

doi: 10.32620/oikit.2020.87.02

УДК 629.7.01

Д.С. Конышев

## **Метод определения основных параметров грузового люка в хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

Разработан метод определения основных параметров для хвостовых грузовых люков самолетов транспортной категории. Сформулирован перечень исходных данных и изложена методика их нахождения. Рассмотрен пример на базе существующего транспортного самолета. Такими исходными данными являются основная номенклатура перевозимых грузов проектируемого самолета, ее габаритные размеры и масса, способы погрузки и швартовки, дополнительное погрузочное оборудование. Кроме того, необходимы конструктивные, эксплуатационные и нормативные параметры – схема шасси, его система приседания, вылеты рельсов верхнего погрузочного оборудования для погрузки-выгрузки, траектории грузов при погрузке и десантировании, нормативная документация международных регулирующих органов FAR, CS, AP. На основании исходных данных представлен принцип определения размеров грузовой кабины, размеров грузового пола и наездных площадок в виде рампы с гермотрапом, трапами. Описаны зависимость длины рампы от длины грузового пола с учетом выполнения погрузочно-разгрузочных работ и десантирования. Правильное формирование данных параметров является важнейшей задачей, от решения которой напрямую зависят эксплуатационные характеристики будущего транспортного самолета. Представлена методика определения проема грузового люка, разработки конструктивно-силовой схемы хвостовой части фюзеляжа транспортного самолета, ее основных силовых элементов – балки грузового люка, рампы, узлов навески, замков рампы. Описана взаимосвязь конструктивно-силовой схемы рампы с конструктивно-силовой схемой хвостовой части фюзеляжа, варианты передачи нагрузок, воспринимаемые рампой на каркас. Рассмотрены примеры двух типов балок грузового люка – плоской и объемной, способ их задания. Выполнен расчет графическим методом траекторий движения крайних точек габаритных грузов при погрузке-выгрузке, десантировании. Принятие во внимание положения данных траекторий дает возможность выбрать потребный вырез в хвостовой части фюзеляжа. Выделены основные особенности при проектировании задних грузовых люков, учет которых дает возможность определить наиболее оптимальные параметры проема, типа грузового люка и его агрегатов.

**Ключевые слова:** грузовая кабина, наклонный пол, рампа, балка грузового люка, проём грузового люка, силовые замки рампы, юбка фюзеляжа, силовые шпангоуты.

На начальном этапе выбора схемы и проектирования грузового люка транспортного самолета необходимо иметь в своём распоряжении следующие данные: теоретические контуры фюзеляжа, габаритные размеры грузовой кабины, схему шасси, технические требования к грузовому люку, схему оперения самолёта, номенклатуру и конфигурацию техники и загружаемых грузов, схемы средств десантирования и их траектории сбрасывания, схемы размещения вытяжных парашютных систем сбрасываемой техники и грузов, схемы установки средств погрузки и выгрузки, схемы размещения десантников, ограждений, средств принудительных вытяжных парашютных систем и др.

На рис. 1 показана разработанная структура метода определения параметров хвостового грузового люка транспортного самолета.

Для построения теоретического чертежа фюзеляжа транспортного самолета необходимы потребные габаритные размеры грузовой кабины, которые нужно определить на основании технических требований к разрабатываемому самолёту в зависимости от его класса и назначения.



Рис. 1. Структура метода определения параметров хвостового грузового люка транспортного самолета

Параметры, влияющие на грузовую кабину и, как следствие, на геометрию фюзеляжа, связаны с лётно-техническими и взлётно-посадочными характеристиками самолёта, схемами шасси, крыла, оперения и грузового люка.

Поэтому, определение параметров грузовой кабины и геометрической формы фюзеляжа на этапе эскизного проектирования проводят совместно с разработкой компоновки самолёта, его крыла, оперения, шасси, обтекателя шасси, что согласуется с их конструктивно-силовыми схемами и теоретическими обводами. Результатом такой разработки является предварительный теоретический чертёж фюзеляжа.

На основе этого для определения параметров грузовой кабины и проема грузового люка необходимо иметь, как минимум, следующие данные:

1. Перечень перевозимых грузов:

- тип (на поддонах, в контейнерах авиационных или морских, колесная или гусеничная техника, грузы «навалом»);
- габаритные размеры (L×B×H);
- масса (с указанием центра тяжести (ц.т.));
- наличие груза на рампе, его масса, габаритные размеры и ц.т.

2. Перечень грузов, десантируемых в воздухе. Габаритные размеры и совмещенные контуры грузов.

3. Механизация погрузочно-разгрузочных работ: рольганговое оборудование, транспортер накладной или встроенный, верхнее погрузочное устройство (кран-балка с тельферами, бортовое погрузочное устройство (БПУ)).

4. Требования к шасси: «приседание» на основные опоры шасси (ООШ), увеличение длины амортистойки передней опоры шасси (ПОШ).

5. Требования соответствия нормативным документам CS, FAR, AP и т.п.

6. Траектории и габаритные размеры, совмещенный контур сбрасываемых грузов.

7. Минимальный «вылет» рельсов БПУ относительно порога грузовой кабины (или торцевой задней балки рампы) для обеспечения погрузки-выгрузки платформ и поддонов погрузчиком.

В качестве примера рассмотрим номенклатуру, компоновку, варианты погрузки перевозимых грузов самолета Ан-178 (рис. 2, 3, 4, табл. 1).



Рис. 2. Схемы погрузки грузов в контейнерах и на стандартных авиационных поддонах

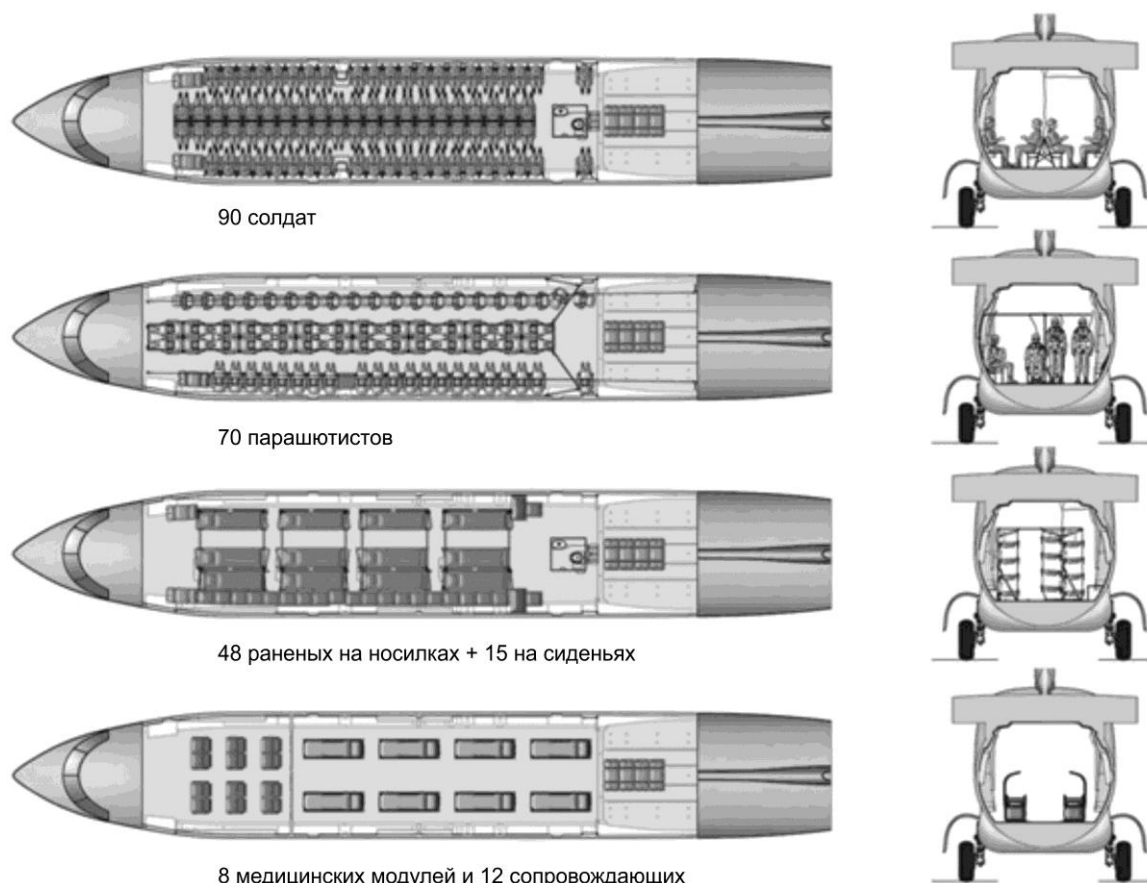


Рис. 3. Схемы компоновки грузовой кабины при перевозке личного состава, парашютистов, раненых и медицинских модулей с сопровождающими

