

УДК 629.735.33

Концептуальное проектирование тяжелого транспортного самолета нового поколения

Крутов А.А.*, Пигусов Е.А., Чернавских Ю.Н., Черноусов В.И.**

Центральный аэрогидродинамический институт

имени профессора Н.Е. Жуковского, ЦАГИ,

ул. Жуковского, 1, Жуковский, 140180, Россия

**e-mail: alexander.krutov.90@gmail.com*

***e-mail: evgeniy.pigusov@tsagi.ru*

Аннотация

В статье представлены результаты исследований по формированию технической концепции тяжелого транспортного самолета «Слон», предназначенного для замены самолета Ан-124 в нише грузовых авиаперевозок. Проведен выбор основных параметров аэродинамической компоновки. Представлены предварительные аэродинамические характеристики и весовые сводки разработанных вариантов компоновки. Приведены расчетные оценки летно-технических и взлетно-посадочных характеристик.

Ключевые слова: концептуальное проектирование, транспортный самолет, генеральные грузы, аэродинамическая компоновка, летно-технические характеристики

Введение

Рамповые грузовые самолеты типа Ан-124 являются незаменимым средством транспортировки различных крупногабаритных грузов и техники, что подтверждается опытом их применения для обеспечения военной операции в Сирии и многолетней эксплуатацией в гражданских перевозках нестандартных грузов.

Интенсивное использование самолетов Ан-124 в ВКС РФ и авиакомпаниях рано или поздно приведет к выработке ресурса планера (даже с учетом его продления), и, следовательно, их выводу из эксплуатации. Остро стоит вопрос силовой установки – производство ТРДД Д-18Т, которое велось на Украине, было практически прекращено в первой половине 90-х гг. Предполагается, что на рубеже 2020-2030 гг. будет создан отечественный двигатель в классе тяг 28-35 тс (ПД-30 либо семейство ПД-35 [1]).

Попытки возобновить производство Ан-124 потерпели неудачу [2]. Принимая во внимание техническое и моральное устаревание (аэродинамика, конструкция, материалы и технологии производства уровня конца 70-х гг.; рост габаритов перевозимой техники и грузов; сравнительно высокий расход топлива), восстанавливать его серийное производство становится нецелесообразно.

Таким образом, существуют предпосылки к разработке нового самолета – «современной версии Ан-124», с улучшенными характеристиками, использованием новейших технологий и последних достижений аэродинамики, конструирования, материаловедения, систем управления [3, 4, 5].

Очевидно, что такой самолет окажется весьма дорогим при мелкосерийном производстве для удовлетворения потребностей ВКС РФ в самолетах данного класса. Снижения стоимости производства можно добиться путем увеличения объема заказов за счет обеспечения привлекательных для гражданских грузовых авиаперевозчиков характеристик самолета. Авиакомпании, специализирующиеся на перевозке генеральных грузов, используют грузовые модификации пассажирских самолетов – «фрейтеры» (например, Ту-204С, Airbus A330-200F, Boeing 777F, 747-8F), либо конвертированные пассажирские самолеты, неконкурентные на нынешних пассажирских перевозках (например, устаревшие модели Airbus A320, Boeing 737). Лишь некоторые авиакомпании используют для грузоперевозок рамповые грузовые самолеты. Наиболее известной из них является ГрК «Волга-Днепр», эксплуатирующая Ил-76ТД-90ВД и Ан-124-100. Данные самолеты изначально проектировались под военные требования, и вследствие этого они проигрывают в эффективности регулярных контейнерных грузоперевозок «фрейтерам». Размеры грузовой кабины Ан-124 не позволяют реализовать максимальную коммерческую нагрузку при полном заполнении её объема генеральными грузами. Вместе с тем, Ан-124 способен перевозить широкую номенклатуру крупногабаритных грузов, в том числе моногрузов с массой около 100 т, что является его основным конкурентным преимуществом в сравнении с «фрейтерами».

Перспективный тяжелый транспортный самолет с условным обозначением «Слон» (далее – ТТС «Слон») должен стать адекватной заменой Ан-124 для ВКС РФ и в тоже время быть привлекательным для гражданских грузовых авиаперевозчиков

– обладать экономичностью перевозки генеральных грузов, сравнимой с грузовыми вариантами пассажирских самолетов.

ТТС «Слон» предназначен для перевозки широкой номенклатуры грузов, в том числе тяжелых и негабаритных. Исходя из этого, а также особенностей эксплуатации Ан-124-100 и грузовых вариантов пассажирских самолетов (Boeing 777F, 747-8F; A330-200F и др.), были определены следующие концептуальные требования:

- Транспортировка 150 т коммерческой нагрузки на дальность 7000 км, максимальная коммерческая нагрузка – 180 т;
- Скорость крейсерского полета 850-870 км/ч (число $M=0.8-0.82$), высота полета 9-12 км;
- Взлетная дистанция 2500-3000 м;
- Возможность перевозки номенклатуры грузов Ан-124, негабаритных грузов, моногрузов массой до 150 т;
- Двухрамповая схема загрузки (передняя и задняя ramпы);
- Съёмный второй ярус грузовой кабины с регулируемой высотой для более полного использования объема грузовой кабины при перевозке различных контейнеров и паллет, либо одновременной перевозке техники и личного состава;
- Встроенные устройства для механизированной загрузки и разгрузки контейнеров и паллет;
- Встроенные съёмные тельферы с максимальной грузоподъемностью 30 т;

- Время загрузки (полная загрузка генеральными грузами) – 1-2 часа;
- Время загрузки моногруза массой 150 т – 4-6 часов;
- Использование современной авионики и самолетных систем;

Методы и методология исследования

Общая компоновка ТТС «Слон» сформирована с использованием известных инженерных методов, изложенных в [6, 7, 8], и учетом характеристик самолетов-аналогов Ан-124-100, Ан-225 [9] и Boeing 747-8F [10].

Параметрические расчеты по выбору рациональных значений основных геометрических и массовых параметров компоновки ТТС на этапе формирования облика самолета выполнены в комплексной программе выбора параметров компоновки ЛА, основанной на использовании инженерных методов расчета, применяемых в ЦАГИ (например, методика оценки основных аэродинамических характеристик [11]). В основе программы лежит известное уравнение существования самолета (уравнение весового баланса). Решение этого уравнения осуществляется итерационным методом. Блок-схема программы показана на рис.1. В качестве допущения принято, что расходы топлива перспективного двигателя типа ПД-35 соответствуют нынешнему уровню.

Оценка возможности базирования на ВПП, соответствующих заданным условиям базирования (классы А, Б), проведена по методу ACN/PCN [12].

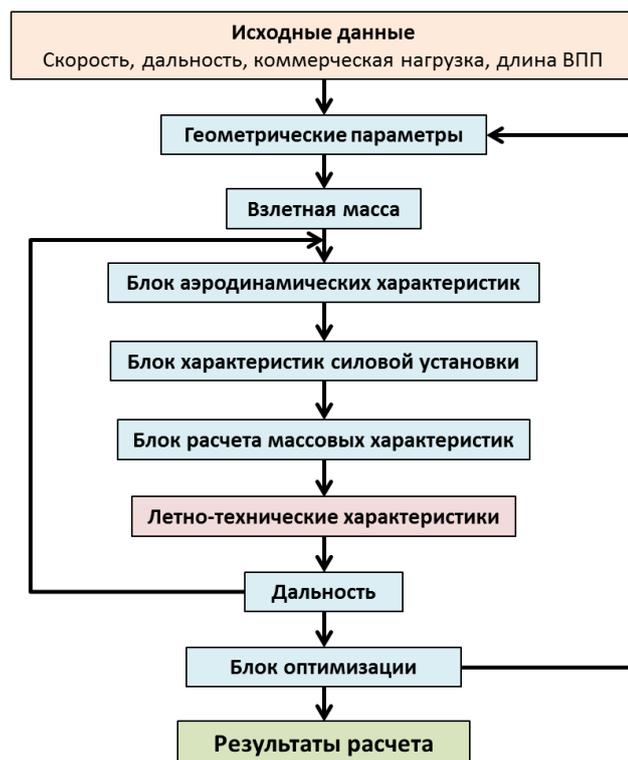


Рисунок 1 – Блок-схема комплексной программы ЦАГИ по выбору параметров компоновки

Выбор параметров компоновки ТТС «Слон»

На начальном этапе определения облика летательного аппарата критическим моментом является выбор аэродинамической схемы, удовлетворяющей заданным концептуальным требованиям. Из истории авиации известно большое разнообразие аэродинамических схем [13, 14], но дальнейшее развитие в современных исследованиях применительно к транспортной авиации получили следующие: нормальная схема, интегральные схемы типа «Blended Wing Body» (BWB), «Hybrid Wing Body» (HWB), составное крыло, двухфюзеляжная схема.

