,6 м, диаметр 1,27 м. Масса полезного груза, выводимого на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км ~ 250 кг.

Наиболее близкими к реализации остается американский проект воздушного старта «Launcher One» [2], который разрабатывает американская компания «Virgin Orbit». В качестве ракеты-носителя рассматривается двухступенчатая жидкостная ракета способная выводить на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км космический аппарат массой 300 кг. Ракета располагается под крылом доработанного самолета-носителя Boeing-747. Десятого июля 2019 были проведены, успешные бросковые испытания макета ракеты. В ближайшее время «Virgin Orbit» планирует провести еще несколько тестов, которые откроют дорогу к первому запуску новой ракеты.

Американский проект системы воздушного старта «Stratolaunch Systems» разрабатывался, как способный оперативно запускать грузы и людей на низкую околоземную орбиту. 13 апреля 2019 года самолет-носитель «Scaled Composites Model 351», который был изготовлен для этого проекта, совершил свой первый полет [3]. Несмотря на отсутствие, на сегодняшний день, ракеты-носителя, активно ведутся работы по адаптации самолета-носителя в других проектах. Так, в работе [4] описана возможность запуска, с данного самолета-носителя, гиперзвукового

беспилотного аппарата Нурег-Z, который предназначен для отработки технологий гиперзвукового полета и попутного запуска в космос небольших экспериментальных полезных нагрузок.

Проект воздушного старта «GO Launcher 2» включает двухступенчатую ракету-носитель, способную выводить на низкие круговые орбиты полезную нагрузку до 45 кг, и доработанного самолета-носителя. Проект направлен на осуществление коммерческих пусков на задаваемую Заказчиком орбиту. Ракета-носитель состоит из первой твердотопливной ступени на базе маршевой твердотопливной двигательной установки с поворотным управляющим соплом, и второй жидкостной ступени на компонентах топлива жидкий кислород и керосин. Запуск производится на высоте 12200 м при скорости 0,7 М с углом наклона 40° к местному горизонту [5].

ALTAIR (Air Launch space Transportation using an Automated aircraft and an Innovated Rocket) – перспективный европейский проект воздушного старта [6]. В данном проекте применяется беспилотный самолет-носитель с трехступенчатой гибридной ракетой, которая способна доставлять на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км – 150 кг полезного груза.

На сегодняшний день эти проекты, как и ряд других, менее известных, по различным причинам остаются не реализованными.

## 2. Анализ авиационного парка Украины и выбор самолетов-носителей ракет космического назначения

В настоящее время в Воздушных Силах Вооруженных Сил Украины состоят на вооружении военно-транспортные самолеты Ил-76МД (рис. 1) и Ан-70 (рис. 2), также перспективными для принятия на вооружение является Ан-178 и Ан-188.



Рис. 1. Транспортный самолет Ил-76МД

Несмотря на большое количество самолетов Ил-76МД, их доработка и адаптация под самолет-носитель затруднительна ввиду отсутствия возможности сотрудничества с разработчиком и изготовителем самолета.



Рис. 2. Транспортный самолет Ан-70

Наибольший интерес представляют самолеты ГП «Антонов». На сегодняшний день существует перспективный проект Ан-188 (рис. 3), который представляет собой модификацию самолета Ан-70 с четырьмя турбореактивными двигателями украинского производства.



Рис. 3. Транспортный самолет Ан-188

По совокупности основных характеристик Ан-188 схожий с Ил-76МД, а по многим превосходит последний. В связи с этим, далее в работе, более детально, в качестве самолета-носителя ракет космического назначения будет рассмотрен Ан-188.

Ан-178 (рис. 4) перспективный средний транспортный самолет с возможностью десантировать грузы и высоким уровнем тактико-технических характеристик.

В настоящее время самолет находится на завершающем этапе испытаний и эксплуатируется в составе парка «Авиалинии Антонова». В скором времени планируется серийный выпуск данного самолета и принятие его на вооружения Воздушных сил Вооруженных сил Украины. Ан-178 ввиду достаточных характеристик и перспектив в будущем, будет проанализирован в качестве самолета-носителя сверхлегких ракет космического назначения. Самолеты Ан-124 и Ан-225 в данной работе не рассматриваются ввиду отсутствия перспективы их модернизации в ближайшее время.



Рис. 4. Транспортный самолет Ан-178

Перспективный легкий транспортный Ан-132 обладает значительно меньшей (~ на 50%) грузоподъемностью и более низкими тактико-техническими характеристиками, по сравнению с Ан-178. Возможность адаптации Ан-132 под самолет-носитель сверхлегких ракет космического назначения требует более детального анализа.

Таким образом, далее рассмотрены два транспортных самолета, Ан-178 и Ан-188 в качестве самолетов-носителей ракет космического назначения в составе авиационно-космического ракетного комплекса.

### 3. Анализ возможности десантирования ракет космического назначения из грузовой кабины самолета-носителя

Для самолетов-носителей Ан-178 и Ан-188 характерным является десантирование грузов с грузовой кабины. В мировой практике известны, реализованные и разрабатываемые проекты десантирования ракет космического назначения с грузовой кабины различных транспортных самолетов, с применением различных схем и методов десантирования.

Так, 24 октября 1974 года американскими военно-воздушными силами были проведены успешные испытания воздушного старта межконтинентальной баллистической ракеты Minuteman 1b с борта тяжелого военно-транспортного самолета C-5A Galaxy (рис. 5).

Десантирование происходило на высоте 6100 м. Межконтинентальная баллистическая ракета размещалась на специальной транспортировочной платформе, которую вытягивали с помощью парашютов. После выхода платформы с ракетой из грузовой кабины транспортного самолета, сохранялась связь между вытяжными парашютами и специальной десантируемой платформой.