Таблица 1

Номенклатура перевозимых грузов

Перевозимые грузы	Количество	Вес, т
Солдаты, чел.	90	10,8
Десантники, чел.	70	8,3
Раненых на носилках + на креслах, чел.	48 +15	6,0
Контейнеры, дюйм (м):		
<b>M1</b> 96" x 96" x 125" (2,438 x 2,438 x 3,175)	4	18,0
<b>M2</b> 96" x 96" x 238,5" (2,438 x 2,438 x 6,058)	2	18,0
<b>M3</b> 88" x 96" x 125" (2,235 x 2,438 x 3,175)	4	18,0
<b>ID</b> 96" x 96" x 117,8" (2,438 x 2,438 x 2,991)	2	18,0
<b>1C</b> 96" x 96" x 238,5" (2,438 x 2,438 x 6,058)	2	18,0
Поддоны, дюйм (м):		
88" x 108" (2,235 x 2,743)	5	18,0
88" x 108" (2,235 x 3,175)	4	18,0
88" x 108" (2,438 x 3,175)	4	18,0
88" x 108" (2,438 x 6,058)	2	18,0

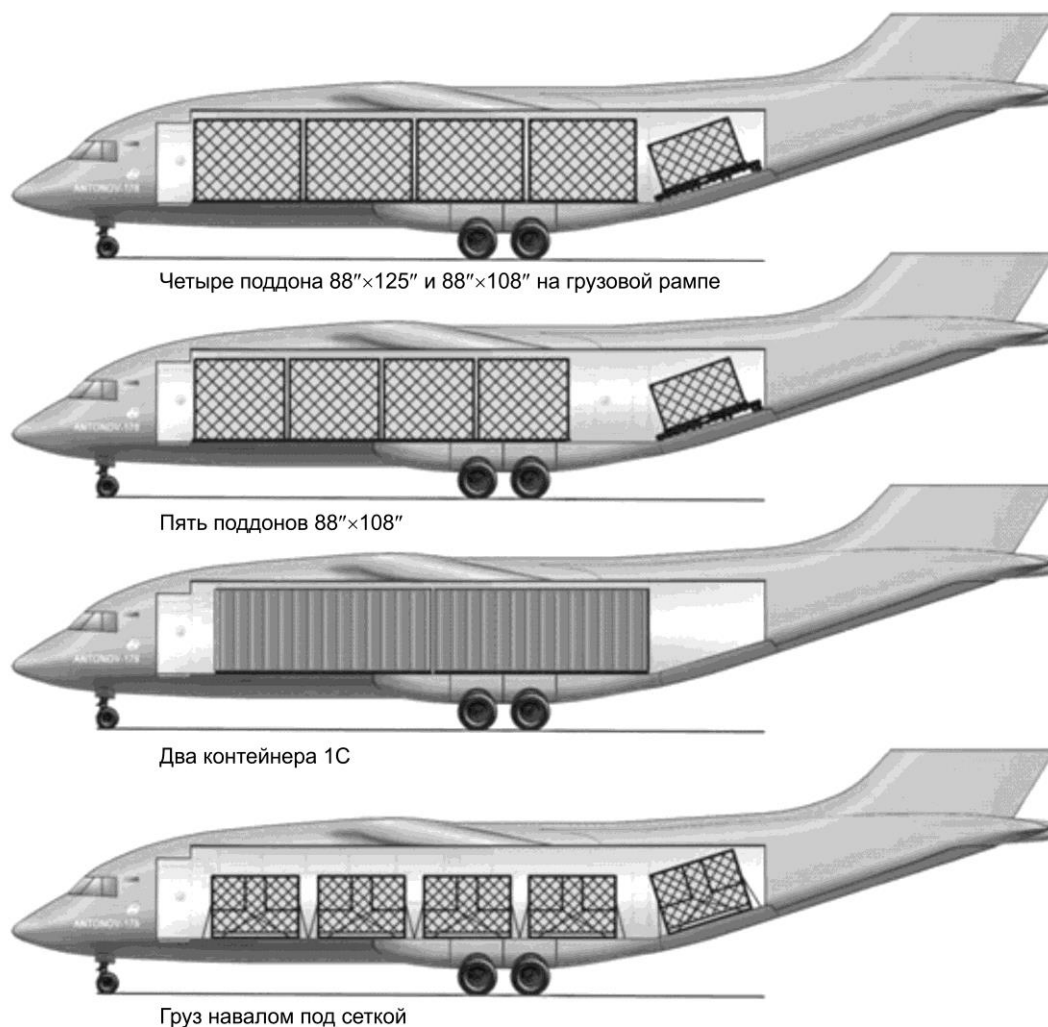


Рис. 4. Варианты компоновки грузов в грузовой кабине при перевозке в контейнерах и на стандартных авиационных поддонах

Рассмотрим сечения в зоне одинарной кривизны фюзеляжа типовой конструкции и в месте установки центроплана (рис. 5, а, б). В данном случае это будут исходные сечения для определения размеров грузовой кабины проектируемого самолета. Их размеры будут зависеть от габаритных размеров перевозимых грузов.

Итак, при определении длины грузовой кабины необходимо учитывать максимальную длину перевозимого груза или сумму длин, если их несколько. При этом размещение груза должно обеспечивать возможность проникновения через входные двери в кабину экипажа и аварийного покидания экипажем через предусмотренные двери и люки в воздухе и на земле, а также сопровождающего персонала, если таковой имеется. Поэтому, как правило, размещение грузов в грузовой кабине по длине не должно находиться в передней части и перекрывать имеющиеся выходы (см. рис. 2, 4). Из этого следует, что длина грузовой кабины будет зависеть от максимальной длины грузов или их сумм плюс зона входных дверей и люков аварийного покидания, а также минимальных зазоров спереди и сзади, необходимых для швартовки груза:

$$L_{гк} = L_{гп} + b_{дв} + 2b_{шв.}$$

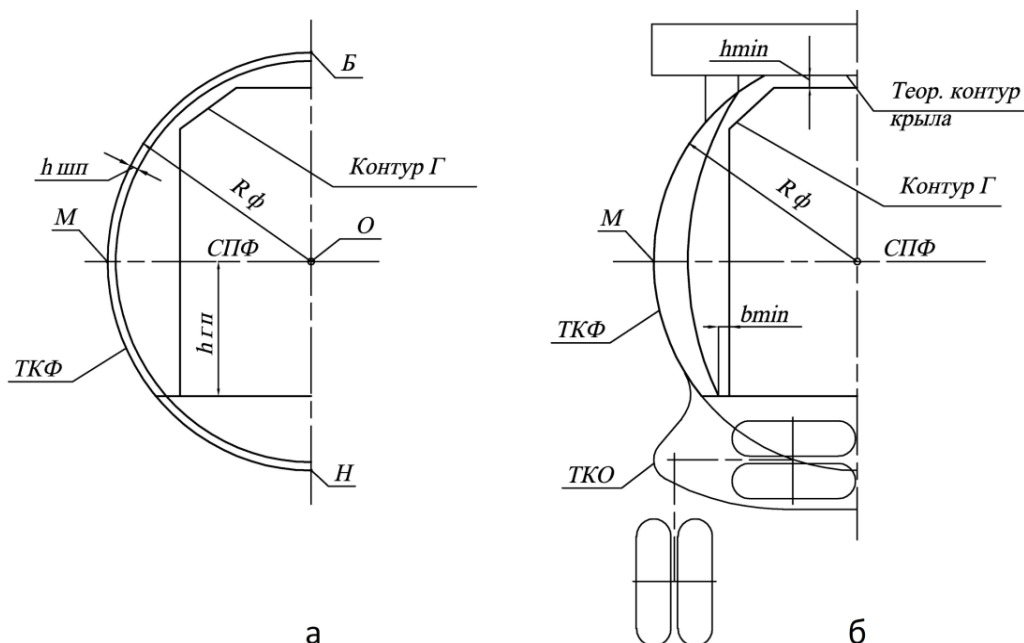


Рис. 5. Сечения грузовой кабины в зоне одинарной кривизны фюзеляжа

Для определения ширины и высоты грузовой кабины необходимо воспользоваться аналогичным алгоритмом. Для этого нужно иметь максимальную ширину и высоту груза  $B_{ep. max}$  и  $H_{ep. max}$ . Таким образом, ширина грузовой кабины  $B_{зк}$  будет равна максимальной ширине груза  $B_{ep. max}$  плюс минимальные допустимые зазоры  $b_{min}$  к конструкции фюзеляжа (см. рис. 5, б):

$$B_{зк} = B_{ep} + 2b_{min}.$$

Следует учитывать, что в  $H_{max}$  необходимо закладывать дополнительно высоту накладного на пол оборудования (рольганг), если погрузка и транспортировка грузов (стандартных авиационных поддонов и контейнеров) предусмотрена с их использованием. Поэтому высота грузовой кабины будет равна максимальной высоте груза плюс минимальный допустимый зазор по высоте  $h_{min}$  к центроплану. В случае, если на самолете предусмотрена установка верхнего погрузочного оборудования, то зазор необходимо выдерживать с учетом рельсов под центропланом, установленных вдоль всей грузовой кабины:

$$H_{зк} = H_{ep} + h_{min}.$$

Диаметр же фюзеляжа определяет не только габаритные размеры грузовой кабины в нормальном сечении Ф-2, но также и строительную высоту нормальных шпангоутов  $h_{шп}$  и силовых шпангоутов крепления центроплана (см. рис. 5, б). Однако функциональные возможности грузовой кабины самолета по размещению в ней грузов зависят не только от ее габаритных размеров, но и от схемы и конструктивного исполнения грузового люка, на который оказывает влияние множество факторов, начиная от формы хвостовой части фюзеляжа и заканчивая схемой и расположением шасси. В идеальном случае проем грузового люка равен габаритным размерам грузовой кабины, но это является как сложно выполнимой задачей, так и не критически важной, поскольку нужно учитывать не только габаритные размеры грузов, но и условия их погрузки-выгрузки, десантирования.