Интегральные компоновки транспортных самолетов типа «Blended Wing Body» (BWB), проработки которых ведутся в мире с 1980-х гг. [15], теоретически

позволяют обеспечить высокое аэродинамическое качество ($K \leq 24$), но при этом под вопросом находится масса конструкции (особенно пассажирских/грузовых отсеков) работающей при внутреннем избыточном давлении, чему посвящаются отдельные исследования [16, 17]. Отсутствие оперения и малое плечо органов управления по тангажу негативно сказываются на диапазоне эксплуатационных центровок и балансировочном сопротивлении (снижается крейсерское аэродинамическое качество). Дополнительной проблемой является сложная пространственная форма внешних поверхностей BWB, трудоемкая в производстве. Дальнейшее развитие схемы BWB с добавлением оперения – «Hybrid Wing Body» (HWB) [18] снижает остроту проблем с балансировкой и диапазоном центровок, но остаются вопросы технологий производства и обеспечения прочности фюзеляжа некруглого сечения с наддувом.

Аэродинамическая схема «составное крыло», которую одним из применил В. Бурнелли (V. Burnelli) в своих самолетах (например, UB-14), в настоящее время получила наибольшее распространение при создании экранопланов. Например, данная схема использована специалистами ЦАГИ в проекте сверхтяжелого транспортного самолета/экранолета наземного базирования [19, 20]. Применение схемы «составное крыло» обеспечивает ему сравнительно небольшие габариты (размах крыла ≤ 95 м) при значительной коммерческой нагрузке 500 т (48 стандартных морских контейнеров), но высокая эффективность обеспечивается только в условиях влияния близости земли при умеренном числе $M=0.4$.

Оптимизация компоновки для полета на высоте 10-11 км с числом $M=0.8$ приведет к схеме, схожей с HWB и аналогичными недостатками.

Определенным потенциалом обладает двухфюзеляжная схема в приложении к транспортным самолетам [6, 14, 21, 22]. Она позволяет снизить габариты в сравнении с однофюзеляжным самолетом схожих характеристик и обладает уникальной возможностью подвески различных негабаритных грузов под крылом между фюзеляжами. Свежим примером использования такой возможности является авиационно-космическая система «Stratolaunch» [23]. Основными проблемами возможных ТТС двухфюзеляжной схемы являются: большая колея шасси, затрудняющая маневрирование на аэродромах; необходимость поперечной балансировки при неравномерной загрузке фюзеляжей; обеспечение безопасной посадки с боковым ветром.

Аэродинамическая схема тандем (вариация – «дуплан») позволяет сократить поперечный габарит самолета за счет распределения несущей площади между двумя крыльями, но обладает рядом недостатков [13]: сниженная продольная динамическая устойчивость, ухудшенные инерционные характеристики в канале тангажа, необходимость дополнительных усилений конструкции фюзеляжа, повышенное балансирующее сопротивление, увеличение затрат на производство (необходима оснастка для изготовления двух крыльев).

Нормальная аэродинамическая схема, используемая на подавляющем большинстве современных гражданских самолетов, хорошо зарекомендовала себя в эксплуатации и при должном уровне проектирования позволит обеспечить на

рамповом грузовом самолете размерности ТТС «Слон» крейсерское аэродинамическое качество около 18.5-19 единиц, что в совокупности с перспективными двигателями обеспечит требуемые характеристики дальности и топливной эффективности.

Для дальнейшей проработки ТТС «Слон» принята нормальная аэродинамическая схема, подобная самолету Ан-124 – высокоплан с расположенным на фюзеляже горизонтальным оперением и однокилевым вертикальным оперением. В компоновке ТТС «Слон» предполагается применить следующие новшества: крыло большого удлинения ($\lambda \geq 10$) и повышенного сужения ($\eta \approx 4$) с современными сверхкритическими профилями, ТРДД с большой степенью двухконтурности (разрабатываемый ПД-35), съемный второй ярус грузовой кабины, современные металлические и полимерные композиционные материалы, и другие перспективные технологии.

Компоновка фюзеляжа ТТС «Слон» (рис.2) разработана с сохранением технических решений, использованных на самолете-прототипе Ан-124:

- Два грузовых люка с рампами-гермошторками (позволяет избежать загазованности грузового отсека при загрузке техники своим ходом; позволяет проводить загрузку и выгрузку одновременно);
- Верхняя палуба с кабиной экипажа, каютами сменного экипажа и кабиной сопровождающего персонала.

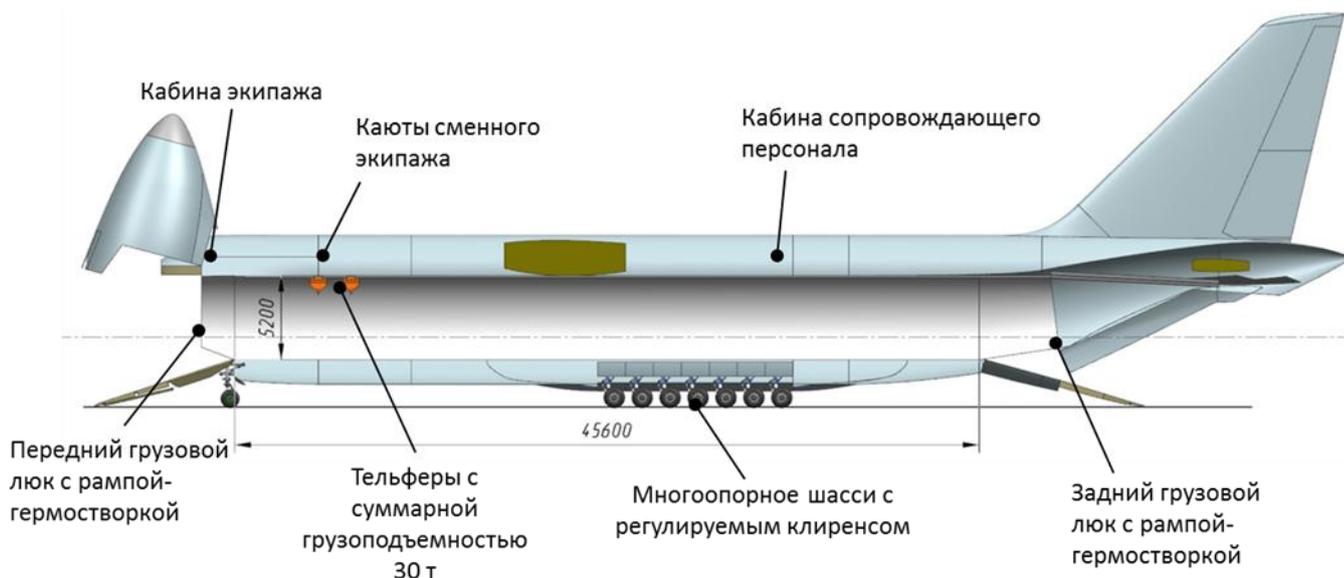


Рисунок 2 – Компоновка фюзеляжа ТТС «Слон»

Исходя из транспортных задач предложено 2 варианта поперечного сечения (рис.3). Сечения образованы пересечением дуг окружностей разного радиуса.