Рис. 5. Десантирование межконтинентальной баллистической ракеты Minuteman 1b

В момент, когда платформа с ракетой достигала угла между осью ракеты и плоскостью местного горизонта равного порядка 40 градусов, происходило срабатывание пироэлементов крепления бандажей, которые удерживали ракету, после чего происходило отделение ее от платформы. На отделившейся ракете были установлены три стабилизирующие парашюта, которые после отделения выравняли ее к вертикальному положению. Ракета, имея массу ~ 39000 кг и длину 17 м, опускалась до высоты 2400 м, после чего осуществлялся запуск двигателя первой ступени.

29 сентября 2005 года в Калифорнии над авиабазой Edwards были проведены успешные бросковые испытания макета ракеты-носителя QuickReach (рис. 6). Длина макета ракеты-носителя составляла 19,8 м, это наибольший по габаритам груз, который десантировал C-17 Globemaster III. Масса десантируемого макета ракеты-носителя составила 32660 кг.



Рис. 6. Десантирование макета ракеты-носителя QuickReach

В данном случае была применена схема десантирования ракеты-носителя без вспомогательной платформы. В грузовой кабине самолета-носителя монтировались на полу два ряда колесных пар, на которых располагалась ракета. При помощи вытяжного парашюта ракета выкатывалась из грузовой кабины и продолжала снижение без вспомогательных устройств.

14 апреля 2010 года на полигоне в штате Аризона членами 418-й испытательной летной эскадрильи ВВС США был установлен мировой рекорд по

десантированию моногруза с борта военно-транспортного самолета C17A T-1. Моногруз массой 34926 кг десантировали с высоты 7620 м. В качестве нагрузки выступал макет твердотопливной ступени ракеты «Ares I». 24 августа 2011 года, в ходе дальнейшей программы бросковых испытаний, с того же самолета-носителя был десантирован моногруз массой 38555 кг (рис. 7). Схема десантирования была схожа с десантированием межконтинентальной баллистической ракеты Minuteman 1b с борта C-5A Galaxy, однако, в этой схеме ракета космического назначения располагалась обтекателем по направлению полета самолета-носителя. После выхода из грузовой кабины, платформа с ракетой, посредством перецепки строп, занимала определенное положение, после чего ракета отделялась от платформы и устремлялась обтекателем вниз. Процесс десантирования, от разрыва связей элементов удерживающий платформу внутри грузовой кабины, до свободного полета ракеты, занимал ~ 5 с.



Рис. 7. Десантирование твердотопливной ступени ракеты «Ares I»

Проект ГП «КБ «Южное» авиационно-космического ракетного комплекса «Спейс Клипер» (рис. 8) разрабатывался для выведения космических аппаратов на орбиты широкого диапазона высот и наклонений. Комплекс должен был состоять из доработанного самолета-носителя Ан-124-100 «Руслан» с транспортно-пусковой платформой, двух- или трехступенчатой ракеты космического назначения и наземного комплекса.

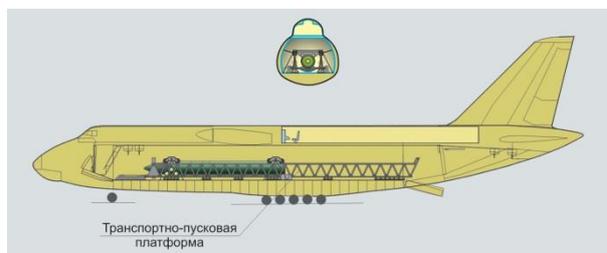


Рис. 8. Проект авиационно-космического ракетного комплекса «Спейс Клипер»

Для десантирования из самолета-носителя двух- или трехступенчатых ракет-носителей массой 36 т и

70 т соответственно, использовалась авиационно-пусковая рама, которая, обеспечивала установку и крепление транспортно-пускового контейнера. В данном проекте рассматривалась схема десантирования с применением вытяжной парашютной системы, которая посредством 3-х пар бугелей, установленных на транспортно-пусковом контейнере и скользящих по направляющим фермы, извлекала контейнер с ракетой из грузовой кабины.

В таблице 1 представлены результаты анализа преимуществ и недостатков рассмотренных выше схем десантирования ракет космического назначения из грузовой кабины самолетов носителей.

Таблица 1  
Анализ рассмотренных схем десантирования

Схема	Преимущества схемы	Недостатки схемы
Десантирование ракеты Minuteman 1b	Отработанный принцип десантирования. Обеспечиваются расчётные пределы нагрузки (через платформу) на грузки на пол самолета	Необходимо учитывать появление дополнительной зоны падения отделимой части (платформы)
Десантирование твердотопливной ступени ракеты «Ares I»		
Десантирование макета ракеты QuickReach	Простота реализации; в десантируемую массу входит только масса ракеты	Сосредоточенные нагрузки от колесных пар на боковую поверхность ракеты, потребует усиление корпуса. При десантировании ракеты на твердом топливе возникающие нагрузки могут привести к разрушению заряда твердого топлива
Десантирование ракеты космического назначения в проекте авиационно-космического ракетного комплекса «Спейс Клипер»	Обеспечивается равномерная нагрузка через транспортно-пусковой контейнер и радиальные пары на конструкцию ракеты; обеспечиваются распределённые нагрузки на пол самолета-носителя посредством фермы с основанием; реализована типовая схема в системе ракета – контейнер в расчётном, технологическом и эксплуатационном планах	Усложнение схемы в связи с наличием пороховых аккумуляторов давления; Необходимо учитывать появления дополнительных зон падения для отделяемых частей (транспортно-пусковой контейнер, поддон, опоры)

По результатам анализа принято решение использовать схему с применением платформы со смонтированной на нее опорной рамой, на которую устанавливается ракета космического назначения.