Для определения основных параметров грузового люка необходимо также разработать теоретический чертеж фюзеляжа, который выпускается в виде теоретических обводов фюзеляжа на виде сбоку и в плане с предварительной разбивкой дистанций между шпангоутами и эпюры совмещённых по оси симметрии самолёта сечений, выполненных по этой разбивке. Созданию теории хвостовой части было рассмотрено в работах [5, 6].

В теоретическом чертеже фюзеляжа задают длину грузового пола, местоположение порога грузовой кабины, конфигурацию вертикального и горизонтального оперения и оси их лонжеронов, конфигурацию корневой нервюры горизонтального оперения, местоположение основной стойки шасси и положение земли для пустого снаряжённого самолёта.

Как правило, теоретический чертеж обтекателя шасси самолёта выпускается отдельно и может быть необходимым при разработке грузового люка.

Теоретический чертеж фюзеляжа позволяет построить любое сечение, необходимое при разработке грузового люка. На начальном этапе проектирования теоретический чертеж фюзеляжа используют для определения геометрических параметров порога, рампы, балки, выреза и проёма грузового люка.

### Определение длины наклонного пола

Для осуществления входа в грузовую кабину самолёта и погрузки-выгрузки техники через грузовой люк он должен быть снабжён наклонным полом. Наклонный пол образуется при раскладке рампы, трапов, подтрапников и других составных частей грузового люка на земле. Длина наклонного пола зависит от угла его наклона к земле  $\alpha$  и высоты порога  $hп$ . Угол  $\alpha$  задаётся в технических требованиях к грузовому люку,  $hп$  зависит от схемы шасси и компоновки грузовой кабины самолёта.

Известно, что диапазон центровок задается относительно носка средней аэродинамической хорды крыла в процентном соотношении, а основная стойка шасси находится от него на расстоянии  $e$ . Наиболее благоприятным для равномерного размещения грузов является такое соотношение участков длины грузовой кабины, равной сумме  $L1$  и  $L2$ , когда  $L1 = L2$ . Из рис. 6 видно, как соотношение  $L1$  и  $L2$  влияет на высоту порога  $hп$  и длину наклонного пола.

Высоту низа порогового шпангоута  $h1$  определяют конструктивно из условия навески рампы грузового люка. Нижняя линия обвода фюзеляжа связана с линией земли при посадке самолёта и клиренсом  $K$ . Положение колеса основной стойки при деформации и амортизации пневматика, уровень земли при посадке и на стоянке задаются в схеме шасси самолёта. Определённому соотношению величин  $L1$  и  $L2$  соответствует величина  $hп$ . При увеличении  $L2$  увеличивается  $hп$ , так как  $h1$  остаётся неизменным и необходимо отодвигать вниз нижнюю линию Ф3, а значит, удлинять стойку шасси для обеспечения клиренса  $K$ . При уменьшении  $L2$  уменьшается высота порога грузовой кабины, а следовательно и длина наклонного пола при заданном угле  $\alpha$ .

Изменение  $L2$  оказывает существенное влияние на схему грузового люка и параметры его составных частей. При сбрасывании максимального груза с рампы предельное значение  $L2 + Lp$  определяется аэродинамикой самолёта и является постоянной величиной для данного типа самолёта. Таким образом,

при уменьшении  $L_2$  увеличивается  $L_p$ . Увеличение  $L_p$  уменьшает длину дополнительных элементов наклонного пола и упрощает схему грузового люка.

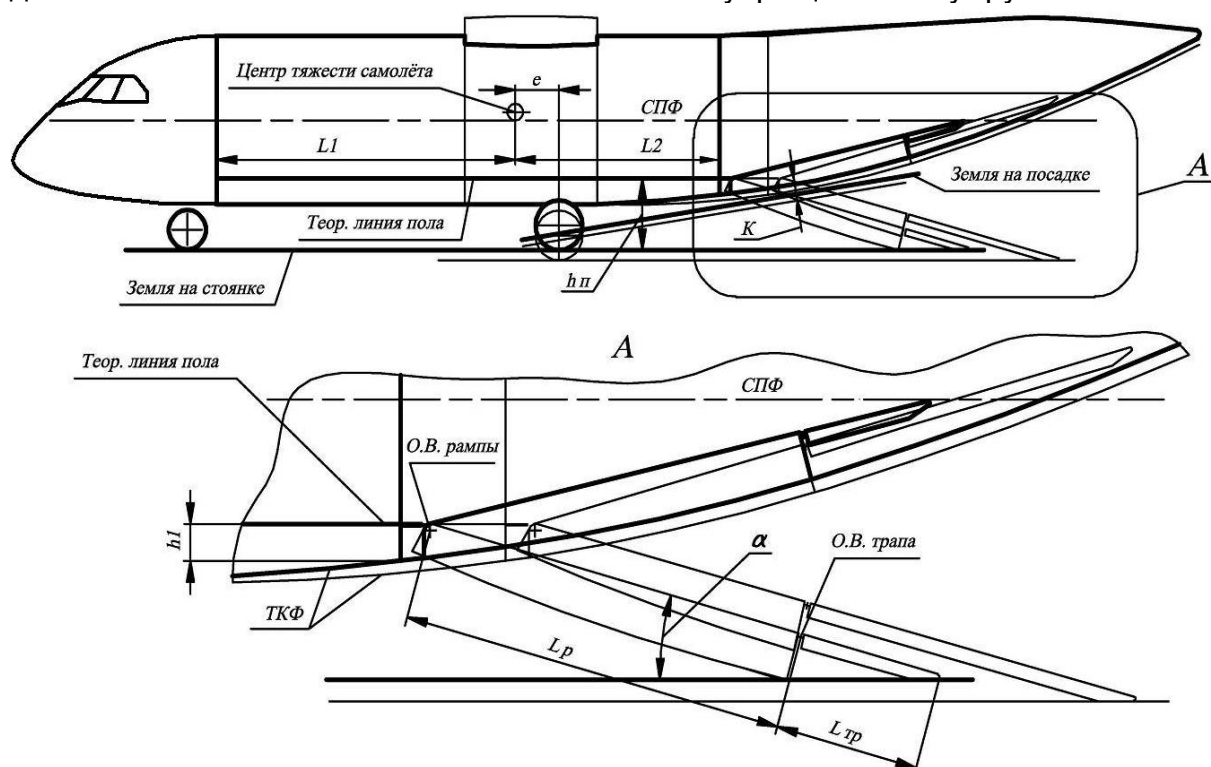


Рис. 6. Схема определения длины наклонного пола и узлов навески рампы

Увеличение  $L_2$  удлинит наклонный пол и укорачивает рампу, что приводит к усложнению грузового люка, так как трапы большой длины трудно скомпоновать в ФЗ и обеспечить их работоспособность, а короткую рампу необходимо снабжать управляемыми опорами. При компоновке грузовой кабины десантно-транспортного самолёта для улучшения исходных данных относительно проектирования грузового люка необходимо подбирать оптимальное соотношение величин  $L_1$  и  $L_2$ . При этом поверхность рампы может использоваться для размещения и перевозки грузов.

### Навеска шарнирной рампы

Навеска рампы (выбор оси её вращения), шарнирно закреплённой на пороге грузовой кабины, определяет геометрические параметры рампы и балки грузового люка. Особенности навески шарнирной рампы, обладающей возможностью её отката под фюзеляж, требуют отдельного рассмотрения.

Ось навески должна быть выбрана таким образом (см. рис. 6), чтобы обеспечивались вращение рампы с гарантированным зазором от конструкции фюзеляжа, плавный переход наклонного пола в горизонтальный, восприятие нагрузки рампой и пороговой надстройкой при переваливании техники, установка профилей герметизации и уплотнения, допустимый зазор между полом и настилом рампы при её максимальном отклонении.

Строительная высота низа шпангоута  $h_1$  по порогу грузовой кабины является определяющей для навески рампы, формирования пороговой надстройки и передней части рампы. Уменьшение этой высоты под влиянием удлинения пола грузовой кабины или подрезания нижней части фюзеляжа



имеет предел, устанавливаемый условиями прочности, размещения кронштейнов навески и выполнения перечисленных требований.