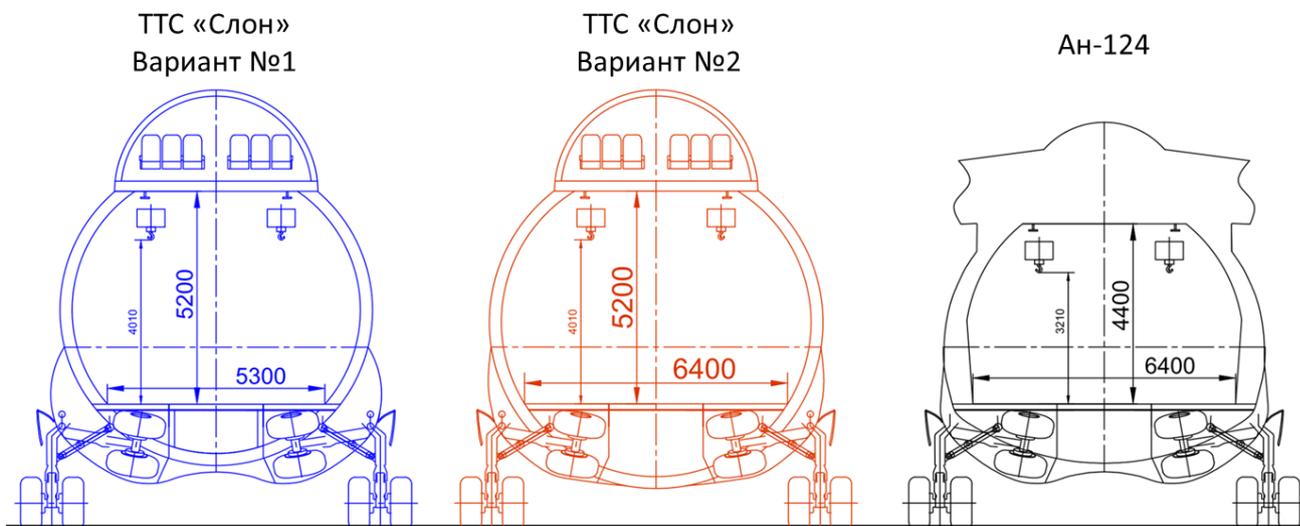


Рисунок 3 – Варианты поперечного сечения фюзеляжа ТТС «Слон» в сравнении с

Ан-124

Первый вариант сечения с размерами грузовой кабины 5.3 м × 5.2 м (ширина × высота), оптимизирован для эксплуатации в грузовых авиакомпаниях с использованием двухъярусной загрузки генеральных грузов – контейнеров и паллет.

Второй вариант сечения с размерами грузовой кабины 6.4 м × 5.2 м, позволяет перевозить технику (грузовые автомобили, бронетранспортеры и т.п.) в 2 ряда аналогично Ан-124.

В таблице 1 приведено сравнение геометрических характеристик вариантов поперечных сечений.

Таблица 1

Вариант сечения	1	2
Ширина ГК, м	5.3	6.4
Высота ГК, м	5.2	5.2
Площадь миделя фюзеляжа, м ²	52.5	58.5
Площадь миделя обтекателей шасси, м ²	7.68	3.53

Как видно из сравнения, вариант №1 поперечного сечения обладает меньшей площадью миделя, соответственно уменьшается и сопротивление фюзеляжа. Преимуществом варианта №2 является возможность загрузки крупногабаритной техники (тягачей, бронетранспортеров и т.п. с габаритной шириной ≥ 2.5 м) в 2 ряда.

Дальнейшие расчетные исследования параметров самолета проведены на основе выбранных параметров фюзеляжа и заданных требований по коммерческой нагрузке, дальности, крейсерской скорости и условиям базирования.

На рис.4-5 показаны результаты расчета взлетных и посадочных характеристик ТТС «Слон» в зависимости от тяговооруженности и нагрузки на крыло. Эти зависимости использованы при расчетах по выбору рациональных основных параметров.

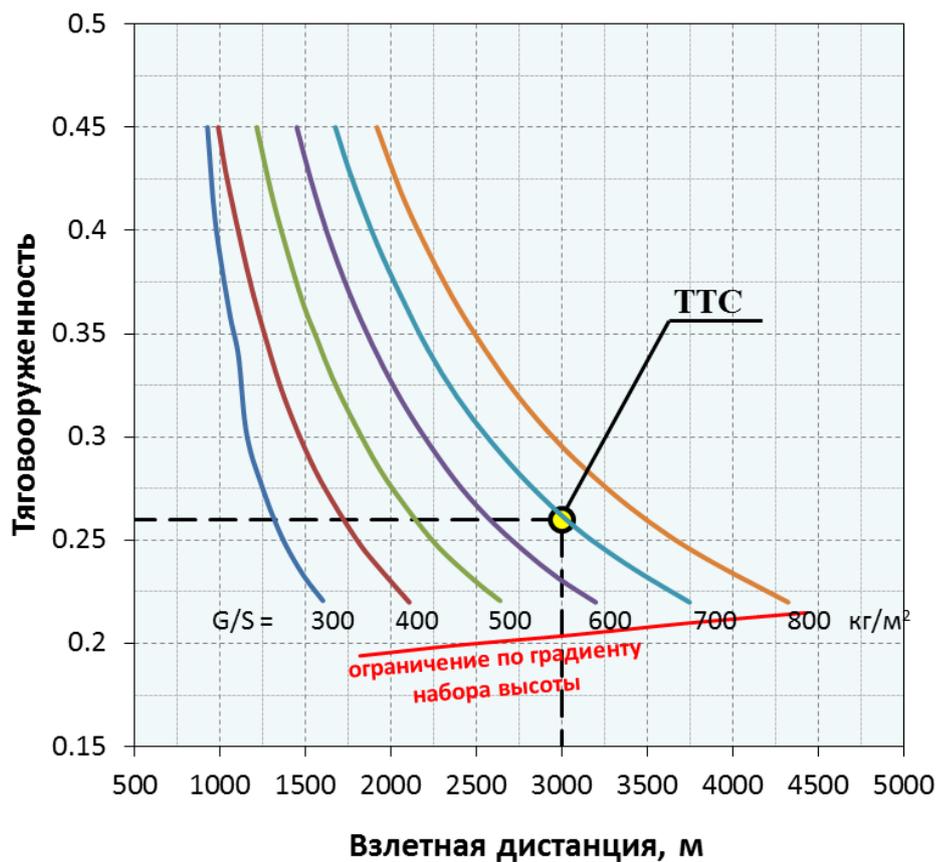


Рисунок 4 – Взлетные характеристики ТТС «Слон» (МСА, Н=0 м, $C_{y_{MAX}}=2.5$)

