

УДК 629.7.01

С.А. Бычков, А.З. Двейрин, В.А. Костюк,  
А.В. Балун, А.И. Рабичев, Д.С. Конышев, В.С. Долгих

## **Метод построения математической модели теории хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории**

*Государственное предприятие «АНТОНОВ»*

Представлен один из методов построения теории хвостовой части фюзеляжа самолетов транспортной категории. Определены основные необходимые исходные данные для начала проектирования грузовой кабины и хвостовой части фюзеляжа с грузовым люком на этапе эскизного проектирования. Представлены основные базовые теоретические линии и методы их построения, необходимые для задания теории хвостовой части. Рассмотрены особенности проектирования теории хвостовой части с фюзеляжем, выполненным в сечении одним радиусом (по форме цилиндра), заданным в сечении двумя радиусами, а также особенности формы хвостовой части фюзеляжа для грузовых люков с герметичной перегородкой и без нее.

**Ключевые слова:** геометрическая форма, теоретическая линия пола, линия максимальных широт, дискриминант, строительная плоскость фюзеляжа, совмещенные сечения, линии теоретического контура фюзеляжа.

На этапе эскизного проектирования определяют форму и облик будущего самолета, в том числе и геометрическую форму его составных частей. Одним из основных элементов конструкции транспортного самолета является фюзеляж, форма и размеры которого напрямую зависят от тактико-технических требований к самолету.

Целью данной работы является разработка метода построения математической модели теории хвостовой части транспортных самолетов, имеющих форму фюзеляжа в сечении в виде окружности, либо описанной двумя радиусами. Разработка данной модели должна обеспечивать возможность создания мастер-геометрии хвостовой части в любой доступной CAD системе (SolidWorks, Siemens NX, Catia и др.)

Исходными данными для построения теории фюзеляжа транспортного самолета являются потребные габаритные размеры грузовой кабины, определяемые на основании технических требований к разрабатываемому самолёту в зависимости от его класса и назначения. Параметры, влияющие на геометрию фюзеляжа, связаны с лётно-техническими и взлётно-посадочными характеристиками самолёта, схемами шасси, крыла, оперения и грузового люка.

В связи с этим разработку геометрической формы фюзеляжа на этапе эскизного проектирования проводят совместно с разработкой компоновки самолёта, его крыла, оперения, шасси, обтекателя шасси и согласуются с их конструктивно-силовыми схемами и теоретическими обводами. Результатом такой разработки является предварительный теоретический чертёж фюзеляжа.

Для разработки предварительного теоретического чертежа фюзеляжа необходимо иметь следующие исходные данные:

### **1. Из ТЗ на самолет:**

#### **1.1 Перечень перевозимых грузов:**

- тип (на поддонах, в контейнерах авиационных или морских, колесная или гусеничная техника, грузы «навалом»);
- габаритные размеры ( $L \cdot W \cdot H$ );
- масса (с указанием центра тяжести (ц.т.));

- наличие груза на рампе, его масса, габаритные размеры и ц.т.

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

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

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

1.5 Требования соответствия нормативным документам CS, FAR, АП и т.п.

## **2. От отделения общих видов:**

2.1 Предварительная компоновка оборудования в Ф-3, Ф-4 с размещением: вспомогательной силовой установки (ВСУ) и топливной системы, управления рулями, системы автоматического регулирования давления (САРД), вытяжных парашютов и их стренгов; БПУ и др.

2.2 Размещение пультов управления в кабине экипажа (КЭ) и в грузовой кабине.

## **3. От отделения и отдела прочности:**

3.1 Расчетное значение давления наддува в грузовой кабине.

## **4. От отдела шасси и гидравлики:**

4.1 Положение порога транспортной кабины относительно земли: высота порога ( $h_{пор.}$ ), угол наклона земли в крайних значениях центровки самолета, а также при взлете и посадке.

## **5. От отделения спецтехники:**

5.1 Траектории и габаритные размеры, совмещенный контур сбрасываемых грузов.

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

5.3 Схема погрузки-выгрузки.

5.4 Схема размещения агрегатов системы сброса грузов (вытяжные парашюты со стренгами, роликовые дорожки, центральный рельс, отбойники, боковые щиты и др.).

5.5 Схема размещения швартовочных узлов в грузовой кабине и на рампе, нагрузки от закрепленных на рампе грузов.

5.6 Нагрузки на рампу от погружаемой техники («грузовые дорожки»).

## **6. Перечень материалов, необходимых для разработки хвостовой части фюзеляжа с грузолоком:**

6.1 Технические и статистические материалы для транспортных самолетов мира, в которых должны быть, кроме технических параметров, и удельные характеристики, типа  $q$ , кг/м<sup>2</sup>,  $q$ , кг/мм, примененные материалы, оригинальные технические решения, патенты по тематике.

На предварительном теоретическом чертеже фюзеляжа изображаются его теоретические обводы в двух проекциях – на виде сбоку и на виде в плане, а также поперечные сечения и кривые, определяющие закон построения геометрической формы фюзеляжа.

Окончательно геометрическая форма фюзеляжа уточняется на математической модели поверхности фюзеляжа после разработки грузового люка и задаётся на теоретическом чертеже в двух проекциях на виде сбоку и на виде в плане, а также эпюрой совмещённых (спроецированных на ось симметрии

фюзеляжа) сечений, выполненных согласно окончательной разбивке дистанций шпангоутов. Соответствие фактических и расчётных аэродинамических характеристик проверяют при продувке математической модели на этапе эскизного проектирования с помощью специальных программных пакетов, а затем – масштабной натурной модели самолёта в аэродинамической трубе.

На рис.1 изображены теоретические обводы фюзеляжа на виде сбоку и на виде в плане, а также схема расположения крыла, шасси и оперения. СПФ – строительная плоскость фюзеляжа. ПСС – плоскость симметрии самолета. Линия 1 – положение земли на стоянке для пустого снаряжённого самолёта. Линия 2 – положение земли при посадке. Линия 3 – положение земли при взлёте самолёта с максимальным взлётным весом. Линия М – линия максимальной ширины. Линия А – линия сопряжения неоднозначно заданных поверхностей фюзеляжа. Лгк – длина грузовой кабины.  $h_{п}$  – высота порога грузовой кабины. Линия пересечения СПФ и ПСФ является осью симметрии фюзеляжа и совпадает с осью X в системе координат самолёта. ТЛП – теоретическая линия пола. Линия В – линия верха, линия Н – линия низа теоретического контура фюзеляжа.