Если верхняя часть порога, являющаяся продолжением пола, окантована конструктивным элементом поперечного силового набора для установки на нём профиля герметизации (см. вид А рис. 7 и 8), а верхняя поверхность переднего торца рампы выполнена цилиндрической с центром радиуса на оси вращения рампы, то оптимальное значение размера от оси вращения до теоретической линии пола  $h2$  будет лежать в области обеспечения допустимого зазора  $k_{max}$  при открытии рампы на максимальный угол и условий установки профиля герметизации. Размеры  $h1$  и  $L1$  влияют на обеспечение необходимых зазоров при открытии рампы и компоновку кронштейнов её навески (см. вид Б рис. 7 и 9).

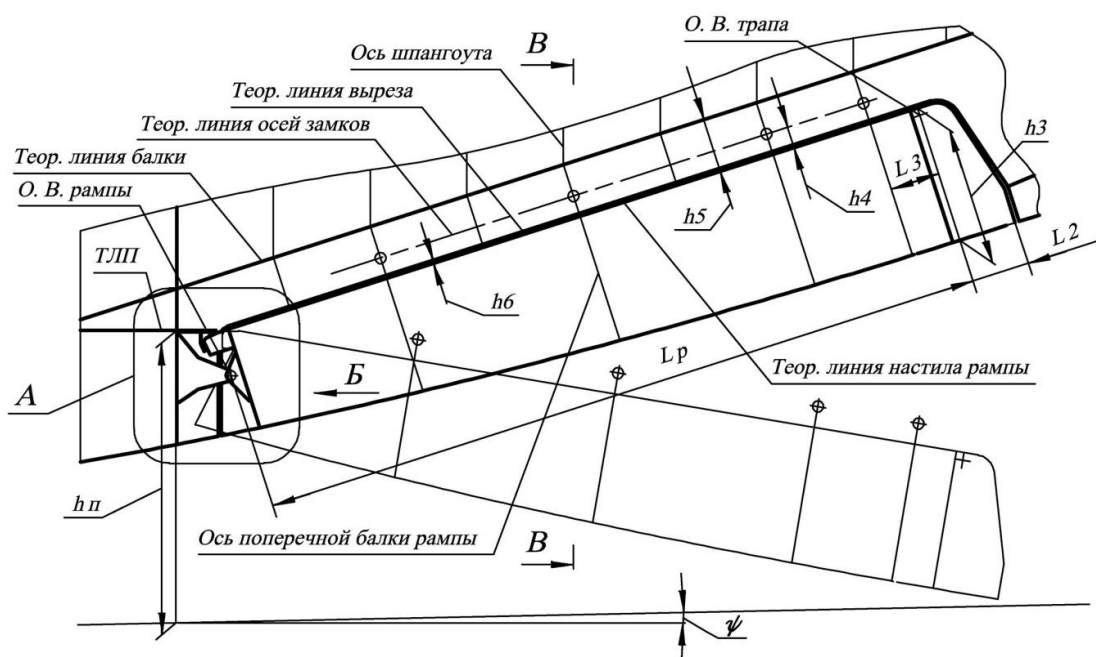


Рис. 7. Схема определения основных параметров рампы

A

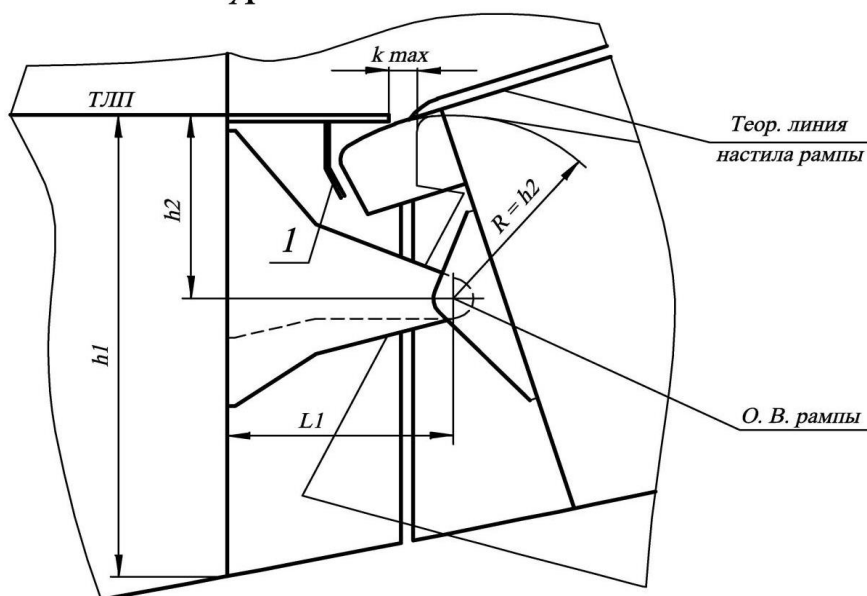


Рис. 8. Схема выбора параметров оси навески рампы

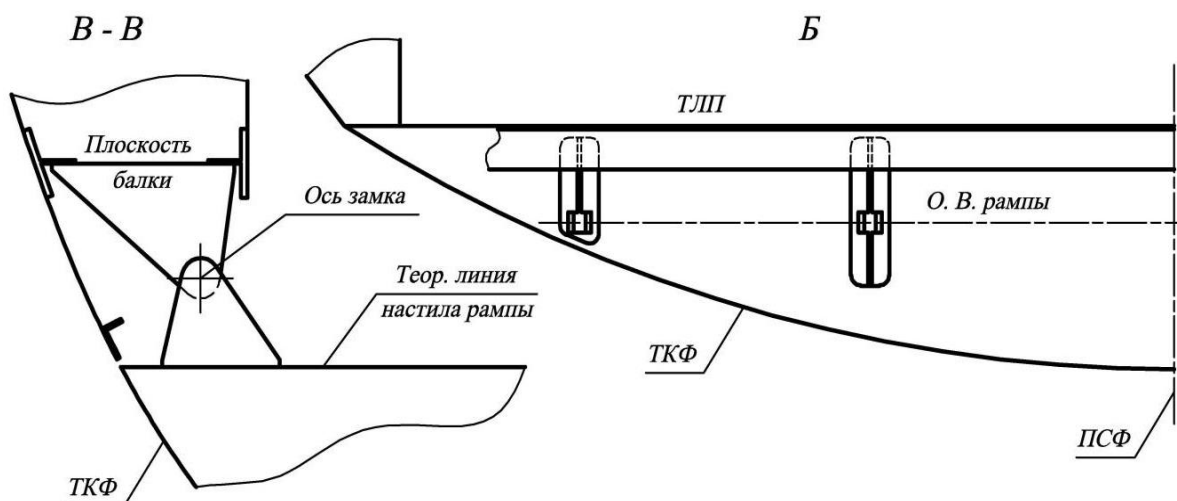


Рис. 9. Схема осей замков ramпы и разбивки узлов навески

Радиусная часть настила ramпы обеспечивает плавный переход пола грузовой кабины в наклонный пол при разных углах наклона ramпы.

### Определение геометрических параметров ramпы

Выбрав ось вращения, можно установить в первом приближении основные геометрические параметры ramпы.

Длина ramпы определяется размером  $L_p$ , задаваемым параллельно теоретической линии настила ramпы между осью вращения ramпы и осью вращения трапов.

Величина  $L_p$  ограничивается условием сбрасывания груза максимальной массы с торца ramпы в полёте и зависит от компоновки грузовой кабины самолёта.

Строительную высоту задней торцевой балки  $h_3$  (см. рис. 7) определяют из условий обеспечения прочности, требуемого проёма грузовой люка, а также возможности установки герметизации и замков ramпы.

Размер  $L_2$  определяют в зависимости от выбранной схемы грузовой люка, конструктивного исполнения створок грузовой люка и условия опирания ramпы при её открытии на земле.

### Конструктивно-силовая схема ramпы

Конструктивно-силовая схема ramпы определяет местоположение основных силовых элементов конструкции во взаимосвязи и взаимодействии друг с другом и конструкцией фюзеляжа, воспринимающих и передающих действующие на них нагрузки.

На начальном этапе проектирования выбирают расположение поперечных балок ramпы, определяющих разбивку дистанции между шпангоутами фюзеляжа от порога грузовой кабины до последнего бокового замка ramпы. Для этой расчетной схемы определяющей нагрузкой для балок будет являться избыточное давление внутри грузовой кабины, воспринимаемое настилом ramпы и распределяющееся на каждую из балок в зависимости от прилегающей к ней площади настила, балки устанавливают своей плоскостью перпендикулярно настилу ramпы.

Распределённая нагрузка, воспринимаемая с настила поперечной балкой рампы, передаётся сосредоточенной силой через замок рампы и фитинг, установленный на балке грузового люка, на шпангоут фюзеляжа и дальше воспринимается шпангоутом и оболочкой фюзеляжа. Поэтому ось замка совпадает с плоскостью поперечной балки. Плоскости шпангоута, как правило, перпендикулярны строительной плоскости фюзеляжа.

Таким образом, плоскости поперечных балок рампы определённым образом связаны со шпангоутами хвостовой части фюзеляжа. Изменение геометрических параметров рампы в процессе проектирования ведёт к изменению теоретической линии балки и дистанции между шпангоутами.