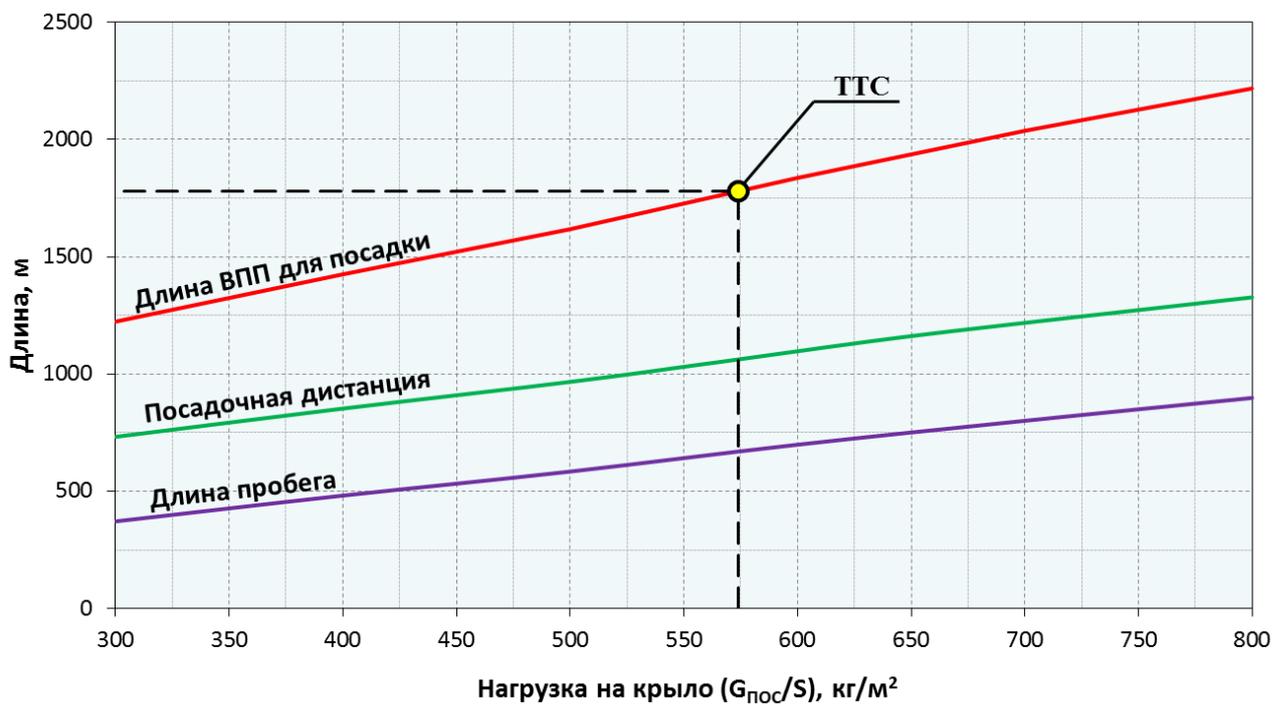


Рисунок 5 – Посадочные характеристики ТТС «Слон»

С целью определения оптимальных параметров для удовлетворения концептуальных требований проведен расчет летно-технических характеристик для ТТС «Слон» (с поперечным сечением варианта №1) при вариации нагрузки на крыло и базировании на ВПП длиной 2500 м и 3000 м.

На рис.6 приведены результаты расчета влияния изменения нагрузки на крыло на характеристики самолета при фиксированной длине ВПП 2500 м. Минимальный расход топлива реализуется при нагрузке на крыло 630 кг/м^2 . Взлетный вес самолета при этом составляет 508 т. Потребная стартовая тяговооруженность – 0.279, топливная эффективность составляет $\approx 102 \text{ г/(т}\times\text{км)}$.

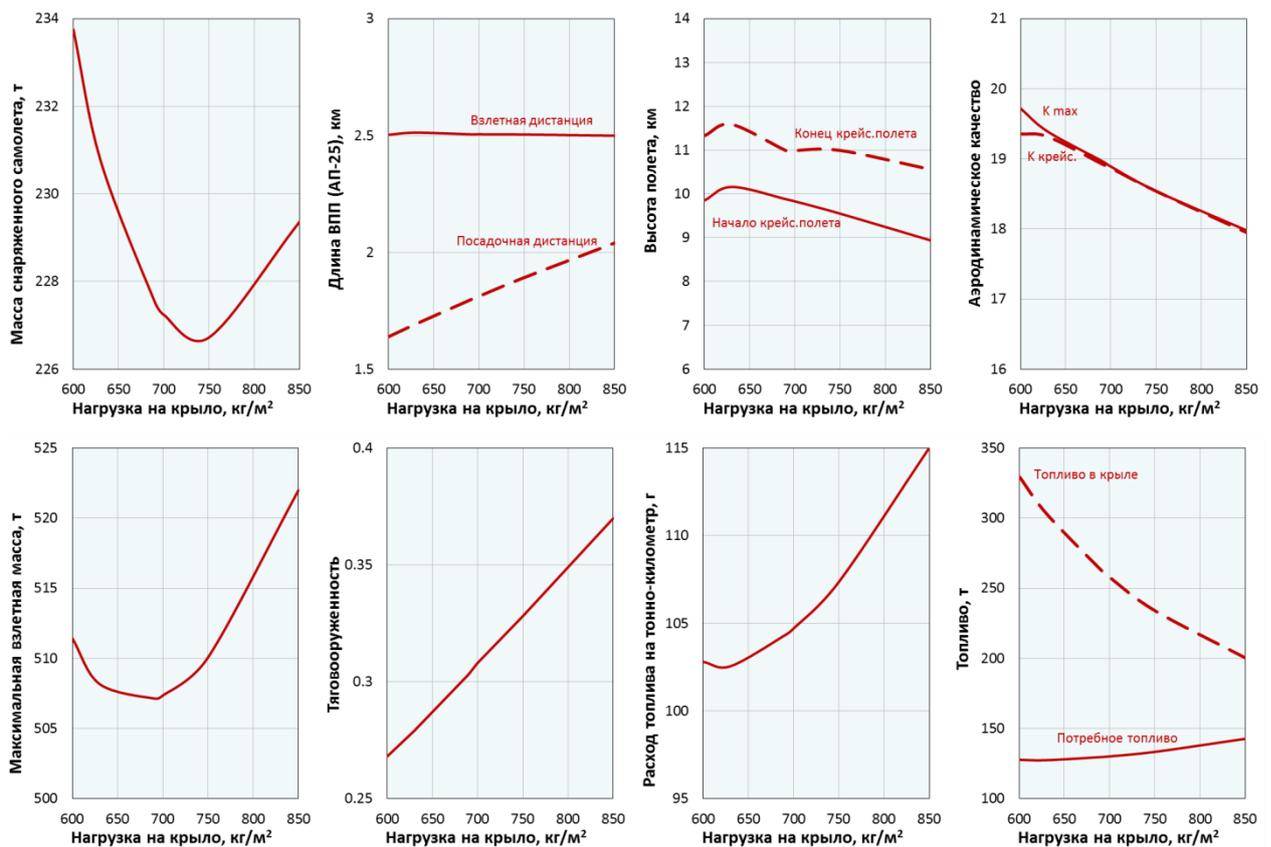


Рисунок 6 – Влияние нагрузки на крыло на выбор основных параметров и взлетную тяговооруженность самолета при заданной длине ВПП 2500 м

На рис.7 приведено изменение основных параметров самолета в зависимости от нагрузки на крыло при длине ВПП 3000 м. В этом случае оптимальная нагрузка на крыло составляет 690 кг/м^2 . Потребная стартовая тяговооруженность уменьшается до 0.26, улучшается топливная эффективность ($\approx 100 \text{ г/(т}\times\text{км)}$). Взлетный вес составляет 490.22 т.