При этом на полу грузовой кабины самолета-носителя устанавливается система рольгангов, по которым двигается десантируемая платформа, которая извлекается из грузовой кабины самолета-носителя с помощью системы вытяжных парашютов. Более подробно процесс десантирования будет представлен далее.

#### 4. Определение ограничений, накладываемых на ракету космического назначения

При десантировании ракеты из грузовой кабины самолета-носителя необходимо выполнять требования безопасности и не допускать:

- повреждения конструкций обоих летательных аппаратов в процессе движения ракеты внутри грузовой кабины;
- соударения ракеты с самолетом-носителем после ее выхода из грузовой кабины;
- превышения допустимых нагрузок и эксплуатационных ограничений для самолета-носителя.

После окончания процесса десантирования требуется нахождение ракеты на безопасном расстоянии от самолета-носителя в положении, оптимальном для старта и последующего автономного полета ракеты. В свою очередь, самолет-носитель должен иметь возможность вернуться в режим горизонтального полета.

При десантировании из горизонтально летящего самолета в узлах крепления груза к направляющим грузовой кабины действуют силы реакции, в сумме равные весу груза. По мере перемещения груза к концу направляющих возрастает кабрирующий момент реакций относительно центра масс самолета-носителя. При недостаточной эффективности органов управления самолета-носителя этот момент вызывает забросы угла атаки и перегрузки, которые могут превысить эксплуатационные ограничения самолета-носителя. С учетом вышеприведенного, массу сбрасываемых грузов существенно ограничивают, и в основном, она не превышает 25 % от массы самолета. К настоящему времени рекордная масса груза, сброшенного с самолета С-5А, составила ~ 40 т, то есть ~ 34 % от максимальной нагрузки [7].

С целью повышения массы десантируемого груза непосредственно перед десантированием выполняется специальный маневр «горка», при котором уменьшается нормальная и боковая перегрузки практически до нулевых значений. Данный процесс хорошо описан в работах [2, 3], а методика десантирования подобным способом была успешно отработана

при испытаниях. Так 22 июля 1990 года на полигоне «Чауда» феодосийского филиала НИИ ВВС, в ходе серии испытаний с самолета Ил-76МД (незначительно доработанного) был выполнен сброс самого тяжелого моногруза массой – 44600 кг [8].

### 5. Описание маневра при десантировании ракеты космического назначения

При десантировании ракеты космического назначения из самолета носителя используется маневр (рис. 9).

На участке 1–2 происходит коррекция параметров полета самолета-носителя (высота, скорость) перед выполнением маневра. На участке 2–3 происходит разгон перед горкой. 3–4–5 участок набора высоты (заход на горку). На участке 5–6 происходит разделение самолета-носителя и десантируемой ракеты космического назначения.

В точке начала маневра режим работы двигателя переводят на повышенный номинальный и самолет из установившегося режима полета начинает пологое снижение с увеличением скорости полета.

На участке разгона подается команда на открытие хвостовой рампы и грузолюка, которое продолжается в течение 40–60 секунд.

По достижении «точки 3» самолет-носитель переводится в набор высоты с нормальной перегрузкой  $n_y \sim 1,6\text{--}1,8$  с одновременным увеличением угла

наклона траектории и уменьшением скорости полета. На этом этапе полета движение осуществляется на углах атаки близких к допустимым.

При достижении, в «точке 4» значений угла наклона траектории  $\theta \sim 20$  град. самолет начинает уменьшать нормальную перегрузку  $n_y < 1,0$

В этот момент заканчивается открытие рампы и грузолюка, индикаторная скорость снижается до значений  $V_{ind} = 420$  км/ч (максимально допустимая скорость полета с открытой, хвостовой, грузовой рампой) и вводится в действия вытяжная парашютная система.

По истечению  $\sim 2,5 - 3$  секунд после ввода вытяжной парашютной системы происходит наполнение основного купола и создание максимального тянущего усилия.

По достижению максимального значения силы тяги парашюта (при этом перегрузка  $n_y = 0,25$ ) начинается движение платформы с ракетой космического назначения. После выхода платформы оба летательных аппарата начинают двигаться независимо друг от друга.

### 6. Определения стартовых масс ракет космического назначения

В рамках проекта «Space Clipper», [9] ГП «КБ «Южное» совместно с ГП «Антонов» проводило проработки, которые показали принципиальную воз-

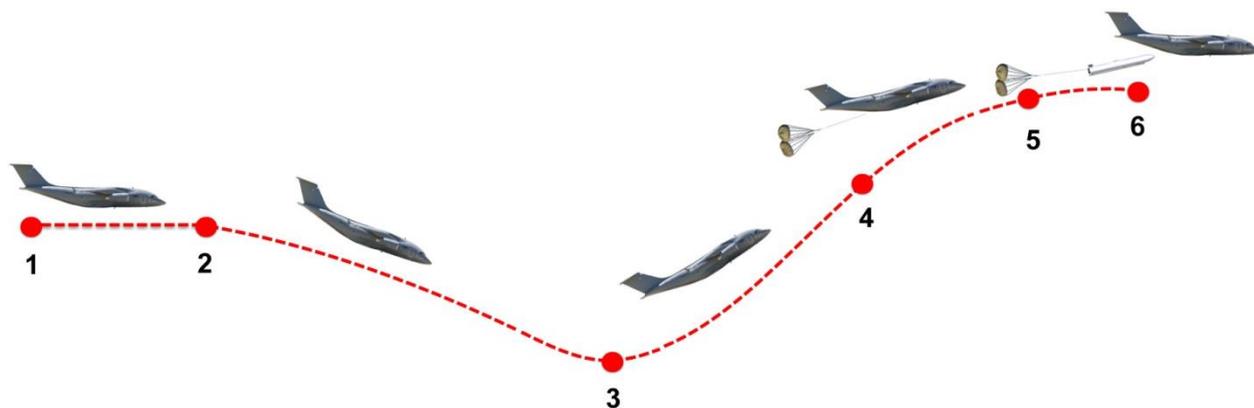


Рис. 9. Схема маневра, выполняемого самолетом-носителем перед десантированием ракеты космического назначения:

- 1 – точка начала зоны пуска;
- 2 – точка начала маневра десантирования;
- 3 – точка достижения максимальной скорости полета самолета-носителя;
- 4 – точка перехода на перегрузку меньше единицы;
- 5 – точка начала движения десантируемой ракеты по направляющим грузовой кабины самолета-носителя к выходу;
- 6 – точка разделения ракеты и самолета-носителя

возможность создания самолета-носителя ракет космического назначения на базе транспортного самолета Ан-124-100М, в ходе которых была подтверждена возможность десантировать моногрузы массой до 80 т данным самолетом-носителем при выполнении описанного выше маневра.

В таблице 2 приведены характеристики самолетов Ан-178, Ан-188, Ан-124 и массы десантируемых моногрузов при горизонтальном полете и с выполнением маневра «горка».

Таблица 2

Характеристики самолетов

Наименование характеристики, размерность	Ан-178	Ан-188	Ан-124
Максимальная взлетная масса, кг	52400	145000	392000
Максимальная масса полезной нагрузки, кг	18000	47000	120000
Масса десантируемого моногруза, кг	7500	21000	>22000
Крейсерская скорость, км/ч	750-825	750-800	750
Высота полета, м	12200	12100	12000
Масса десантируемого груза с маневром «горка», кгс	~10700	~29600	80000

Авторами допускается предположение что Ан-178 и Ан-188 способны повторить выполнение маневра «горка» и провести десантирование моногрузов массой большей, чем при горизонтальном полете.

Масса десантируемого моногруза с выполнением маневра «горка» для самолетов Ан-178 и Ан-188 была определена пропорционально максимальной взлетной массе и массе десантируемого моногруза с маневром «горка» самолета Ан-124-100М,

и составила 10700 кг для самолета Ан-178 и 29600 кг для самолета Ан-188. С учетом того, что масса десантируемого груза также включает вспомогательное оборудование, платформу, раму крепления ракеты космического назначения и парашютную систему, была определена стартовая масса ракеты для Ан-178 и Ан-188, которая составила 9100 кг и 26000 кг соответственно.

## 7. Определение облика ракеты космического назначения, десантируемой с самолета-носителя Ан-178

Ракета космического назначения, десантируемая с самолета-носителя Ан-178 представляет собой трехступенчатую ракету с последовательным расположением ступеней (рис. 10).

Длина ракеты космического назначения составляет ~ 11,5 м, диаметр – 1 м.

На 1-й, 2-й и 3-й ступенях используются твердотопливные двигательные установки на топливе типа НТРВ. Для управления ракетой космического назначения в полете по каналам тангажа и рыскания используются поворотные управляемые сопла и в канале крена двигательные установки крена. На 3-й ступени установлена жидкостная двигательная установка малой тяги, работающая на высококипящих, самовоспламеняющихся при контакте, компонентах топлива: азотном тетраоксиде (окислитель) и несимметричном диметилгидразине (горючее).

Жидкостная двигательная установка малой тяги предназначена для успокоения, ориентации, стабилизации и управления по каналам тангажа, рыскания и крена 3-й ступени на всех участках полета, а также, обеспечивает коррекцию и доведение параметров орбиты до заданных и увод отработанной ступени с орбиты существования космического аппарата после его отделения.



Рис. 10. Общий вид ракеты космического назначения, десантируемой с самолета-носителя Ан-178

Десантирование осуществляется на высоте 9000 м с начальным углом наклона вектора скорости к местному горизонту – 6 градусов. С учетом торможения платформы совместно с ракетой системой тормозных парашютов, ее скорость на момент выхода составляет ~ 150 м/с. После выхода платформы с ракетой за край рампы самолета-носителя, происходит отделение системы тормозных парашютов от платформы, при этом вводится в действие купола системы основных парашютов. Система основных парашютов крепится непосредственно к узлам сухих отсеков ракеты. Система основных парашютов тормозит ракету в полете для отделения платформы с рамами. В процессе наполнения куполов системы основных парашютов ракета замедляется, и платформа с рамой отходит от нее. С помощью перецепки строп, ракета занимает требуемое для старта и последующего полета положение, по отношению к местному горизонту. После стабилизации происходит разрыв связей между ракетой и системой основных парашютов, в этот же момент происходит запуск двигателя первой ступени.

Схема размещения ракеты на борту самолета носителя Ан-178 представлена на рис. 11.

Схема десантирования ракеты с грузовой кабины самолета-носителя Ан-178 приведена на рис. 12.