На схеме определения основных параметров рампы (см. рис. 7) изображена исходная конструктивно-силовая схема рампы в разрезе по оси симметрии фюзеляжа. Более подробная конструктивно-силовая схема рампы включает в себя продольный силовой набор (продольные балки и стрингеры настила рампы), распределительные поперечные силовые элементы по настилу, элементы каркаса рампы под навеску трапов, штанг и цилиндров управления, швартовочные узлы и т. д.

Размер  $L3$  вычисляют в зависимости от схемы грузового люка и конструкции боковых замков рампы. Размеры  $h4$  и  $h5$  определяются конструкцией боковых замков рампы. Зазор  $h6$  определяет расстояние между теоретической линией выреза и обрезом рампы.

На схеме разбивки осей замков рампы и узлов навески (см. рис. 9) изображены кронштейны навески рампы. Оси кронштейнов совпадают с плоскостями продольных балок рампы.

Полученные геометрические параметры рампы, её конструктивно-силовая схема в первом приближении, изображение теоретической линии балки грузового люка на виде сбоку и в плане позволяют в дальнейшем на основе теории фюзеляжа посредством использования эпюры его совмещённых сечений построить более подробную геометрию рампы и балки для оценки их несущих и эксплуатационных возможностей, а также определить необходимый вырез и проём в хвостовой части фюзеляжа.

### **Определение геометрических параметров балки грузового люка**

Основные геометрические параметры рампы и её конфигурация в продольном направлении позволяют выбрать теоретическую линию балки грузового люка.

На виде сбоку теоретической схемы фюзеляжа линия балки грузового люка наносится параллельной теоретической линии настила рампы на высоту размера  $h5$ , если вырез в районе рампы формируется горизонтальным срезом (см. рис. 7). Величину размера  $h5$  выбирают в основном в зависимости от конструкции боковых замков рампы.

Теоретическая линия на виде сбоку совпадает с плоскостью балки, если балка представляет собой конструкцию, выполненную в виде набора продольных поясов и стенки, подкреплённой вертикальными стойками.

Для балки объёмной конструкции теоретические обводы на виде сбоку может задаваться нижней и верхней теоретическими линиями (рис. 10).

В зависимости от теории фюзеляжа и схемы грузового люка теоретическая линия балки может иметь излом как на виде сбоку, так и на виде в плане. Излом обуславливается необходимостью обеспечения соответствующего проёма, а

также рациональным построением конструктивно-силовой схемы фюзеляжа. На виде сбоку, в зоне присоединения к рампе боковых замков, балка грузового люка, как правило, выполняется без изломов. Это относится и к проекции теоретической линии балки на виде в плане, где возможный излом выполняется за первым и последними боковыми замками рампы.

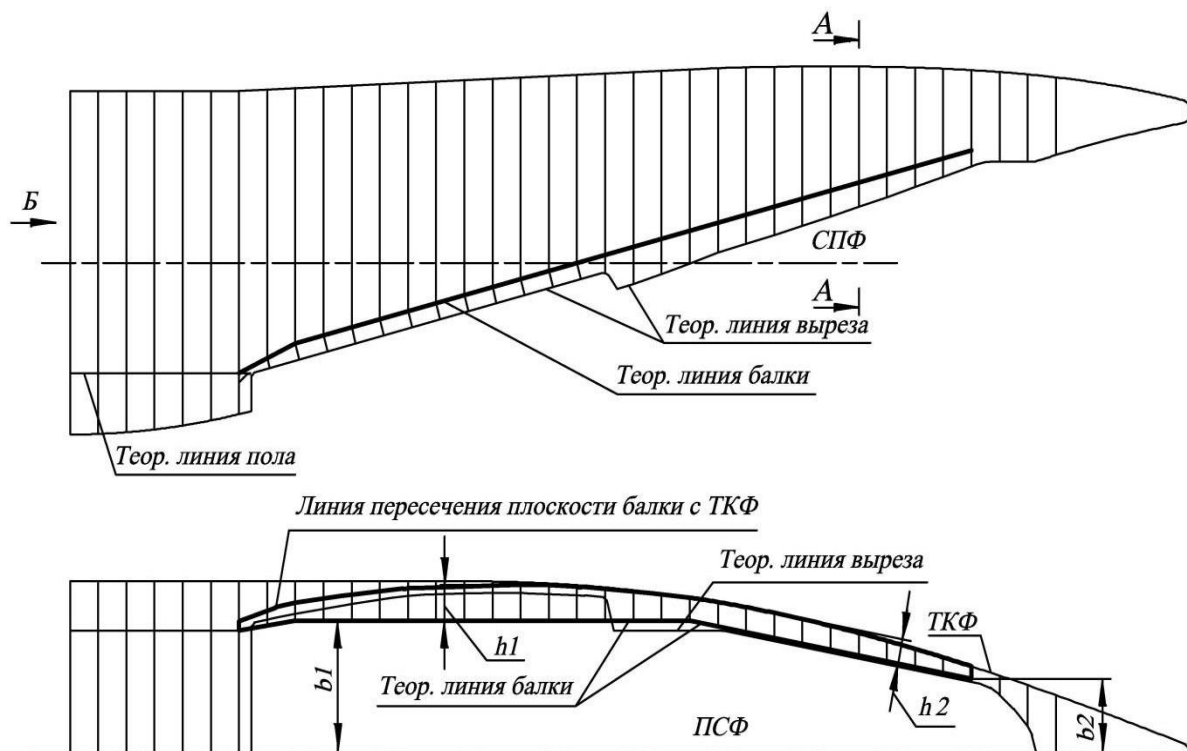


Рис. 10. Схема построения плоской балки грузового люка

Несущая способность балки характеризуется как площадью сечений продольных поясов, так и её строительной высотой  $h1$  и  $h2$ . В районе излома балки устанавливают усиленный шпангоут или другой конструктивный элемент. Величина размеров  $b1$  и  $b2$ , определяющих конфигурацию балки на виде в плане, лежит в области обеспечения проёма грузового люка и необходимой строительной высоты балки.

На рис. 11 изображены вид Б, сечение А-А с рис. 10 и вынос Г сечения А-А. В месте установки силовых замков и в месте излома балка связывается фитингами с силовыми шпангоутами. Юбка фюзеляжа подкреплена диафрагмами, связанными с балкой грузового люка.

Объёмная балка может быть сформирована двумя продольными и вертикальной плоскостями, а также частью теоретического контура фюзеляжа. Объёмная балка повышает живучесть конструкции фюзеляжа.

На рис. 12 изображен теоретический чертеж балки на виде сбоку и виде в плане. Теоретическая линия балки нижняя задаётся так же, как и для плоской балки. Теоретическая линия балки верхняя может быть задана параллельно нижней на дистанции  $Hб$ . Конфигурация балки на виде в плане задаётся в соответствии с необходимым проёмом грузового люка размерами  $b1$ ,  $b2$  и  $b3$ . При этом размер  $b3$  соответствует половине ширины пола грузовой кабины самолёта.

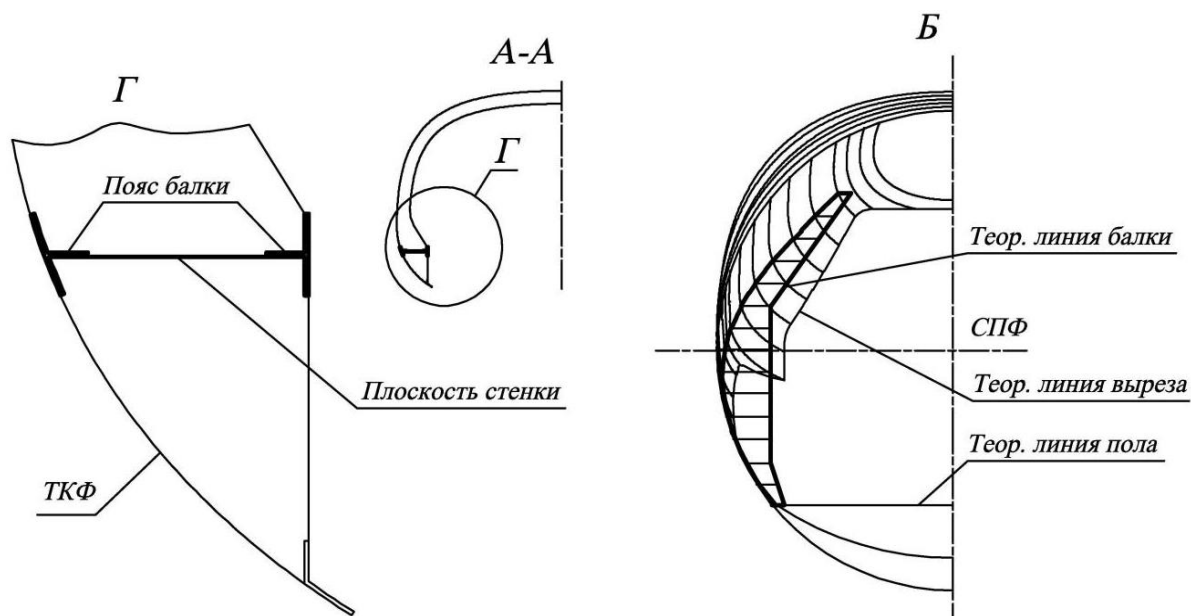


Рис. 11. Схема формирования выреза грузового люка в случае использования плоской балки