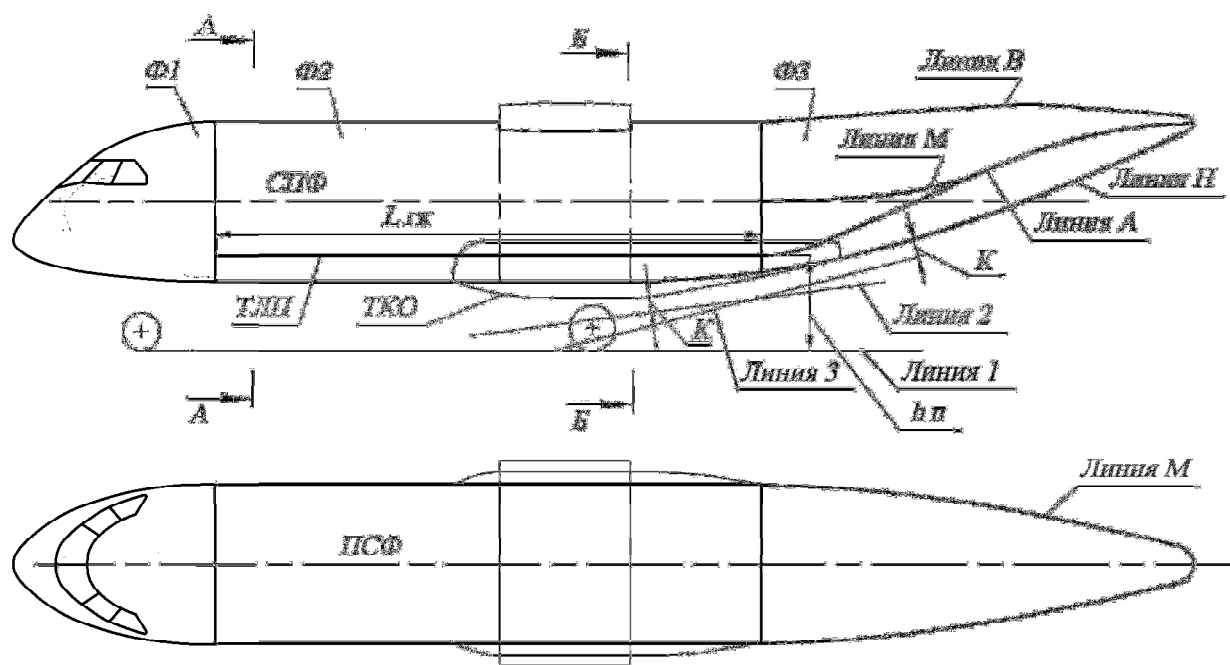


Рис. 1. Теоретические обводы фюзеляжа самолета транспортной категории

А-А (рис.2) – исходное сечение фюзеляжа, задающее его геометрическую форму в соответствии с контуром Г, являющимся огибающей линией совмещённых максимальных сечений номенклатуры грузов, предназначенных для размещения в грузовой кабине самолёта. Минимально допустимые зазоры от конструкции фюзеляжа  $b_{min}$  и  $h_{min}$  диктуют внутренние габаритные размеры грузовой кабины.

Современные транспортные самолёты имеют герметичный фюзеляж, и поэтому внутри грузовой кабины на больших высотах выполняется его наддув. В этом случае фюзеляж рассчитывают на избыточное давление, соизмеримое с давлением в салоне пассажирского самолёта. Такое требование определяет форму поперечного сечения Ф-2 в виде круга. Замкнутая цилиндрическая

оболочка с круглым сечением, как известно, наилучшим образом воспринимает действующую изнутри воздушную нагрузку, так как обшивка работает от наддува только на растяжение и не догружает нормальные шпангоуты, предназначенные для удержания формы фюзеляжа и восприятия сил, действующих на фюзеляж. И хотя Ф-2 не может быть выполнена полностью в виде цилиндра (в зоне перехода Ф-2 на Ф-3, ниши шасси и отсека крепления крыла), круг в поперечном сечении Ф-2 способствует выполнению технической задачи по проектированию фюзеляжа с минимальным весом и наиболее высоким ресурсом.