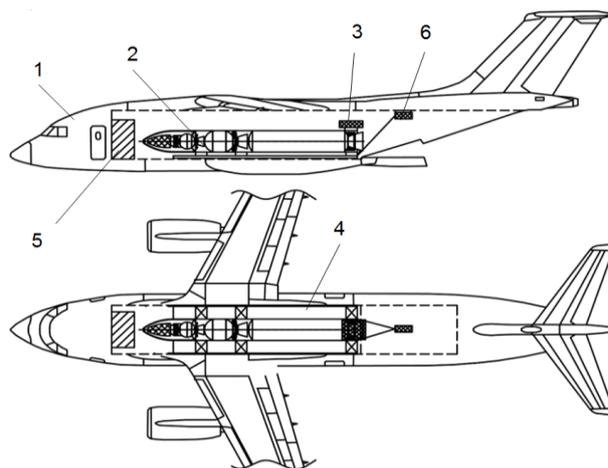


Рис. 11. Схема размещения ракеты космического назначения в грузовой кабине самолета-носителя Ан-178:  
1 – самолет-носитель Ан-178;  
2 – ракета космического назначения;  
3 – зона размещения системы основных парашютов;  
4 – десантируемая платформа с рамой;  
5 – зона размещения элементов вспомогательного оборудования;  
6 – зона размещения вытяжных парашютов



Рис. 12. Схема десантирования ракеты космического назначения:  
1 – десантирование платформы с ракетой вытяжными парашютами;  
2 – вытягивание системы основных парашютов;  
3 – наполнение системы основных парашютов, отделение платформы с рамой от ракеты;  
4 – стабилизация ракеты системой основных парашютов;  
5 – отсоединение системы основных парашютов от ракеты, запуск двигателя 1-й ступени

## 8. Определение облика ракеты космического назначения, десантируемой с самолета-носителя Ан-188

Ракета космического назначения, десантируемая с самолета-носителя Ан-188 представляет собой трехступенчатую ракету с последовательным расположением ступеней (рис. 13)

Длина ракеты космического назначения составляет ~ 17 м, диаметр – 1,5 м.

Схема размещения ракеты на борту самолета-носителя Ан-188 представлена на рис. 14. Схема десантирования ракеты со стартовой массой ~ 26000 кг с грузовой кабины самолета-носителя Ан-188 идентична схеме десантирования ракеты со стартовой массой ~ 9100 кг с самолета-носителя Ан-178.

## 9. Схема выведения космического аппарата на орбиту

Для выведения космического аппарата используется схема прямого выведения с пассивным участком после отделения второй ступени. Головной обтекатель отделяется по достижению показателя аэротермического потока ниже  $1135 \text{ Вт/м}^2$ , что соответствует требованиям большинства современных космических аппаратов. Отделение обтекателя происходит ближе к концу работы второй ступени. Стоит отметить, что рассмотренные ракеты оснащены верхними ступенями с возможностью увода ступени с орбиты после выполнения программы выведения космического аппарата. Таким образом, жертвуя, энергетическими возможностями ракеты космического назначения с точки зрения массы выводимого космического аппарата на орбиту, выполняются требования по предотвращению загрязнения космического пространства.

Схема выведения космического аппарата десантируемой ракетой космического назначения с само-

лета-носителя Ан-178 на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км приведена на рис. 15.

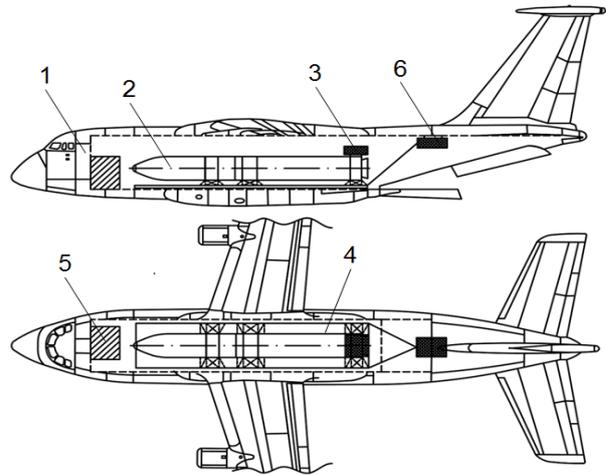


Рис. 14. Схема размещения ракеты космического назначения в грузовой кабине самолета-носителя Ан-188;  
1 – самолет-носитель Ан-188;  
2 – ракета космического назначения;  
3 – зона размещения системы основных парашютов;  
4 – десантируемая платформа с рамой;  
5 – зона размещения элементов вспомогательного оборудования;  
6 – зона размещения вытяжных парашютов

## 10. Определение энергетических характеристик рассмотренных ракет космического назначения

Для определения энергетических характеристик ракет космического назначения, были проведены баллистические расчеты, в ходе которых были определены массы космических аппаратов выводимых на низкие околоземные, круговые орбиты в широком диапазоне высот с различными наклонениями. В рамках данной работы рассматривалось одиночное



Рис. 13. Общий вид ракеты космического назначения, десантируемой с самолета-носителя Ан-188



Рис. 15. Схема выведения космического аппарата на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км

выведение космических аппаратов, групповое выведение космических аппаратов не рассматривалось.

### 11. Результаты баллистических расчетов

Результаты баллистических расчетов по выведению космических аппаратов в широком диапазоне высот круговых орбит (от 220 км до 800 км) с различными наклонениями ( $i = 0^\circ$  (экваториальная орбита);

$28^\circ$ ;  $45^\circ$ ;  $51,6^\circ$  (плоскость орбиты международной космической станции);  $70^\circ$ ;  $90^\circ$  (полярная орбита); солнечно-синхронная орбита) приведены в графиках. Для ракеты космического назначения со стартовой массой  $\sim 9100$  кг, десантируемой с Ан-178 – на рис. 16, и для ракеты космического назначения со стартовой массой  $\sim 26000$  кг, десантируемой с Ан-188 – на рис. 17.