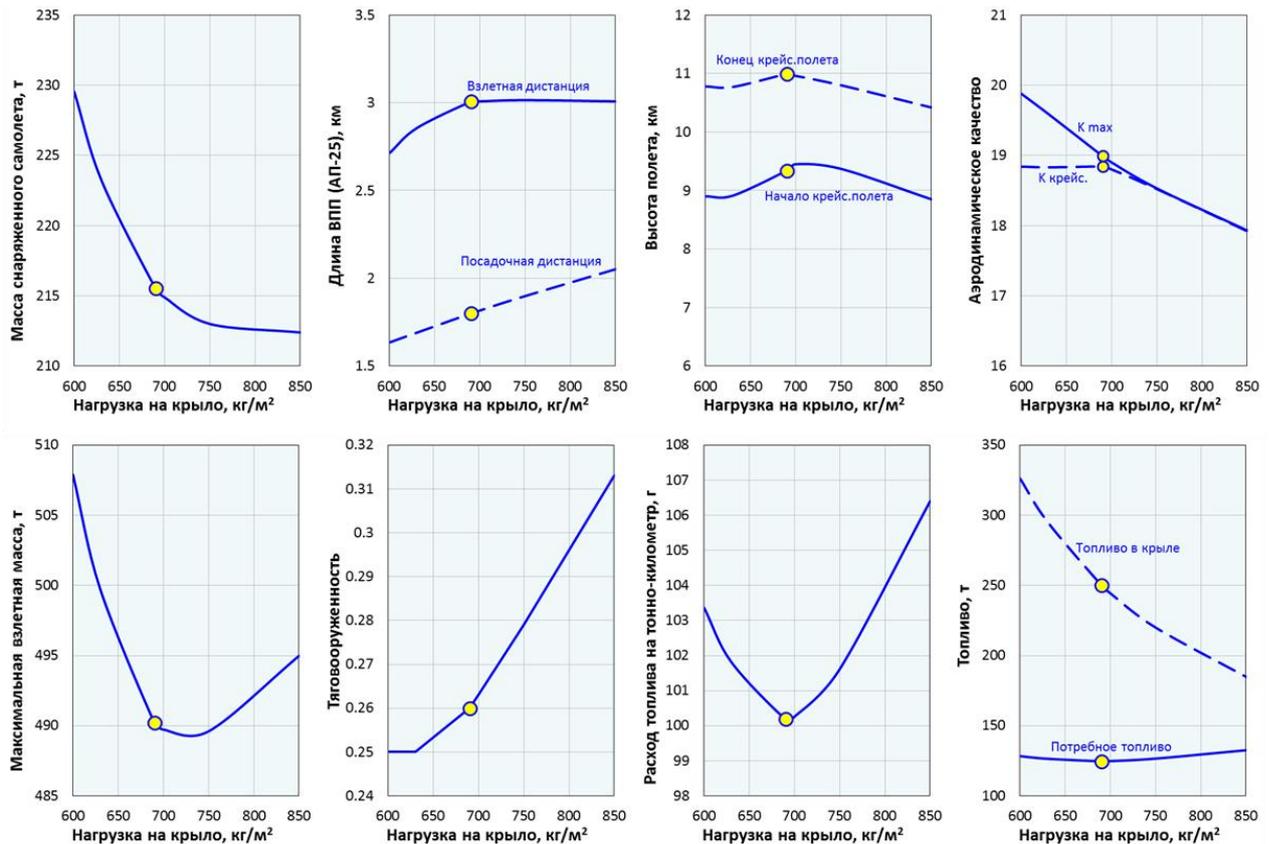


Рисунок 7 – Влияние нагрузки на крыло на выбор основных параметров и взлетную тяговооруженность самолета при заданной длине ВПП 3000 м (точками указан выбранный вариант с площадью крыла по трапеции $S=710.5 \text{ м}^2$)

Полученные результаты показывают, что самолет, оптимизированный для базирования на ВПП длиной 2500 м, имеет большие габариты крыла (размах крыла более 90 м) и большой взлетный вес (508 т) при одинаковой расчетной

коммерческой нагрузке (150 т), следовательно, имеет худшие массовые характеристики.

Самолет с базированием на ВПП 3000 м имеет размах крыла ≤ 88 м (например, размах крыла Ан-225 составляет 88.3 м) и меньший взлетный вес (490.22 т для варианта №1 поперечного сечения фюзеляжа).

Целесообразно для дальнейших исследований принять за основу параметры самолета, оптимизированного под решение транспортных задач с базированием на ВПП 3000 м, а базирование на ВПП 2500 м обеспечить путем ограничения взлетного веса.

Летно-технические характеристики ТТС «Слон» с поперечным сечением варианта №2 рассчитаны с учетом найденных оптимальных параметров для варианта №1. ТТС «Слон» с поперечным сечением №2 имеет взлетный вес 499.14 т, при нагрузке на крыло 680 кг/м². Топливная эффективность составляет ≈ 101 г/(т×км).

Определены ограничения по взлетной массе при базировании на ВПП длиной 2500 м. Для варианта №1 взлетная масса ограничивается значением 446 т, при этом коммерческая нагрузка массой 150 т может быть перевезена на дальность 4385 км, а 180 т – на 2275 км. Для варианта №2 взлетная масса ограничивается значением 459.58 т, при этом коммерческая нагрузка массой 150 т может быть перевезена на дальность 4699 км, а 180 т – на 2600 км.

Расчетное крейсерское аэродинамическое качество на числе $M=0.8$, определенное по геометрическим параметрам компоновок, для варианта №1 составляет 18.84, для варианта №2 – 19.06.

Предполагается, что на ТТС «Слон» будет использован технический задел по шасси Ан-124. Возросшая по сравнению с Ан-124 взлетная масса (490-499 т против 392 т) заставляет увеличить число основных опор для снижения удельного давления на ВПП и сохранения нагрузки на опору (рис.8).

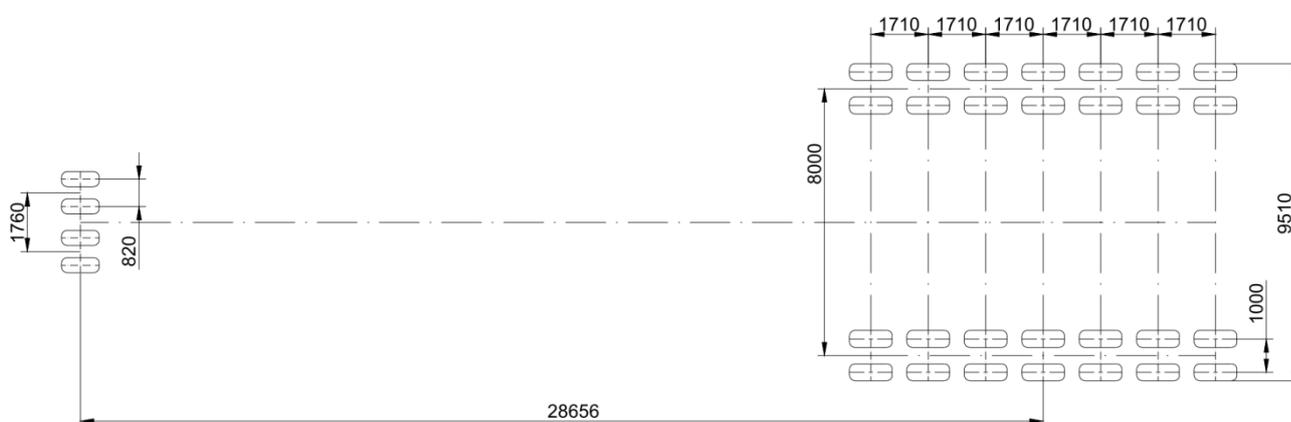


Рисунок 8 – Схема шасси ТТС «Слон»

Результаты расчета классификационного числа самолета (ACN) для жестких (бетон) и нежестких (асфальт) покрытий приведены на рис.9-10, где представлено сравнение с нормативными числами аэродромов (PCN) классов А и Б.

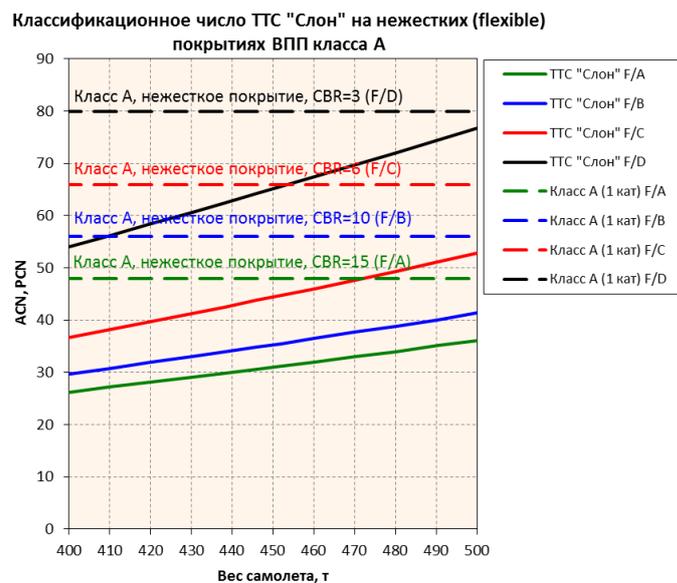
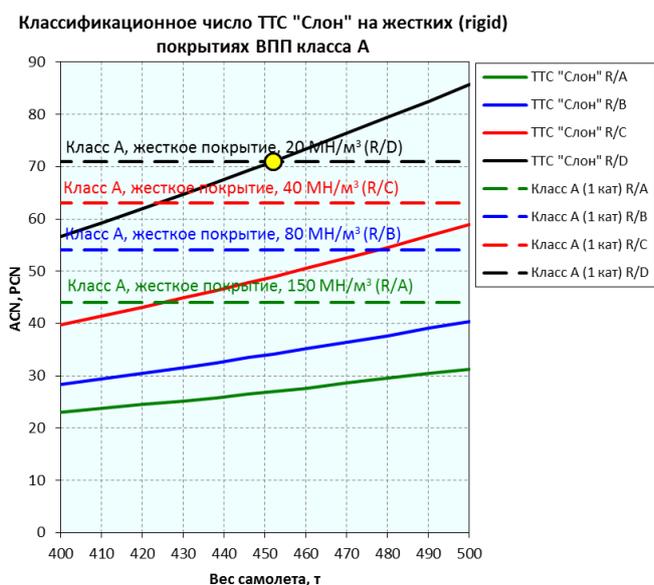