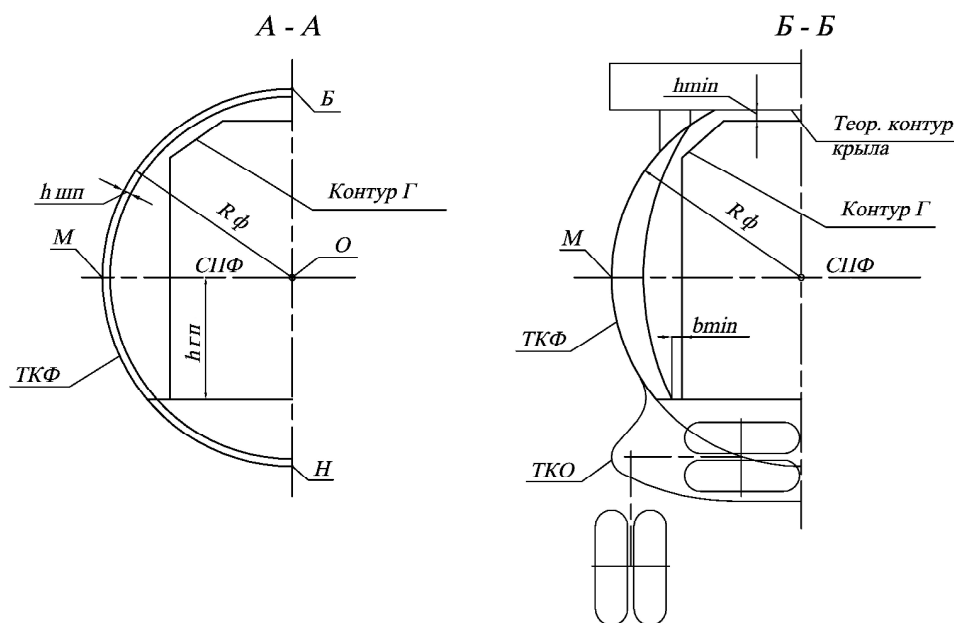


Рис. 2. Исходное сечение фюзеляжа

На рис.2 изображены сечения средней части фюзеляжа, выполненные в виде круглого цилиндра. Точка О – проекция оси симметрии фюзеляжа (линии пересечения СПФ и ПСС). Круг, описанный вокруг контура Г из точки О, является нормальным сечением Ф-2 с диаметром фюзеляжа  $2R_{\phi}$ . При определении величины  $R_{\phi}$  необходимо руководствоваться его минимумом для обеспечения наименьшего поперечного сечения Ф-2 (в целях уменьшения веса и лобового сопротивления фюзеляжа) и достаточностью  $h_{шп}$  – строительной высоты силового шпангоута, воспринимающего и передающего нагрузки от крыла и шасси самолёта.

В результате пересечения СПФ с теоретическим контуром в сечении средней части фюзеляжа получаем точку М, которая является точкой максимальной ширины. Линия максимальной ширины – геометрическое место точек М. В горизонтальной проекции линия максимальной ширины совпадает с боковой линией теоретического контура Ф-2. В вертикальной проекции линия максимальной ширины полностью или частично совпадает со строительной плоскостью фюзеляжа. Точки В и Н в месте пересечения теоретического контура с плоскостью симметрии фюзеляжа образуют верхнюю и нижнюю линии теоретического обвода фюзеляжа.

Внутренние габаритные размеры грузовой кабины в нормальном сечении Ф-2 определяются строительной высотой нормальных шпангоутов  $h_{шп}$  и величиной

$h_{гп}$ , заданной в сечении А-А. Однако функциональные возможности грузовой кабины самолёта по размещению в ней грузов зависят не только от сечений А-А и Б-Б, но и от схемы и конструктивного исполнения грузового люка, определяющих геометрическую форму хвостовой части фюзеляжа и необходимый проём для обеспечения десантно-транспортных задач.

Боковая, верхняя и нижняя линии теоретического контура фюзеляжа задаются сопряжением прямых и кривых второго порядка. Теоретический контур фюзеляжа в поперечном сечении задаётся сопряжением кривых второго порядка.

На рис.3 изображено сечение средней части фюзеляжа, выполненной в виде круга с радиусом  $R_{ф}$ . Кривая, ограниченная точками М и В, как известно, может быть задана двумя касательными и дискриминантом  $F=ab/av$ . Вв и Мв – касательные к кривой в точках В и М. Точка а делит отрезок прямой МВ пополам. Условие плавности сопряжения участков кривых МВ и МН – общая касательная вМн, проходящая через точку М. Кривая, составленная из четырёх сопряжённых участков кривых МВ, ВМ, МН и НМ с дискриминантами  $F=0,4142$  при условии, что  $МО=ВО=НО$ , является замкнутой дугой окружности с радиусом  $R_{ф}=ОМ=ОВ=ОН$ . При изменении величины дискриминантов  $F$  кривизна линии МВ уменьшается или увеличивается. Предельными значениями дискриминантов являются  $F=0$  и  $F=1$ , которым соответствуют отрезок прямой МВ и сопряжение отрезков прямых Мв и вВ. Геометрическая форма Ф-3 задаётся линиями В, Н, М, А путём трансформации исходного сечения в точке подъёма линии В и определяется в соответствии с аэродинамическими характеристиками, схемой грузового люка и шасси самолёта.

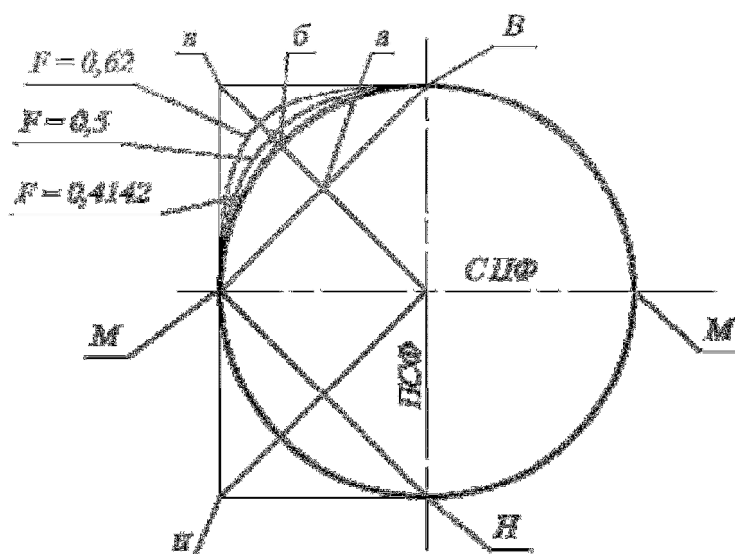


Рис.3. Сечение средней части фюзеляжа в регулярной зоне

На рис. 4 изображены вертикальная и горизонтальная проекции Ф-2 и Ф-3. Линия 2 – уровень земли при посадке самолёта, линия 3 – уровень земли при взлёте с максимальным весом. К – клиренс самолёта.

Если задать нормальную часть Ф-2 до сечения Б-Б, то далее и в Ф-3 область построения линии точек Н будет ограничиваться тремя касательными, одна из которых является продолжением линии точек Н нормальной части Ф-2, а две другие – прямыми, проведёнными параллельно линиям 2 и 3 на расстоянии К.

Точно так же линия 2 ограничивает область построения теоретического контура обтекателя шасси.

Угол  $f$  – угол подъёма нижней линии теоретического контура хвостовой части фюзеляжа, т. е. угол между горизонталью и касательной к точке максимальной кривизны, если линия точек  $H$  задана одной кривой, либо угол между горизонталью и касательной (или прямой), соединяющей две кривые. Геометрия линии точек  $H$  и величина угла  $f$  транспортного самолёта зависят, с одной стороны, от требования обеспечения необходимого проёма в хвостовой части фюзеляжа, а с другой – от предельных значений угла  $f$ , при которых срыв потока на нижней поверхности  $\Phi-3$  ведёт к увеличению индуктивного сопротивления фюзеляжа.