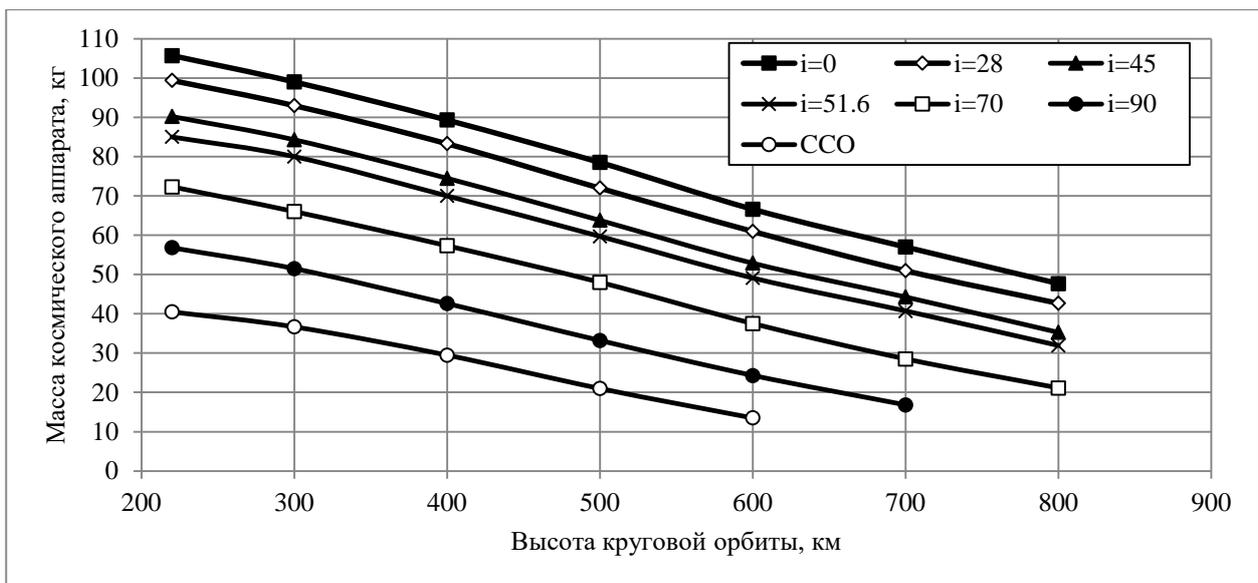


Рис. 16. Энергетические возможности ракеты космического назначения со стартовой массой  $\sim 9100$  кг

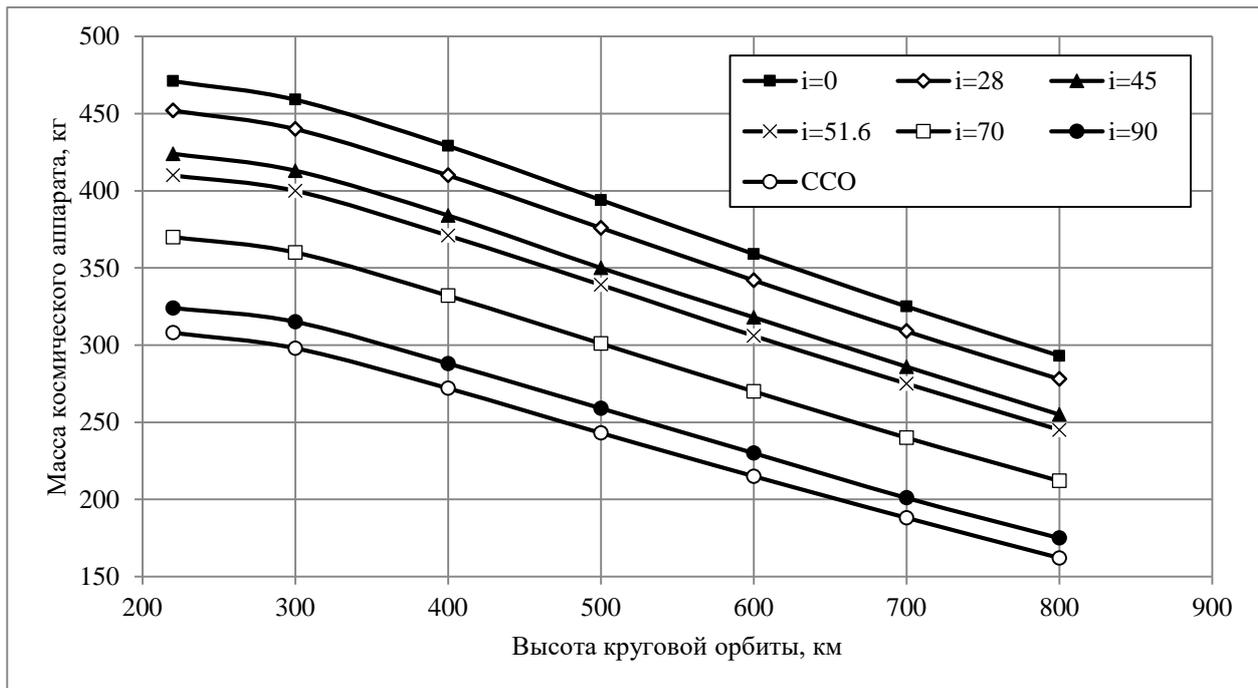


Рис. 17. Энергетические возможности ракеты космического назначения со стартовой массой ~ 26000 кг

## Выводы

Проведенные исследования подтвердили возможность создания авиационно-космических ракетных комплексов на базе перспективных украинских транспортных самолетов Ан-178 и Ан-188.

Определен облик трехступенчатых твердотопливных ракет космического назначения, стартовые массы, которых составляют ~ 9100 кг для самолета-носителя Ан-178 и ~ 26000 кг для самолета-носителя Ан-188 соответственно.