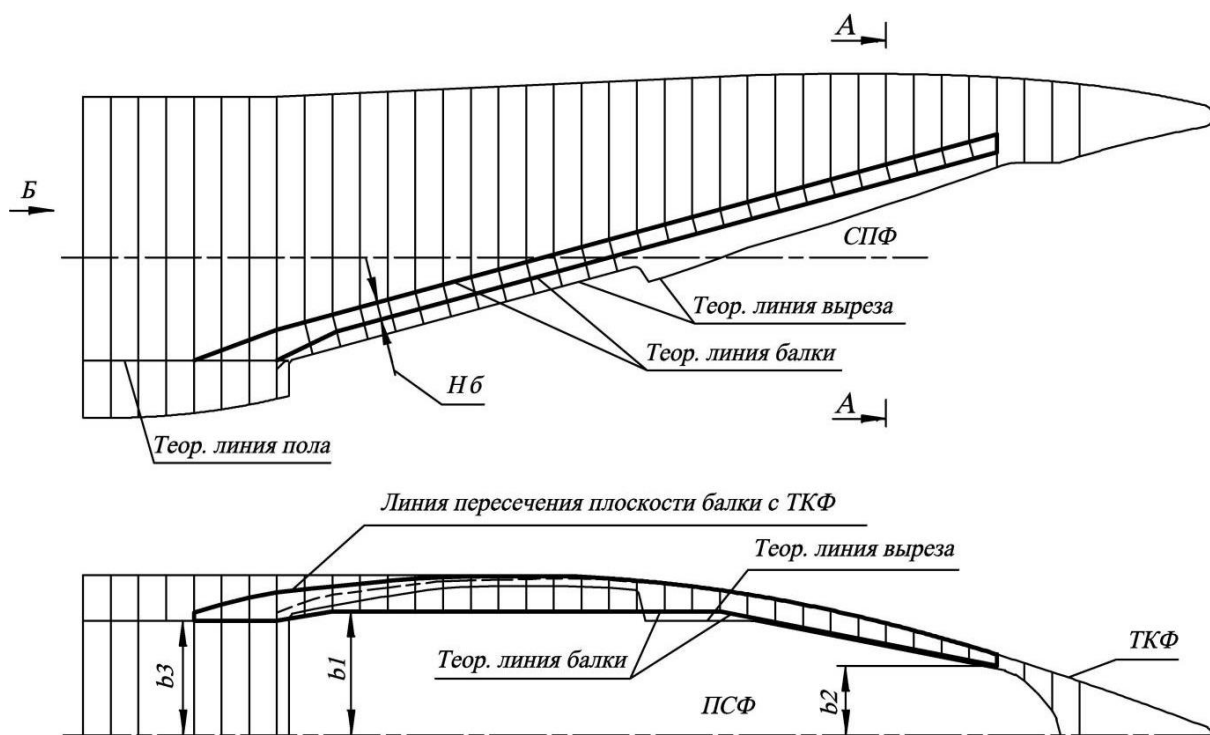


Рис. 12. Схема построения объемной балки грузового люка

На рис. 13 изображены вид Б и сечение А-А с рис. 12 и вынос Г сечения А-А.

Имея первичные данные о геометрических параметрах и конструктивно-силовой схеме рампы, а также теоретической схемы балки грузового люка, рампы, можно определить и оценить в первом приближении вырез и проём грузового люка разрабатываемого самолёта.

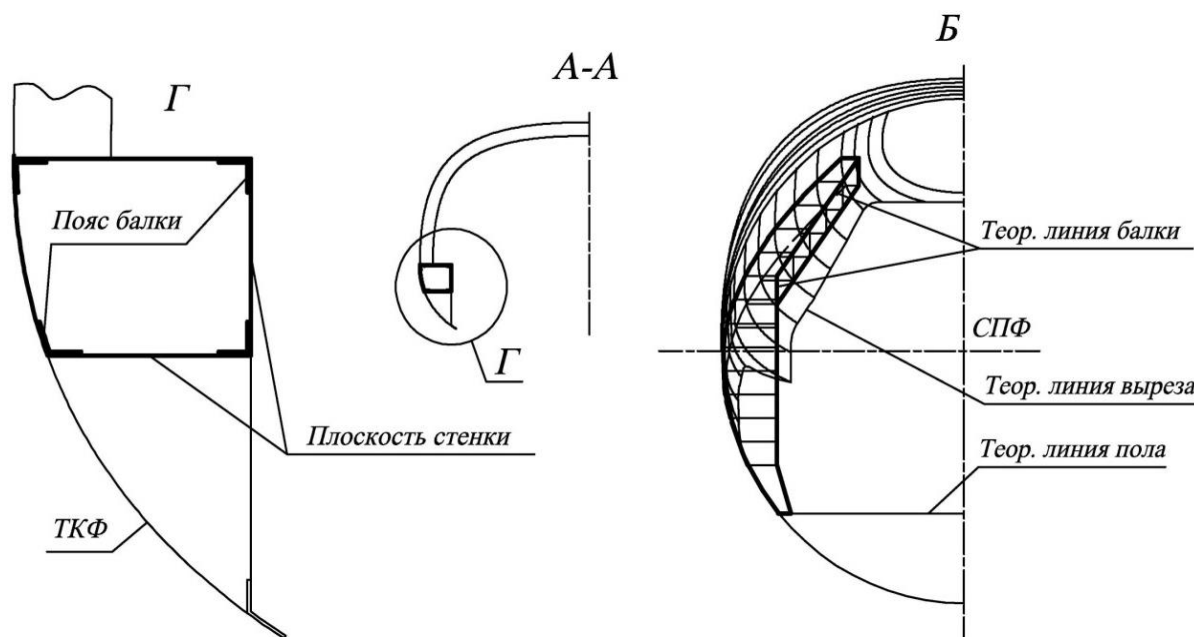


Рис. 13. Схема формирования выреза грузового люка в случае использования объемной балки

### Определение выреза и проёма грузового люка

Проём грузового люка – это совокупность геометрических параметров, образующих необходимый внутренний объём в хвостовой части фюзеляжа, определяющий возможности грузового люка, связанные с выполнением им поставленных десантно-транспортных задач на всех режимах его работы. Вырез в хвостовой части фюзеляжа – это та же самая совокупность без учёта выступания в проём неподвижных и подвижных частей грузового люка.

Только в частном случае проём грузового люка может иметь конфигурацию, позволяющую погрузить грузы и технику соизмеримую с размерами грузовой кабины самолёта. В таком случае в проекции на ось самолёта проём грузового люка должен совпадать с поперечным сечением грузовой кабины.

В действительности проём грузового люка всегда меньше, хотя это не означает, что он не может обеспечить выполнение поставленных десантно-транспортных задач. Такие задачи осуществляют за счёт особой конфигурации проёма грузового люка, выполненной с учётом погрузки наиболее габаритных грузов по наклонному полу, уменьшенных габаритных размеров грузов и техники при сбрасывании, разумного компромисса при назначении требований по сквозной погрузке и выгрузке грузов и техники параллельно полу грузовой кабины с помощью эстакады или верхнего погрузочного устройства.

Проём грузового люка десантно-транспортного самолёта – это совокупность геометрических величин, строго привязанных к номенклатуре загружаемых и десантируемых грузов, их траекториям погрузки, выгрузки и сбрасывания в воздухе. Если проём грузового люка не обеспечивает выполнения какого-либо технического требования, значит, не подходит выбранная схема грузового люка, теория фюзеляжа или превышены технические требования для самолёта данного класса и назначения.

Определение выреза и проёма грузового люка – первоочередная задача при разработке его схемы. При этом на начальном этапе проектирования достаточно определиться с величиной проёма в передней его части. Для этого необходимо установить место расположения порога грузовой кабины и строительную высоту низа шпангоута по порогу, определить в первом приближении ось навески рампы, определить основные геометрические параметры и конфигурацию рампы и балки грузового люка в районе рампы, построить линию наклонного пола.

Вырез в фюзеляже в районе рампы грузового люка выполняют в зависимости от схемы люка и конструкции рампы.

Наиболее простым и рациональным является вырез, образованный продольной плоскостью, параллельной настилу рампы. В поперечном направлении вырез может формироваться вертикальной или наклонной плоскостью. При таком разрезе фюзеляжа теоретическая линия выреза в обшивке на виде в плане находится дальше по отношению к плоскости симметрии фюзеляжа от теоретической линии балки и ширина проёма в районе рампы будет определяться внутренними поясами балок, если на них нет выступающих в проём элементов конструкции.

Вырез и проём всего грузового люка определяют при дальнейшей разработке конструкции на основании теории фюзеляжа и рассматриваемой схемы грузового люка. Возможность погрузки и выгрузки в проём грузов и техники, а также сбрасывания в воздухе с допустимыми зазорами определяют путём построения кривых габаритных точек поперечных сечений грузов и техники.