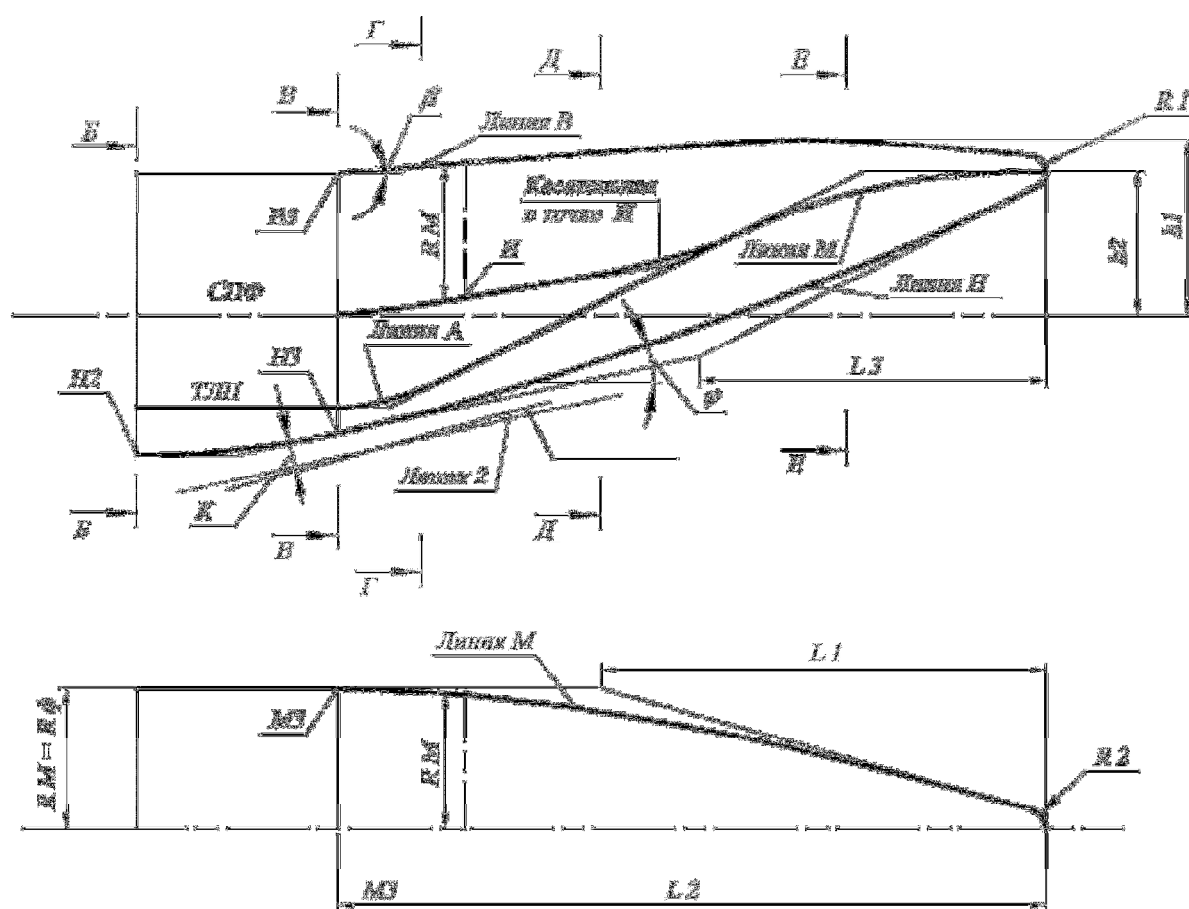


Рис.4. Вертикальная и горизонтальная проекции  $\Phi 2$  и  $\Phi 3$

Верхняя линия теоретического контура фюзеляжа может быть ограничена двумя касательными, одна из которых проведена через точку ВЗ под углом  $\beta$ , а другая является горизонталью на размере  $h_1$  от СПФ. Угол  $\beta$  и размер  $h_1$  имеют свои предельные значения, так как их увеличение ведёт к росту мидельного сечения фюзеляжа и его лобового сопротивления. Размером  $h_2$  задаётся верхнее положение линии максимальной ширины, на которой может находиться центр окружности с радиусом  $R_1$ , плавно сопрягающимся с линиями точек В и Н.

На горизонтальной плоскости проекции теоретический контур фюзеляжа (боковая линия), совпадающий с проекцией линии точек М в хвостовой части фюзеляжа, может быть задан, например, кривой с дискриминантом  $F_m$ ,

ограниченной двумя касательными, первая из которых выходит из точки М3, является продолжением линии точек М средней части фюзеляжа, а вторая, сопрягаясь с радиусом R2, пересекается с первой на размере L1.

Переход линии точек Н средней части фюзеляжа из прямой в кривую второго порядка приводит к трансформации поперечных сечений на участке В2 – В3 из-за невозможности их образования одним радиусом.

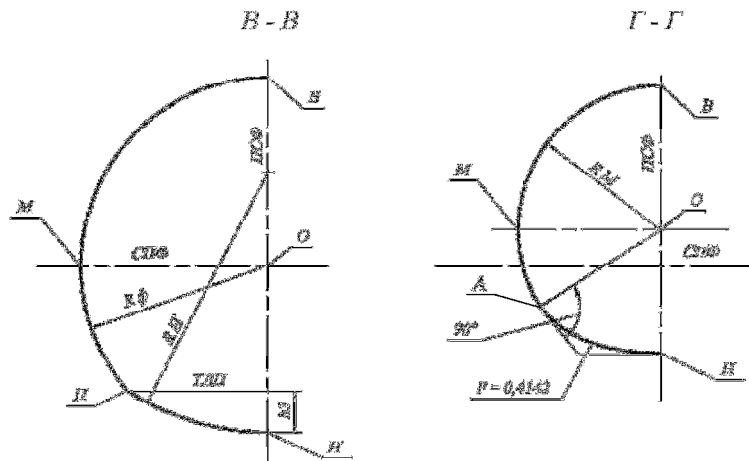


Рис. 5. Трансформация скулы в зоне Φ3

Если поверхность Φ-2 построена в виде цилиндра с радиусом Rф (рис. 5) до пересечения с ТЛП, то нижнюю поверхность целесообразно задавать вписанными радиусами Rн между точками Н и П для восприятия полем боковой силы от наддува в месте стыка пола и поверхности, образованной радиусами различной величины. Скулу, образованную в точке П, вследствие того, что верхняя и нижняя поверхности в ней имеют отдельную касательную, в Φ-3 необходимо трансформировать в плавное сопряжение верхней и нижней поверхностей фюзеляжа. Плавность стыка нижней и верхней поверхностей фюзеляжа по линии точек А может быть обеспечена при условии их общей касательной в точке А в любом промежуточном сечении.