Рисунок 9 – Базирование на ВПП класса А

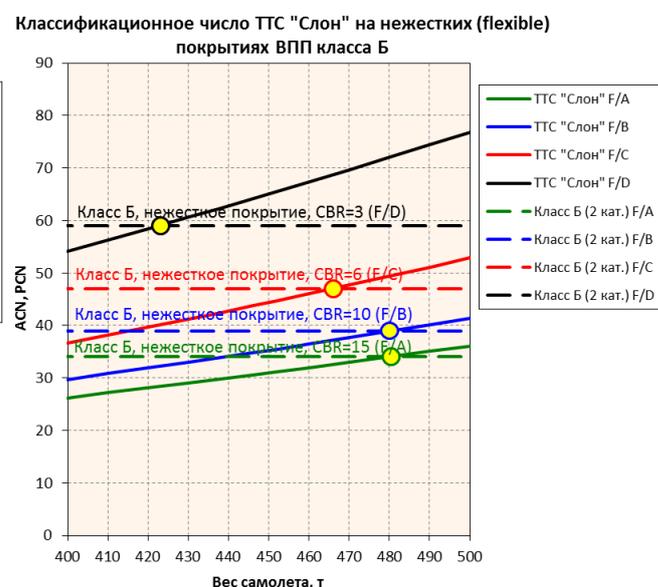
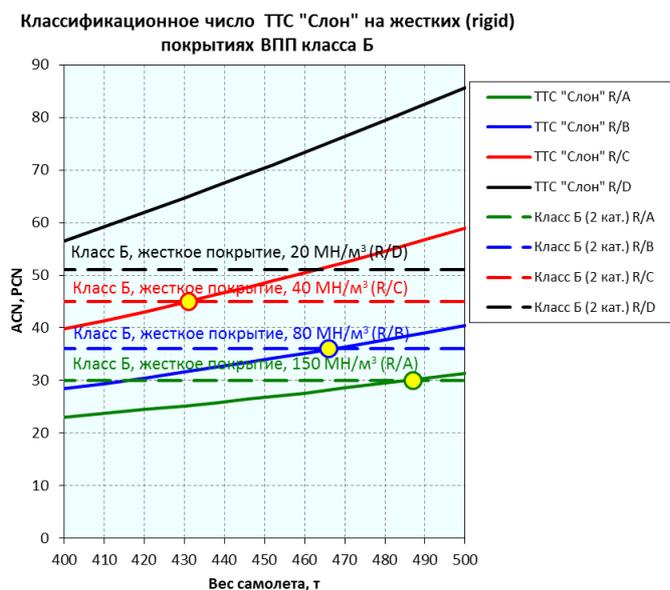


Рисунок 10 – Базирование на ВПП класса Б

Анализ результатов расчетов по методу ACN/PCN показывает, что варианты ТТС «Слон» с взлетной массой до 500 т могут базироваться без ограничений на аэродромах класса А со всеми классами жестких и нежестких покрытий, за исключением R/D (жесткое покрытие, 20 МН/м³). На аэродроме класса А с жестким покрытием типа D (20 МН/м³) возможно базирование без ограничений по числу самолетовылетов при взлетной массе не более 452 т.

Ограничения по взлетной массе для ТТС «Слон» при базировании на ВПП класса Б составляют 423-480.5 т в зависимости от несущей способности покрытия, за исключением жесткого покрытия типа D (20 МН/м^3), где максимальная взлетная масса без ограничений равна 380 т.

Концептуальный облик ТТС «Слон». Транспортные возможности

В результате проведенных исследований сформирован предварительный облик ТТС «Слон» (рис.11), общий для обоих вариантов (рис.12):

- Аэродинамическая схема – четырехдвигательный высокоплан нормальной схемы со стреловидным крылом и однокилевым хвостовым оперением. Не переставное горизонтальное оперение расположено на фюзеляже.
- Крыло кессонного типа с размещением топлива внутри кессона. Характерные геометрические параметры крыла – удлинение базовой трапеции $\lambda_{\text{тр}}=10.34$, сужение $\eta=4$, стреловидность по четверти хорд $\chi_{1/4}=27.5^\circ$, относительная толщина по размаху $c_{\text{отн}}=14-12-10\%$. Поверхность крыла формируется по 5 базовым сечениям, оптимизированным для крейсерского режима полета (число $M = 0.8-0.82$). Крыло предполагается оснастить складными законцовками для уменьшения размаха на стоянке.
- Фюзеляж имеет два грузовых люка – в носовой и хвостовой части, оборудованных рампами-гермостворками. Носовой грузовой люк открывается путем поднятия носовой части фюзеляжа (перед кабиной пилотов). Задний грузовой люк закрывается 3 створками (центральной и

двумя боковыми) и рампой. Фюзеляж – герметичный, с двумя зонами наддува: кабина экипажа, кабина сменных экипажей и кабина сопровождающих (избыточное давление не более 0.55 кгс/см^2); грузовая кабина (избыточное давление не более 0.25 кгс/см^2).

- Шасси – многоопорное (2 носовые и 14 основных опор), с возможностью регулирования клиренса и угла наклона грузового пола.
- Силовая установка – $4 \times$ ТРДД типа ПД-35 с взлетной тягой 32-35 тс.

В конструкции планера будут применяться перспективные металлические и полимерные композиционные материалы.



Рисунок 11 – Облик и концептуальные особенности ТТС «Слон»



ТТС «Слон» вар.1
 $m_0 = 490.22 \text{ т}$
 $m_{\text{КН макс}} = 180 \text{ т}$
 $m_{\text{СНАР}} = 215.51 \text{ т}$
 $L_{\text{КР}} = 87.1 \text{ м}$
 $S_{\text{КР}} = 764.5 \text{ м}^2$
 $D_{\text{Ф экв}} = 8.178 \text{ м}$
 $V_{\text{ГК по полу}} = 1257 \text{ м}^3$



ТТС «Слон» вар.2
 $m_0 = 499.14 \text{ т}$
 $m_{\text{КН макс}} = 180 \text{ т}$
 $m_{\text{СНАР}} = 223.5 \text{ т}$
 $L_{\text{КР}} = 88.32 \text{ м}$
 $S_{\text{КР}} = 789.8 \text{ м}^2$
 $D_{\text{Ф экв}} = 8.63 \text{ м}$
 $V_{\text{ГК по полу}} = 1518 \text{ м}^3$

Рисунок 12 – Варианты ТТС «Слон»

Расчетные весовые сводки вариантов ТТС «Слон» приведены в таблицах 2, 3.

Транспортные возможности ТТС «Слон» (в двухъярусном варианте загрузки) показаны на рис.13-14. Отличия в возможностях загрузки вариантов 1 и 2 показаны на рис.15.