На рис. 14 изображены кривые габаритных точек загружаемой самоходной техники, определяющие вырез в фюзеляже и зазоры от конструкции фюзеляжа в проёме и грузовой кабине самолёта.

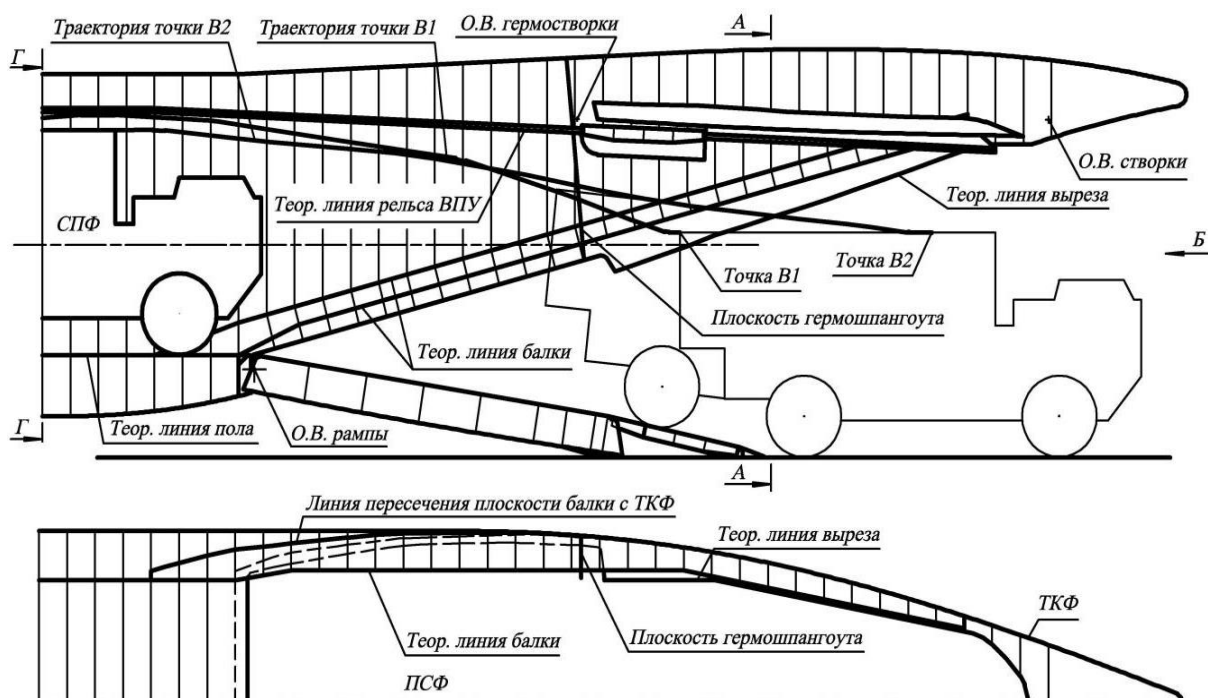


Рис. 14. Схема загрузки самоходной техники

Для построения таких кривых при транспортных операциях на земле необходимы данные о загружаемой технике и грузах, геометрии рампы и конфигурации наклонного пола, а также данные о верхнем погрузочном устройстве и траектории его движения

На рис. 15 изображены вид Б и сечения А-А и Г-Г рис. 14. На виде Б изображён грузовой люк в проекции на ось симметрии самолёта. В сечении А-А показан минимально допустимый боковой зазор  $b_{min}$  между конструкцией фюзеляжа и загружаемой техникой. В сечении Г-Г показан минимально допустимый зазор  $h_{min}$  между конструкцией фюзеляжа и загружаемой техникой внутри грузовой кабины самолёта.

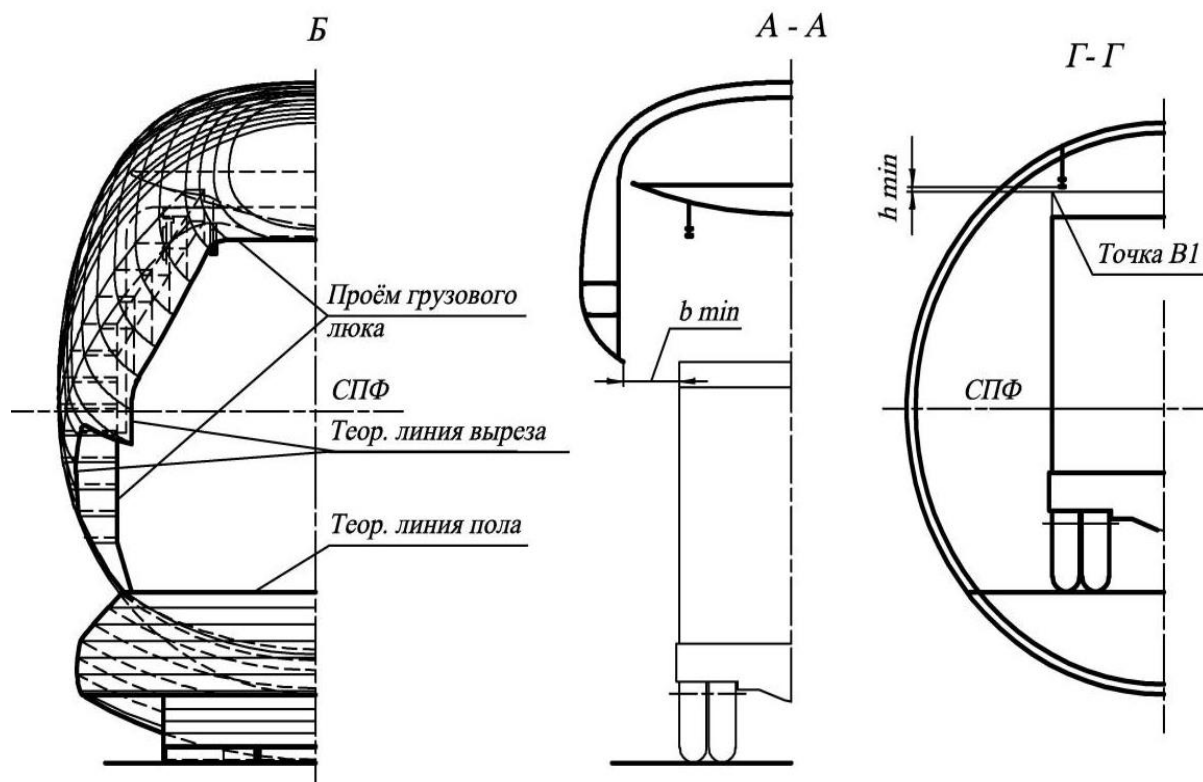


Рис. 15. Вид и сечения схемы загрузки

Кривые точек наибольшего поперечного габаритного размера сбрасываемых грузов строят на основании расчётных траекторий их сбрасывания, построенных в зависимости от скорости десантирования, массы груза, скорости вертикального порыва при сбрасывании, а также начала движения и точки переваливания сбрасываемого груза. С помощью таких кривых в основном определяют необходимый вырез и проём грузового люка в его задней части, т.е. в зоне отсека створок.

На рис. 16 изображена траектория габаритной точки сбрасываемого груза. Сечение А-А выполнено в месте пересечения траектории с теоретической линией выреза. Минимально допустимый боковой зазор между конструкцией и грузом –  $b_{min}$ .

Если вырез и проём грузового люка не обеспечивают выполнение заявленных десантно-транспортных задач ни в одном из рассматриваемых вариантов грузового люка, необходима коррекция теоретической схемы фюзеляжа или технических требований к грузовому люку.



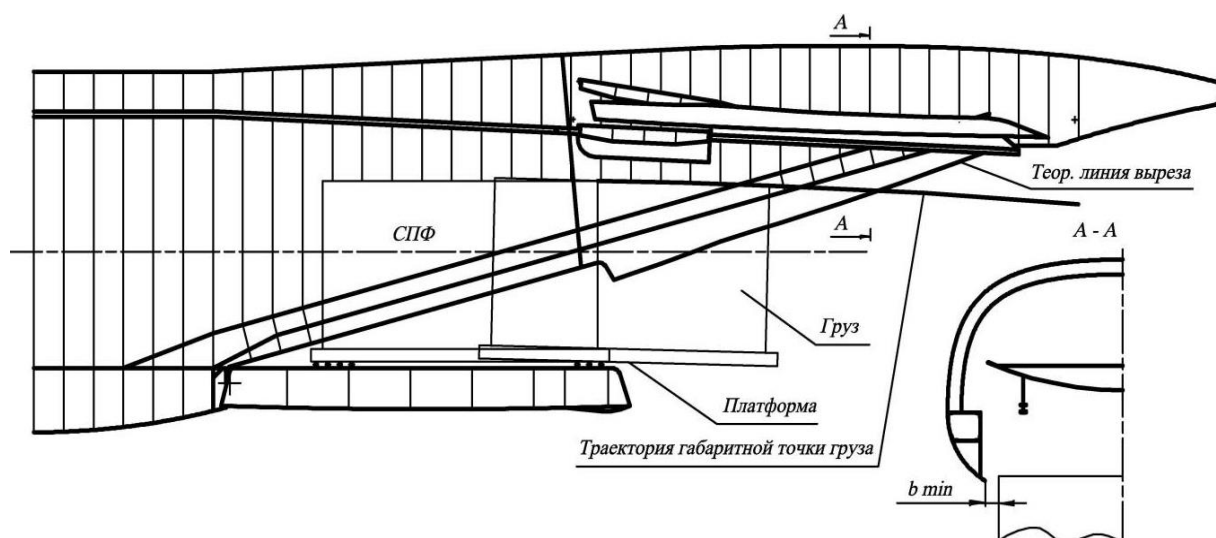


Рис. 16. Схема сбрасывания груза

Определение основных геометрических параметров рампы, балки, выреза и проёма позволяет приступить к поиску приемлемых схем грузовых люков и конструктивных решений по их выполнению. Классификация грузовых люков по их типу, которая была выполнена и описана ранее [6], позволяет облегчить такую задачу.