Так как участок кривой ВМА (сечение Г-Г на рис. 5) является дугой окружности с радиусом Rм и центром О, то касательной в точке А будет перпендикуляр, проведённый к отрезку прямой АО. Величина дискриминантов дуг, заключённых между точками А и Н, может быть постоянной величиной F=0,4142 или соответствовать графику величин Fн, заданному по оси X на основе линейного или криволинейного закона.

Строительную высоту низа порогового шпангоута h3 в сечении В-В по стыку Φ-2 и Φ-3 выбирают из условий прочности и конструктивной компоновки составных частей грузового люка.

Линия точек М на виде сбоку задаётся плавным сопряжением с СПФ (рис.4). Линия точек А задаётся плавным сопряжением с ТЛП и линией точек М.

При условии задания минимальной поверхности Φ-3 заужение фюзеляжа на виде в плане начинается с порога грузовой кабины. В этом случае, если участок линии В – прямая линия, часть кривой линии А до заданной точки И является производной, т. е. геометрическим местом начала радиусов М. Касательная в точке И является одним из исходных данных для построения линии точек М.

Таким образом, поверхность хвостовой части фюзеляжа, ограниченная линиями М и А, задаётся дугами окружностей с радиусом Rм. Поверхность,

ограниченная линией В и линией М до точки И, задаётся дугами окружностей с радиусом  $R_m$ . Поверхность, ограниченная линиями Н, А и М, задаётся кривыми второго порядка с дискриминантом  $F=0,4142$ . Поверхность, ограниченная линией В и линией М, с точки И задаётся кривыми второго порядка с дискриминантом  $F=0,4142$ .

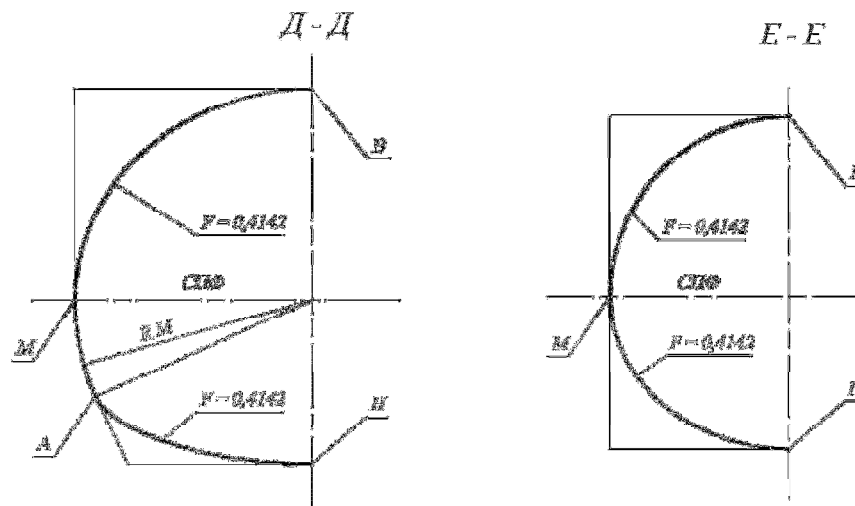


Рис. 6. Переход в зоне ФЗ от кривых, заданных окружностями с радиусом  $R_m$ , к кривым второго порядка, заданными дискриминантом  $F=0,4142$

Теория на рис. 4, 5, 6 задана из условия минимальных поперечных сечений и неприменима для схем грузовых люков с крупногабаритными подвижными агрегатами, убираемыми при открытии внутрь фюзеляжа.

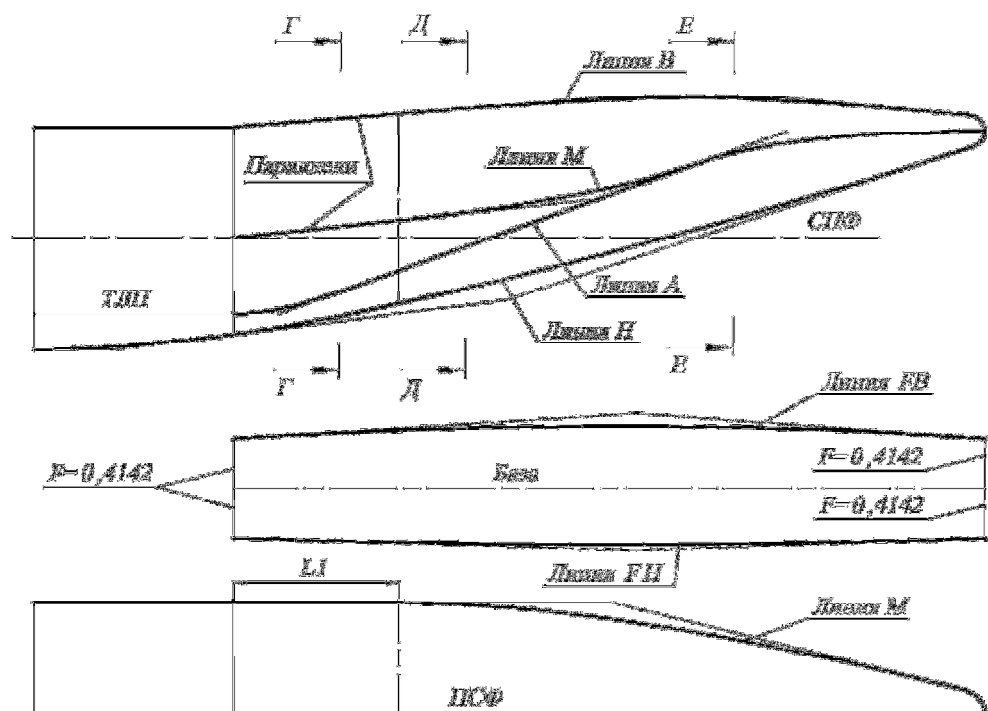


Рис. 7. Теория хвостовой части фюзеляжа для схемы грузового люка с цельной герметичной створкой