Таблица 2 – Весовая сводка ТТС «Слон» с поперечным сечением варианта №1

Агрегат	Масса, кг	Отн.масса, %
Планер	150 911	30.78
Силовая установка	38 399	7.83
Оборудование	25 000	5.1
Пустой самолет	214 310	43.72
Снаряженный самолет	215 510	43.96
Масса комм.нагрузки	150 000	30.60
Топливо на полет	124 709	25.44
Макс.взлетн.масса	490 219	100.00

Таблица 3 – Весовая сводка ТТС «Слон» с поперечным сечением варианта №2

Агрегат	Масса, кг	Отн.масса, %
Планер	158 665	31.79
Силовая установка	38 636	7.74
Оборудование	25 000	5.01
Пустой самолет	222 301	44.54
Снаряженный самолет	223 501	44.78
Масса комм.нагрузки	150 000	30.05
Топливо на полет	125 639	25.17
Макс.взлетн.масса	499 140	100.00

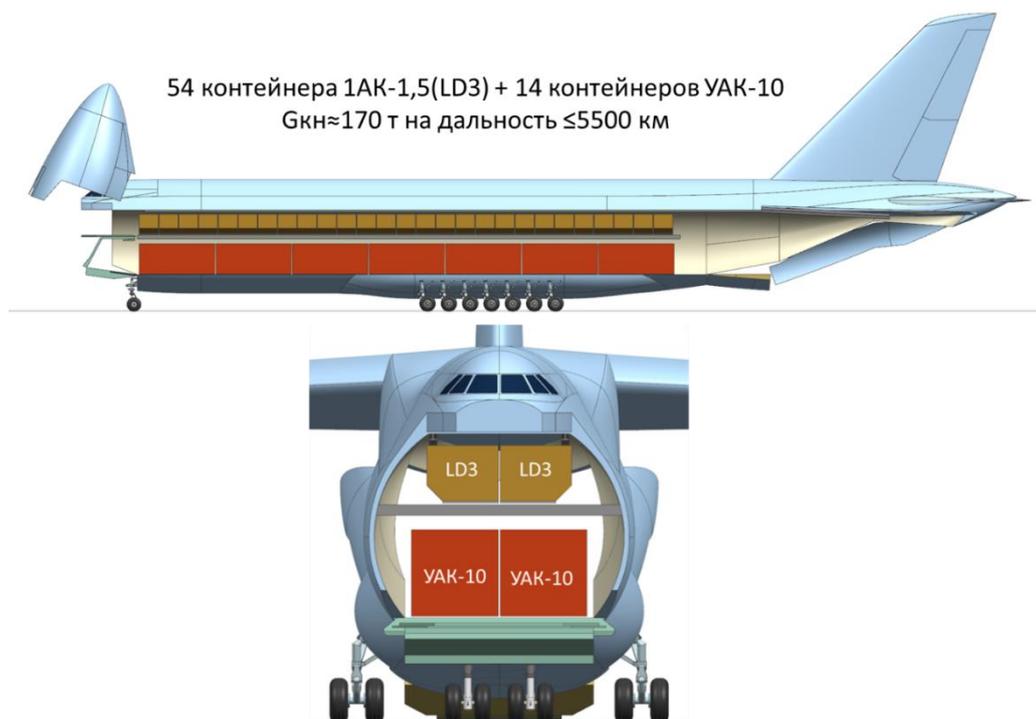


Рисунок 13 – Транспортные возможности ТТС «Слон» в перевозке генеральных грузов (пример загрузки)

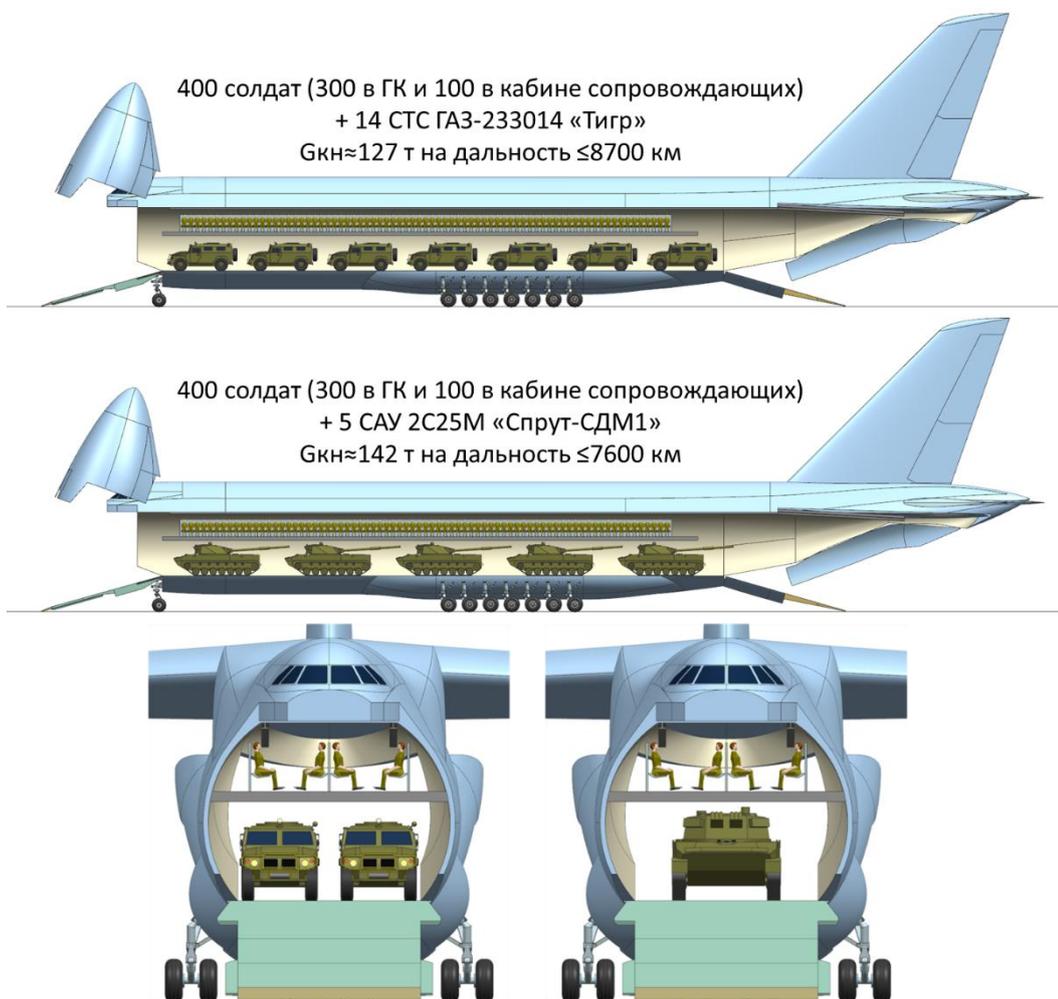


Рисунок 14 – Транспортные возможности ТТС «Слон» в перевозке военной техники и личного состава (примеры загрузки)

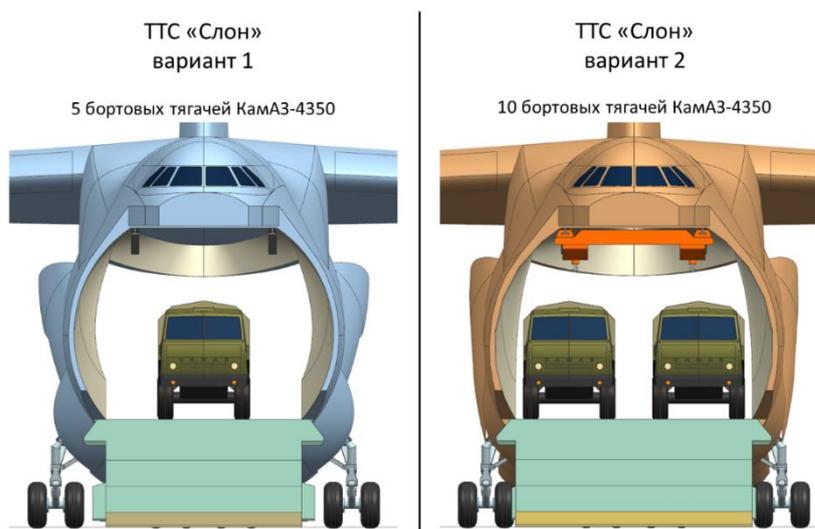


Рисунок 15 – Различие вариантов ТТС «Слон» в загрузке техникой

Сравнение с аналогами

Наиболее близкими аналогами ТТС «Слон» являются грузовые самолеты Ан-124-100, Ан-225 и Boeing 747-8F. Следует отметить проект Airbus A380-800F [24], замороженный в связи с задержками в поставках исходной пассажирской версии и последовавшим аннулированием заказов на грузовую версию. Основные характеристики ТТС «Слон» и самолетов-аналогов приведены в таблице 4.