### Выводы

В результате выполненной работы:

- разработан метод определения основных параметров для хвостовых грузовых люков самолетов транспортной категории;
- сформулирован перечень исходных данных и изложена методика их нахождения;
- представлен принцип определения размеров грузовой кабины, размеров грузового пола и наездных площадок в виде рампы с гермотрапом, трапами;
- описаны зависимость длины рампы от длины грузового пола с учетом выполнения погрузочно-разгрузочных работ и десантирования;
- представлена методика определения проема грузового люка, разработки конструктивно-силовой схемы хвостовой части фюзеляжа транспортного самолета, ее основных силовых элементов – балки грузового люка, рампы, узлов навески, замков рампы;
- описана взаимосвязь конструктивно-силовой схемы рампы с конструктивно-силовой схемой хвостовой части фюзеляжа, варианты передачи нагрузок, воспринимаемые рампой на каркас;
- выделены основные особенности при проектировании задних грузовых люков, учет которых дает возможность определить наиболее оптимальные параметры проема, типа грузового люка и его агрегатов.

### Список литературы

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 2015. Раздел D. – 97 с.

2. Самолет Ан-124-100 Руководство по технической эксплуатации. Раздел 52 - 052.32. – 1 с.

3. Самолет Ил-76ТД Инструкция по технической эксплуатации. Часть II глава 22 - 22-20-0. – 1 с.

4. C-141B COMMAND AIRCRAFT SYSTEMS TRAINING (CAST). - Headquarters Air Mobility Command Maintenance Management and Training Scott AFB, IL. 1994. – 10 p.

5. Систематизация и классификация типов грузовых люков самолетов транспортной категории по основным конструктивным признакам [Текст] / А. З. Двейрин, В. А. Костюк, А. И. Рабичев и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2015. – Вып. 70. – С. 33 – 53.

6. Метод построения математической модели хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории [Текст] / С. А. Бычков, А. З. Двейрин, В. А. Костюк и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2017. – Вып. 78. – С. 5 – 17.

### References

1. Normy letnoj godnosti samoletov transportnoj kategorii (AP-25) [Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes]. – М.: МАК, 2015, Razdel D. – 97 p.

2. Samolet An-124-100 Rukovodstvo po tehniczeskoj ekspluatácii Razdel 52 [An-124-100 Airplane Maintenance Manual Part 52] 052.32 - 1 p.

3. Samolet Il-76-TD Instrukcia po tehniczeskoj ekspluatácii, Chast' II glava 22 [Il-76-TD Airplane Maintenance manual Part II Chapter 22] 22-20-0 - 1 p.

4. C-141B COMMAND AIRCRAFT SYSTEMS TRAINING (CAST). - Headquarters Air Mobility Command Maintenance Management and Training Scott AFB, IL, 1994, - 10 p.

5. Open information and computer integrated technologies, №70, National Aerospace University “KhAI”, 2015, «Systematization and Classification of Cargo Door Types of Transport Aircraft by Main Design Features» - 20 p.

6. Open information and computer integrated technologies, №78, National Aerospace University “KhAI”, 2017, “The Method of Constructing the Transport Aircrafts Fuselage Tail Part” – 12 p.

Поступила в редакцию 11.02.2020, рассмотрена на редколлегии 15.02.2020.

### **Метод визначення основних параметрів вантажного люка в хвостовій частині фюзеляжу літаків транспортної категорії**

Розроблено метод визначення основних параметрів для хвостових вантажних люків літаків транспортної категорії. Сформовано перелік початкових даних і викладено методику їх знаходження. Розглянуто приклад на базі існуючого транспортного літака. Такими початковими даними є основна номенклатура транспортованих вантажів для проектованого літака, її габаритні розміри і маса, способи завантаження і швартування, додаткове завантажувальне обладнання. Крім того, необхідні конструктивні, експлуатаційні і нормативні параметри і такі дані, як схема шасі, його система присідання,

вильоти рейсів верхнього завантажувального обладнання для завантаження – розвантаження, траєкторії вантажів при завантаженні і десантуванні, нормативна документація міжнародних регулюючих органів FAR, CS, AP. На основі початкових даних описано принцип формування розмірів вантажної кабіни, розмірів вантажної підлоги і наїзних поверхонь у вигляді рампи з гермотрапом, трапами.

Описано залежності довжини рампи від довжини вантажної підлоги з урахуванням виконання завантажувально-розвантажувальних робіт і десантування. Правильне формування даних параметрів є дуже важливою задачею, від рішення якої напряду залежать експлуатаційні характеристики майбутнього літака. Наведено методику формування пройому вантажного люка, розроблення конструктивно-силової схеми хвостової частини фюзеляжу транспортного літака, її основних силових елементів балки вантажного люка, рампи, вузлів навіски, замків рампи.

Описано взаємозв'язок конструктивно-силової схеми рампи з конструктивно-силовою схемою хвостової частини фюзеляжу, варіанти передачі навантажень, від рампи на каркас. Розглянуто приклади двох типів балок вантажного люка – плоскої і об'ємної, спосіб їх побудови.

Виконано розрахунок графічним методом траєкторій руху крайніх точок габаритних вантажів при завантаженні-розвантаженні, десантуванні. Взяття до уваги положень даних траєкторій дає можливість вибрати потрібний виріз у хвостовій частині фюзеляжу. Виділено особливості при проектуванні задніх вантажних люків, забезпечення котрих дає можливість визначити найбільш оптимальні параметри пройому, типу вантажного люка та його агрегатів.

**Ключові слова:** вантажна кабіна, наклонна підлога, рампа, балка вантажного люка, пройом вантажного люка, силові замки рампи, юбка фюзеляжу, силові шпангоути.

## **Method for Determination of Aft Cargo Door Principal Parameters of Transport Aircraft**

A method has been developed for determining principal parameters for aft cargo door of transport aircraft. A list of input data is given and a technique for finding them is described. An example based on an existing transport aircraft is considered. The following has been used as source data: basic cargo nomenclature to be transported by the designed aircraft, cargo overall dimensions and weight, methods of loading and mooring, loading facilities. More over the design, operational and regulatory parameters are needed, such as landing gear configuration, its bottoming system, extension of rails of the upper equipment for loading/unloading, cargo trajectories during loading and airdropping, codes of the international regulatory bodies such as FAR, CS, AP. Based on the source data, the principle of determining the dimensions of the cargo compartment, cargo floor and the loading sites in the form of a ramp with a pressure bridge, and air stairs is given. The relation between the ramp length and the cargo floor length is described taking into account the loading, unloading and air dropping operations. Correct calculation of these parameters is the most important task, because performance of the future transport aircraft directly depends on the solution. The technique of determining the cargo door opening, development of the load-bearing structure of the transport aircraft fuselage aft section, its main strong elements – the cargo door beam, the ramp, the

attachment units, the ramp locks – is given. The interconnection of the ramp load-bearing structure with the load-bearing structure of the fuselage aft part, the options for transferring loads perceived by the ramp to the frame are described. Examples of two types – flat and volumetric – of the cargo door beams, as well as the method of their assignment are considered. Trajectories of the extreme points of the in-gauge load are determined using graphical method for loading, unloading, and airdropping operations. Taking into account the positions of these trajectories makes it possible to select the desired cutout in the fuselage aft section. While designing the aft cargo doors the main features are highlighted. These features when considered make it possible to determine the most optimal parameters of the cutout, the cargo door type and its components.

**Keywords:** cargo compartment; inclined floor; ramp; cargo door beam; cargo door opening; ramp power locks; fuselage; strong frames.

#### **Сведения об авторах:**

**Коньшев Дмитрий Сергеевич** – ассистент кафедры 103 Национального аэрокосмического университета имени Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: [d.s.konyshev@gmail.com](mailto:d.s.konyshev@gmail.com), ORCID: 0000-0002-4537-532X.

#### **About the Authors**

**Konyshev Dmitriy** – assistant lecturer, Department No.103, |National Aerospace University «KhAI», Ukraine, e-mail: [d.s.konyshev@gmail.com](mailto:d.s.konyshev@gmail.com), ORCID: 0000-0002-4537-532X