При использовании схем грузовых люков с подвижной гермоперегородкой (гермошток, гермошторка, гермотрап) внутри грузовой кабины такая теория позволяет задать геометрическую поверхность  $\Phi$ -З в герметичной зоне с сечениями в виде круга или близкими к нему. Это способствует наилучшему восприятию конструкцией фюзеляжа избыточного давления и улучшения аэродинамических характеристик. В негерметичной зоне необходимое пространство для размещения подвижных агрегатов грузового люка при его открытии формируется путём задания соответствующих графиков дискриминантов  $F_v$  и  $F_n$ . При этом увеличение поверхности фюзеляжа компенсируется упрощением отсека створок грузового люка и улучшением его функциональных возможностей (например, размещением цельной створки внутри хвостовой части фюзеляжа при открытии грузового люка). Такая схема грузового люка и, соответственно, теория хвостовой части сегодня является наиболее распространенной и очень часто применяется на современных транспортных самолетах ввиду относительной простоты ее конструкции (С-17, А-400М, КС-390 и др.).

На рис. 7 и 8 задана теория  $\Phi$ -З с возможностью трансформации её сечений путём задания закономерности изменения дискриминантов  $F_v$  и  $F_n$ . При этом на участке L1 верхняя поверхность  $\Phi$ -З может быть задана радиусами  $R_\phi$ .

Формирование необходимой поверхности  $\Phi$ -З, соответствующей заданным техническим требованиям и выбранной схеме грузового люка, осуществляется подбором конфигурации теоретических линий В, Н, А, М и линий  $F_v$  и  $F_n$  графика дискриминантов поперечных сечений.

Из рис. 7 и 8 видно, что поверхность  $\Phi$ -З, ограниченная линиями Н, А и М, в поперечных сечениях формируется кривыми второго порядка с дискриминантом  $F_n$ . Поверхность, ограниченная линиями А и М, формируется радиусами  $R_M$ , при этом на участке L1  $R_M = R_\phi$ . Поверхность, ограниченная линиями М и В, на участке L1 в поперечных сечениях образуется радиусом  $R_\phi$  и далее – кривыми второго порядка с дискриминантом  $F_v$ .

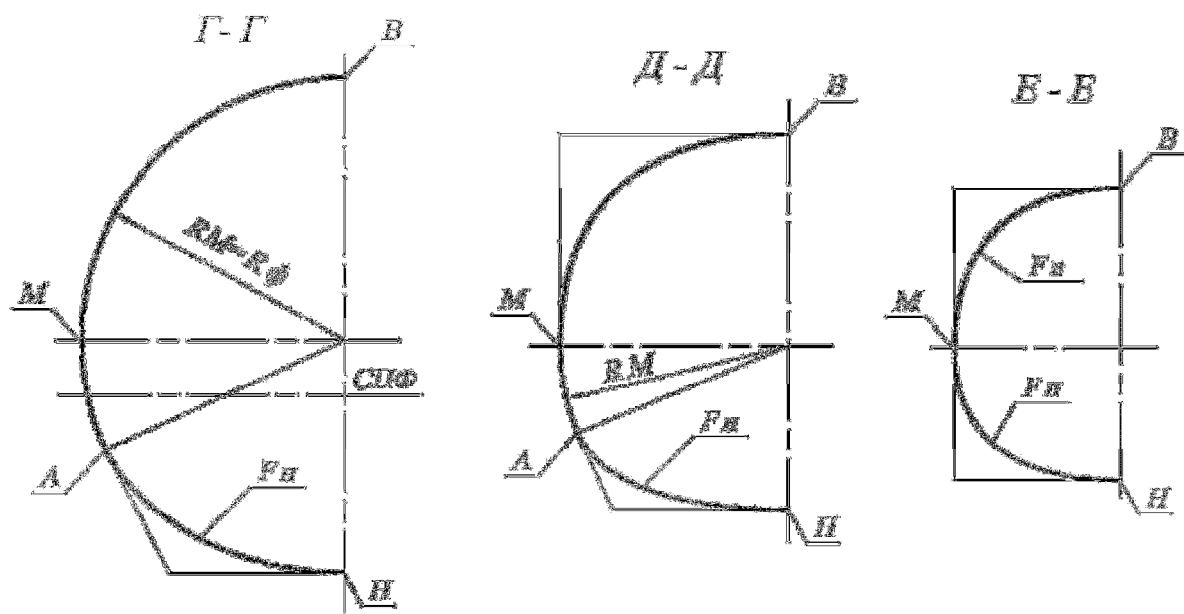


Рис. 8. Трансформация сечений в зоне  $\Phi$ З для схемы грузового люка с цельной герметичной створкой

Реализацией метода служит пример построения теории хвостовой части легкого транспортного самолета, показанного на рис. 9 – 10. Предварительно определившись с типом самолета, схемой и конструкцией грузового люка, на первом этапе в трех проекциях изображаются обводы будущей теории, а именно: линии В, Н, А и М, затем прорисовываются эпюры поперечных сечений по каждому из шпангоутов (рис. 9.). Это делается в целях предварительной оценки проема грузового люка в хвосте, а также получения исходных данных для создания мастер-геометрии. Как правило, данный этап заканчивается выпуском теоретического чертежа (ТЧ), в котором указана минимально необходимая информация для создания мастер-геометрии. Особенностью данного чертежа является то, что помимо графики и технических требований в нем должны быть указаны параметры основных линий и обводов, которые обычно выглядят в виде параметрических таблиц на поле чертежа.