Для рассмотренных ракет космического назначения проведены оценки энергетических характеристик, по выведению космических аппаратов на низкие круговые и солнечно-синхронные орбиты.

Для ракеты космического назначения десантируемой с самолета-носителя Ан-178 масса выводимого полезного груза на солнечно-синхронную круговую орбиту с высотой 500 км составила ~ 20 кг, на низкую экваториальную орбиту высотой 220 км ~ 100 кг. Для ракеты космического назначения десантируемой с самолета-носителя Ан-188 масса выводимого полезного груза на солнечно-синхронную круговую орбиту с высотой 500 км составила ~ 200 кг, на низкую экваториальную орбиту высотой 220 км ~ 450 кг.

В настоящее время, по данному проекту, активно ведется работа, направленная на повышения энергетических характеристик рассмотренных ракет космического назначения путем улучшения характе-

ристик двигательных установок и повышения массовых характеристик конструкции за счет внедрения перспективных материалов.

## Литература

1. Ларьков, С. Н. Перспективы развития ракетно-космических комплексов в Украине [Текст] / С. Н. Ларьков, В. И. Присяжный, В. В. Ожинский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2016. – Вып. № 6 (133). – С. 32–35.
2. Vaughn, M. LauncherOne: virgin orbit's dedicated launch vehicle for small satellites & impact to the space enterprise vision [Electronic resource] / M. Vaughn, J. Kwong, W. Pomerantz // *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS)*. – Hawaii, Maui, September 19–22, 2017. – Id. 121. – Access mode: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2017amos.confE.121V/abstract> – 12.09.2019.
3. Александров, Б. Stratolaunch поднялся в небо [Текст] / Б. Александров // *Взлет*. – 2019. – № 5–6. – С. 42–48.
4. Corda, S. Stratolaunch Air-Launch Hypersonic Testbed [Text] / S. Corda, C. M. Longo, Z. C. Krevor // *22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 17-19 September 2018, Orlando, FL*. – P. 1–19.
5. Piplica, A. J. GOLauncher 2: Fast, Flexible, and Dedicated Space Transportation for Nanosatellites [Electronic resource] / Anthony J. Piplica, John Olds, Brad St. Germain // *28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. – Utah State University, Utah, August 4-7, 2014. – Access mode: <https://pdfs.semanticscholar.org/>

org/d722/302894eb1a570769ba6ce608337c6885e2c8.pdf – 12.09.2019.

6. Berend, N. ALTAIR (Air Launch Space Transportation Systems using an Automated Aircraft and An Innovative Rocket) General Overview and first results [Text] / N. Berend // 67th International Astronautical Congress. – Guadalajara, Mexico, September 26–30, 2016.

7. Леутин, А. П. Разделение авиакосмической системы при размещении орбитальной ступени внутри фюзеляжа носителя [Текст] / А. П. Леутин В. В. Демешкина // *Авиакосмическая техника и технология*. – 2001. – № 4. – С. 21–28.

8. Таликов, Н. Воздушный старт в исполнении Ильюшенцев [Текст] / Н. Таликов // *Вестник авиации и космонавтики*. – 2002. – № 2. – С. 36–37.

9. Конохов, С. Н. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро “Южное” [Текст] / С. Н. Конохов. – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2004. – 232 с.

## References

1. Lar'kov, S. N., Prisyazhnyi, V. I., Ozhinskii, V. V. Perspektivy razvitiya raketno-kosmicheskikh kompleksov v Ukraine [Prospects of development of rocket-space complexes in Ukraine]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2016, no. 6 (133), pp. 32–35.

2. Vaughn, M., Kwong, J., Pomerantz, W. LauncherOne: virgin orbit's dedicated launch vehicle for small satellites & impact to the space enterprise vision. *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS)*, Hawaii, Maui, September 19–22, 2017, id. 121. Available at: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2017amos.confE.121V/abstract> (accessed 12.09.2019).

3. Aleksandrov, B. Stratolaunch podnyalsya v nebo [Stratolaunch takes off to the air]. *Vzlet (Take off)*, 2019, no. 5–6, pp. 42–48.

4. Corda, S., Longo, C. M., Krevor, Z. C., Stratolaunch Air-Launch Hypersonic Testbed. *22<sup>nd</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, 2018, 17-19 September, Orlando, FL, pp. 1–19.

5. Piplica, A. J., Olds, J., Brad, G. St. GOLauncher 2: Fast, Flexible, and Dedicated Space Transportation for Nanosatellites. *28<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2014, August 4-7, Utha State University, Utah. Available at: <https://pdfs.semanticscholar.org/d722/302894eb1a570769ba6ce608337c6885e2c8.pdf> (accessed 12.09.2019).

6. Berend, N. ALTAIR (Air Launch Space Transportation Systems using an Automated Aircraft and An Innovative Rocket) General Overview and first results, *67<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, 2016, September 26–30, Guadalajara, Mexico.

7. Leutin, A. P., Demeshkina, V. V., Razdelenie aviakosmicheskoi sistemy pri razmeshchenii orbi-tal'noi stupeni vnutri fyuzelyazha nositelya. [Separation of aerospace system by placing the orbital stage inside carrier-aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2001, no. 4, pp. 21–28.

8. Talikov, N. Vozdushnyi start v ispolnenii Il'yushentsev [Air launch performed by Il'yushentsev]. *Aerospace herald*, 2002, no. 2, pp. 36–37.

9. Konyukhov, S. N. Prizvany vremenem. Rakety i kosmicheskije apparaty konstruktorskogo byuro “Yuzhnoe” [Rockets and spacecrafts “Yuzhnoye” design office], Dnepropetrovsk, ART-PRESS Publ., 2004. 232 p.