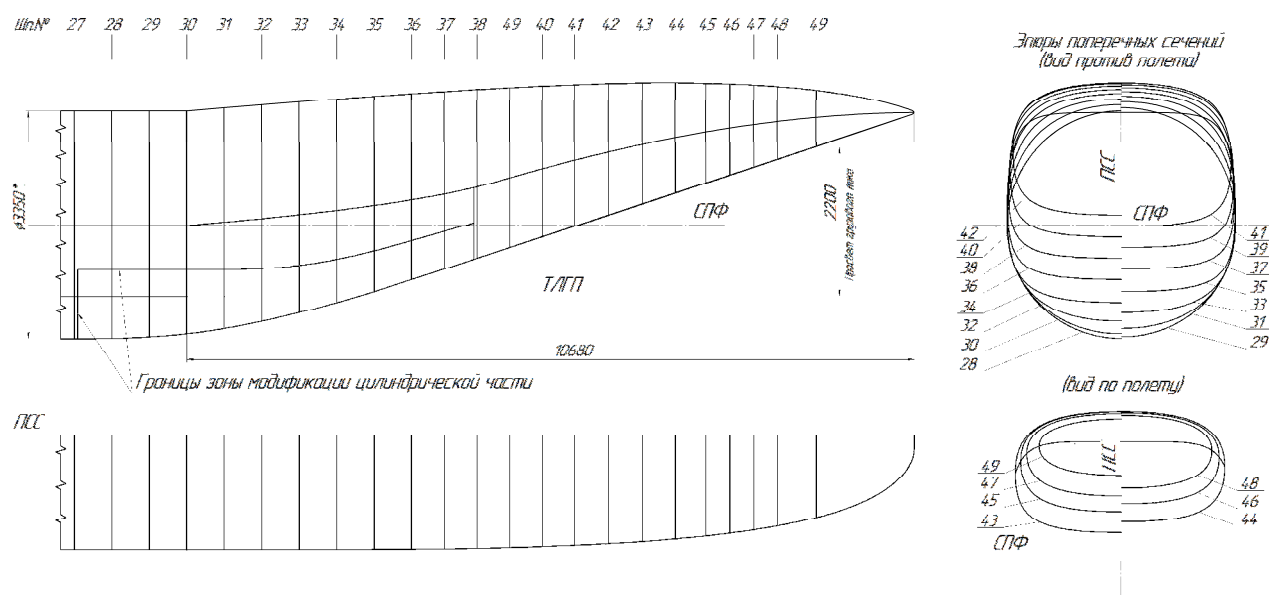


Рис. 9. Чертеж теории хвостовой части фюзеляжа легкого транспортного самолета.

При создании мастер-геометрии (рис. 10) исходные поверхности строятся по базовым линиям согласно ТЧ. Но, как правило, в нем можно задать не все параметры создаваемой поверхности, а только конкретных опорных линий. Поэтому такая поверхность, как правило, имеет небольшие искажения в виде впадин и выпуклостей. В этом случае теория требует редактирования и приведения в соответствующий вид, с возможными внесениями изменений в ТЧ. В противном случае дальнейшие исследования с использованием данной модели будут иметь большую погрешность и неточность.

В целом весь процесс создания хвостовой части транспортного самолета можно разделить на определенные этапы, начиная с разработки схемы самолета и заканчивая выпуском рабочей документации. При этом на определенных из них будут находиться контрольные точки, которые требуют принятия решений: переход к следующему шагу или возврат для изменения исходных данных (рис. 11).

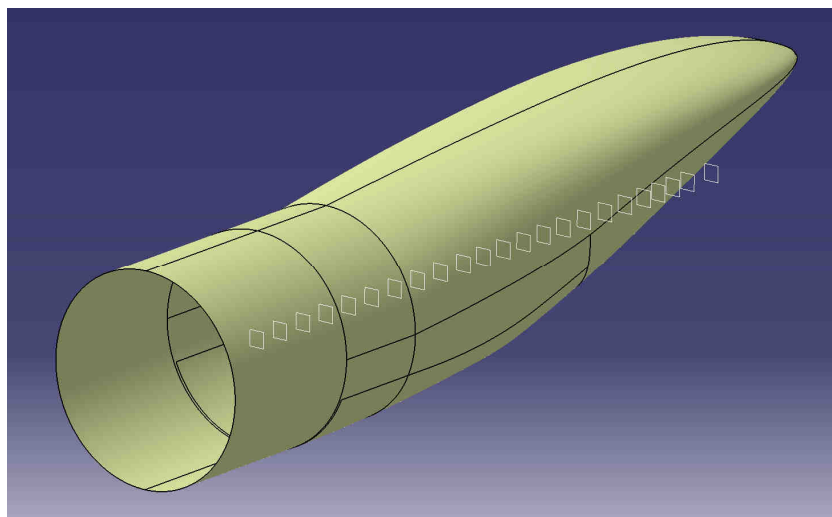


Рис. 10. Мастер-геометрия теории хвостовой части фюзеляжа легкого транспортного самолета.

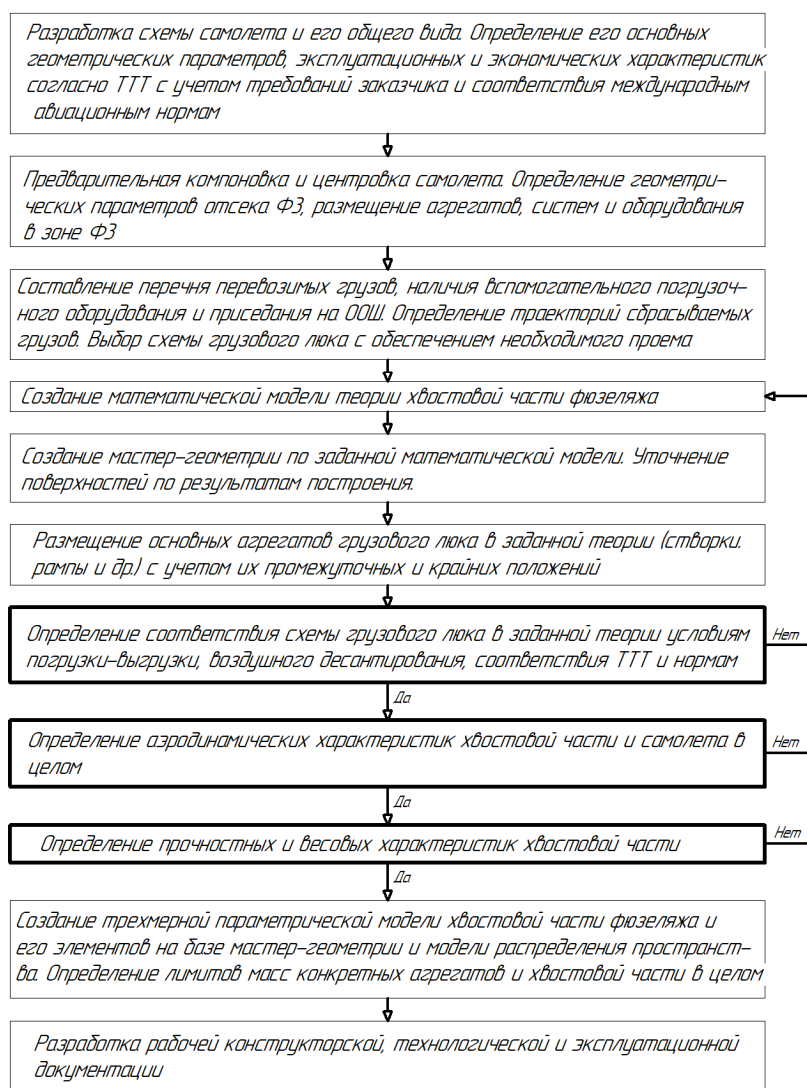


Рис. 11. Структурная схема этапов разработки хвостовой части фюзеляжа самолета транспортной категории

## Выводы

Разработан метод построения геометрической формы хвостовой части фюзеляжа самолета транспортной категории, позволяющий задать теорию хвостовой части на этапе эскизного проектирования. Метод обладает преимуществом в том, что дает возможность использования различных вариантов схем грузовых люков с минимальным количеством исходных данных. При этом учтены особенности конкретных схем грузовых люков и формы сечения фюзеляжа в регулярной зоне. Это дает возможность на начальном этапе задать теорию хвостовой части самолета либо под конкретно выбранную схему грузового люка и формы фюзеляжа, либо построить адаптивную теорию с возможностью ее изменения под конкретную схему грузового люка, выбранную при проработках на следующих этапах проектирования.

Недостатком данного метода является то, что нельзя на начальном этапе задать теорию хвостовой части фюзеляжа, которая будет применима абсолютно ко всем схемам грузовых люков и являться установившейся без последующих изменений. Для получения конечного результата при использовании данного метода однозначно необходима адаптация начально принятой теории под конкретно заданную схему грузового люка, как правило, итерационно.

Данный метод позволяет получить исходные теоретические обводы хвостовой части фюзеляжа на начальном этапе проектирования в целях определения омываемых площадей наружной оболочки фюзеляжа, определения ее формы, что дает возможность рассчитать предварительные аэродинамические, весовые и эксплуатационные характеристики проектируемого самолета. При этом метод позволяет выполнить несложную адаптацию исходной теории посредством изменения дискриминантов.

## Список литературы

1. Кива, Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории. Ч. 2 / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – ГП «Антонов», Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2014.
2. Лепяхов, Ю.С. Построение геометрической формы фюзеляжа / Ю.С. Лепяхов. – АНТК «Антонов» 2012. – С. 18.
3. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 368 с.
4. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с. 6. Самолет Ан-26. Техническое описание. Кн. 2. Конструкция самолета – 2-е изд. В/О Авиаэкспорт-СССР-Москва. – С. 19, 20.
5. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; под ред. Г. В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 534 с.

Поступила в редакцию 19.12.2017

## **Метод побудови математичної моделі фюзеляжу теорії хвостової частини літаків транспортної категорії**

Наведено один із методів побудови теорії хвостової частини фюзеляжу літаків транспортної категорії. Визначено основні вихідні дані для початку проектування вантажної кабіни і хвостової частини фюзеляжу з вантажним люком на етапі ескізного проектування. Подано основні базові теоретичні лінії і методи їх побудови, необхідні для задання теорії хвостової частини. Розглянуто особливості проектування теорії хвостової частини з фюзеляжем, виконаним у поперечному розрізі одним радіусом (у формі циліндра), двома радіусами, а також особливості форми хвостової частини фюзеляжу для вантажних люків з герметичною перегородкою і без неї.

**Ключові слова:** геометрична форма, теоретична лінія підлоги, лінія максимальних широт, дискримінант, будівельна площа фюзеляжу, суміщені розрізи, лінії теоретичного контуру фюзеляжу.

## **The Method of Constructing the Theory of the Transport Aircrafts Fuselage Tail Part**

One of the methods of constructing the theory of the fuselage tail part of transport aircraft is presented. The basic initial materials for the beginning designing of a cargo cabin and a fuselage tail part with a cargo door at a stage of sketch designing are determined. The basic theoretical lines and methods of their construction which are necessary for the theory of the tail part are presented. The features of designing the theory of the tail part with a fuselage made in cross section by one radius (the shape of a cylinder), built in a cross section by two radius, as well as features the shape of the fuselage tail part for the cargo doors with a hermetic bulkhead and without it are considered.

**Keywords:** geometrical shape, theoretical floor line, maximum width line, discriminant, fuselage construction plane, combined cross sections, fuselage theoretical contour lines.

### **Сведения об авторах:**

**Бычков Сергей Андреевич** – д-р техн. наук, профессор, технический директор – главный инженер, ГП «Антонов», Украина.

**Двейрин Александр Захарович** - кандидат техн. наук, главный конструктор, ГП «Антонов», Украина.

**Костюк Валерий Александрович** – главный конструктор, ГП «Антонов», Украина.

**Балун Александр Владимирович** – нач. отдела компьютерных проектов механизации фюзеляжа, ГП «Антонов», Украина.

**Рабичев Александр Ионович** – инженер-конструктор 1к., ГП «Антонов», Украина.

**Конышев Дмитрий Сергеевич** - инженер-конструктор 2к., ГП «Антонов», Украина.

**Долгих Вячеслав Сергеевич** - инженер-конструктор 3к., ГП «Антонов», Украина.