Поступила в редакцию 12.09.2019, рассмотрена на редколлегии 14.10.2019

## ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСУ НА БАЗІ ПЕРСПЕКТИВНИХ УКРАЇНСЬКИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

В. Л. Ястремський, Д. А. Попов, О. Я. Комаченко, О. В. Аксьоненко,  
Д. С. Калиниченко, С. В. Сенчакова

**Предметом** вивчення є можливість створення ракетно-космічних комплексів на базі перспективних українських транспортних літаків. **Метою** роботи є розгляд основних аспектів повітряного старту та визначення ключових параметрів авіаційно-космічних ракетних комплексів. В процесі роботи виконані наступні задачі: проведений аналіз авіаційного парку України; визначенні транспортні літаки, які доцільно використовувати в якості літаків-носіїв для запуску ракет космічного призначення; проаналізована можливість десантування ракет космічного призначення із вантажної кабіни літака-носія; визначена оптимальна схема десантування; визначенні обмеження, які накладаються на ракету у процесі десантування; розглянуто розміщення ракет та допоміжних систем на борту літаків-носіїв; розглянутий маневр, який виконує літак-носіє у процесі десантування, що дозволяє підвищити масу десантованого вантажу; докладно проаналізовано процес десантування із вантажної кабіни літака-носія; визначений облік трьохступеневих, твердопаливних ракет космічного призначення, їх компоновальні схеми, та масове зведення; визначена схема виведення та енергетичні характеристики розглянутих ракет космічного призначення. Використовуваними **методами** є: аналітичний аналіз та методи системного аналізу. В результаті проведених досліджень визначений вигляд ракетно-космічних комплексів. Визначена концепція ракет космічного призначення у складі цих комплексів. Проведенні балістичні розрахунки, в ході яких були визначенні енергетичні можливості по виведенню корисного навантаження на низькі

кругові орбіти з різними нахилами і висотами, у тому числі екваторіальні, полярні та сонячно-синхронні. **Висновки.** Проведенні дослідження підтвердили можливість створення авіаційно-космічних ракетних комплексів на базі перспективних українських транспортних літаків Ан-178 та Ан-188. Реалізація запропонованих проєктів дозволить забезпечити Україні незалежність та високу оперативність запусків, як власних, так і комерційних, зайнявши власну позицію на ринку пускових послуг космічних апаратів.

**Ключові слова:** авіаційно-космічний ракетний комплекс; ракета космічного легка ракета-носії; авіаційний старт; повітряне базування.

#### ANALYSIS POSSIBILITY OF CREATING SPACE LAUNCH SYSTEMS BASED ON PERSPECTIVE UKRAINIAN CARGO AIRCRAFTS

V. L. Yastremskyi, D. A. Popov, O. Ya. Komachenko, O. V. Axonenko,  
D. S. Kalynychenko, S. V. Senchakova

**The subject** of study is the possibility of creating (generation) of the space launch systems based on perspective Ukrainian cargo aircrafts. The **goal** of the work is to consider the main aspects of an air launch and determine the keyword parameters of space launch systems. In the process, the following **tasks** were completed: an analysis of the Ukrainian air fleet cargo aircrafts; determine the transport aircraft which should be used as carrier-aircraft for launching of the integrated launch vehicles; analyzed the possibility of airdrop integrated launch vehicles from the cargo compartment of carrier aircraft; the optimal airdrop scheme was chosen; the restrictions imposed on the integrated launch vehicle during airdrop; the location of integrated launch vehicle and auxiliary systems on board carrier aircraft is considered; the maneuver performed by the carrier aircraft during the airdrop process is considered, which allows to increase the mass of the airdrop cargo; the process of airdrop from the cargo compartment of a carrier aircraft is analyzed in detail; the appearance of three-stage solid-propellant rockets, their layout schemes and mass budget are determined; the injection scheme and energy characteristics of the considered integrated launch vehicles are determined; **The methods** used are: analytical analysis and methods of system analysis. As a **result** of the research, the appearance of space launch systems was determined. The concept of integrated launch vehicles included in these complexes is defined. Ballistic calculations were carried out, during which the energy capabilities were determined to injection the payload to low circular orbits with different inclinations and heights, including equatorial, polar and solar-synchronous. **Conclusions.** Studies have confirmed the possibility of creating space launch systems based on perspective Ukrainian transport aircraft An-178 and An-188. The implementation of the proposed projects will allow Ukraine to ensure independence and high efficiency of launches, both of its own spacecraft and commercial, to occupy its own niche in the market for launching spacecraft.

**Keywords:** space launch systems; integrated launch vehicles; small launch vehicle; air launching; air based.

**Ястремский Виталий Леонидович** – инженер проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Попов Дмитрий Андреевич** – начальник группы проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Комаченко Олег Яковлевич** – начальник группы проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Аксененко Александр Владимирович** – начальник проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Калиниченко Дмитрий Сергеевич** – заместитель начальника проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Сенчакова Светлана Вадимовна** – заместитель начальника проектного отдела, ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина.

**Yastremskyi Vitalii Leonidovich** – Engineer of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: Yastvitaliy@gmail.com.

**Popov Dmitriy Andreevich** – Team Leader of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: dimp804@gmail.com.

**Komachenko Oleh Yakovlevich** – Team Leader of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: Komachenco@gmail.com.

**Axonenko Alexandr Vladimirovich** – Head of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: info@yuzhnoye.com.

**Kalinichenko Dmitriy Serheevich** – Deputy Head of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: KalynychenkoDmytro@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0002-8687-0255.

**Senchakova Svetlana Vadimovna** – Lead Engineer of Design Department of the Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine, e-mail: SenchakovaSV@gmail.com.