Таблица 4

Тип самолета	ТТС «Слон» вар.1	ТТС «Слон» вар.2	Ан-124-100	Ан-124-100М-150	Ан-225	Boeing 747-8F	Airbus A380-800F (проект)
Двигатели	ПД-35		Д-18Т 3 сер.			GENx-2B67	Trent 977
Взлетная тяга, тс	4 x 31.22	4 x 32	4 x 23.43	4 x 23.43	6 x 23.43	4 x 30.16	4 x 34.87
Площадь крыла полная, м ²	764.5	789.8	628	628	905	567.6	845.8
Макс. взлетная масса, т	490.22	499.14	392	402	600	447.7	590
Посадочная масса, т	413	421	330	-	-	346	426.83
Макс. комм. нагрузка, т	180	180	120	150	200	132.6	151.44
Масса топлива макс., т	280	280	212.35	212.35	-	181.5	243.35
Масса пустого снаряженного, т	215.5	223.5	175	-	360	197.1	251.9
Массовая отдача по комм.нагрузке	0.367	0.361	0.306	0.373	0.333	0.296	0.257
Тяговооруженность	0.255	0.256	0.239	0.233	0.234	0.269	0.237
Тяговооруженность при отказе критич. двигателя	0.191	0.192	0.179	0.175	0.195	0.202	0.177
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	641	632	624	640	663	789	697
Дальность с грузом, км:							
- 180 т	4892	4907	-	-	-	-	-
- 150 т	7000	7000	-	3200	7000	-	10371
- 120 т	-	-	4650	5200	-	7871 (132.6 т)	-
- перегоночная	18864	18654	14200	-	15400	16050	-
Потреб.длина ВПП, м	3000	3000	3000	3000	3000-3500	3100	3000

Использование съемного, регулируемого по высоте второго яруса в обоих вариантах ТТС «Слон» позволяет улучшить заполнение объема грузовой кабины в зависимости от транспортной задачи (рис.16). В то же время сохраняется возможность перевозки негабаритных грузов (в рамках габаритов грузового отсека), недоступная для Boeing 747-8F и Airbus A380-800F.

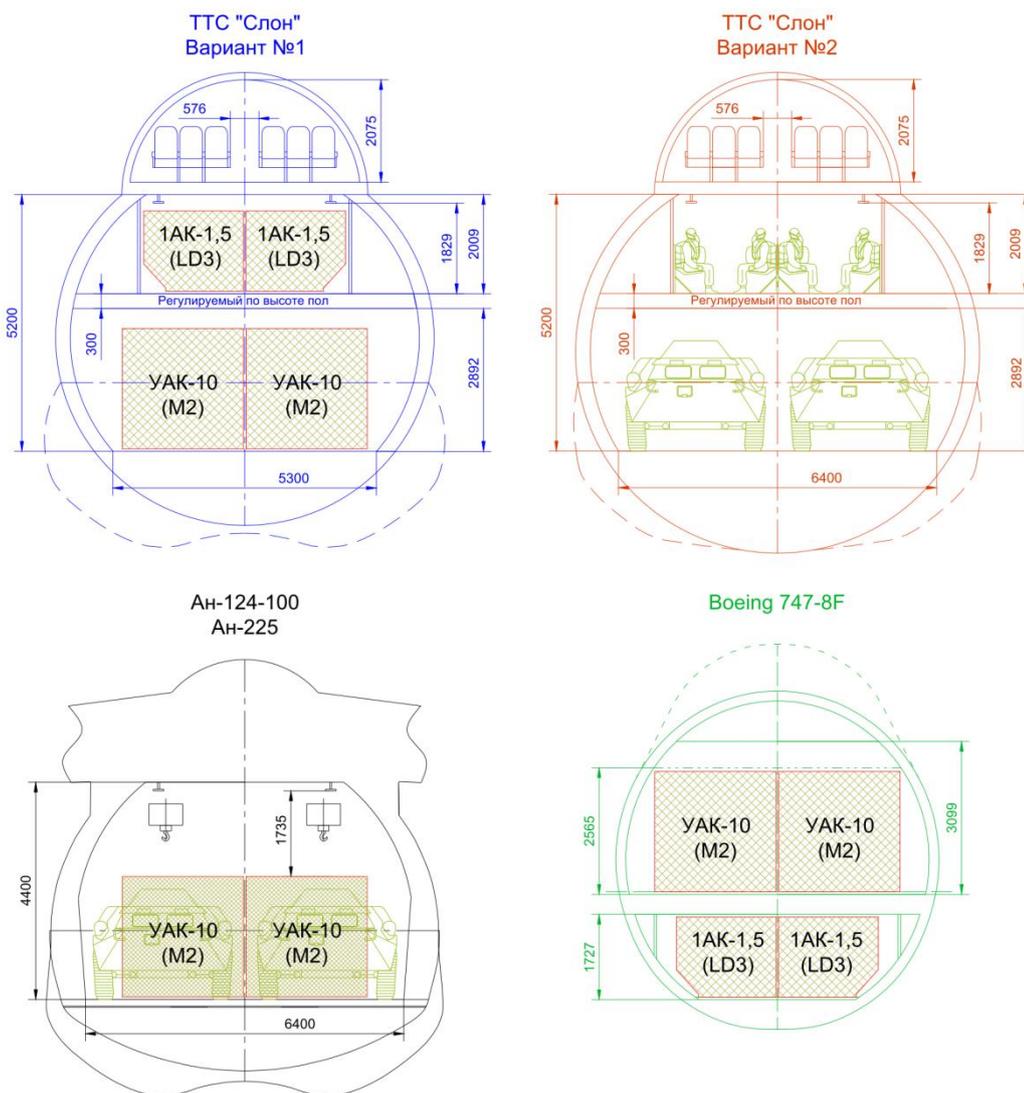


Рисунок 16 – Двухъярусные варианты загрузки поперечных сечений ТТС «Слон» в сравнении с Ан-124-100/Ан-225 и Boeing 747-8F

На рис.17-18 приведено сравнение габаритных параметров ТТС «Слон» с самолетами-аналогами.

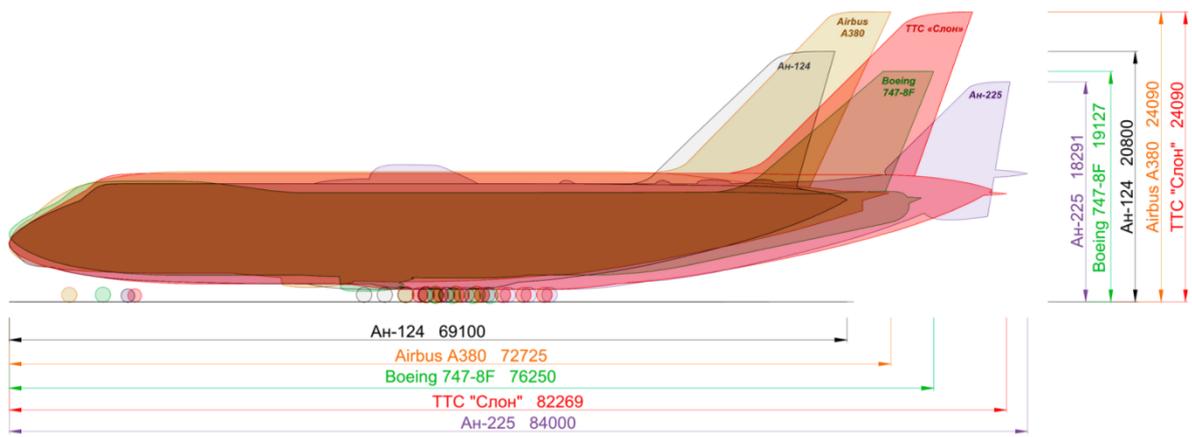


Рисунок 17 – Наложение боковых проекций TTC «Слон», АН-124, АН-225, Boeing 747-8F и Airbus A380-800F (проект)

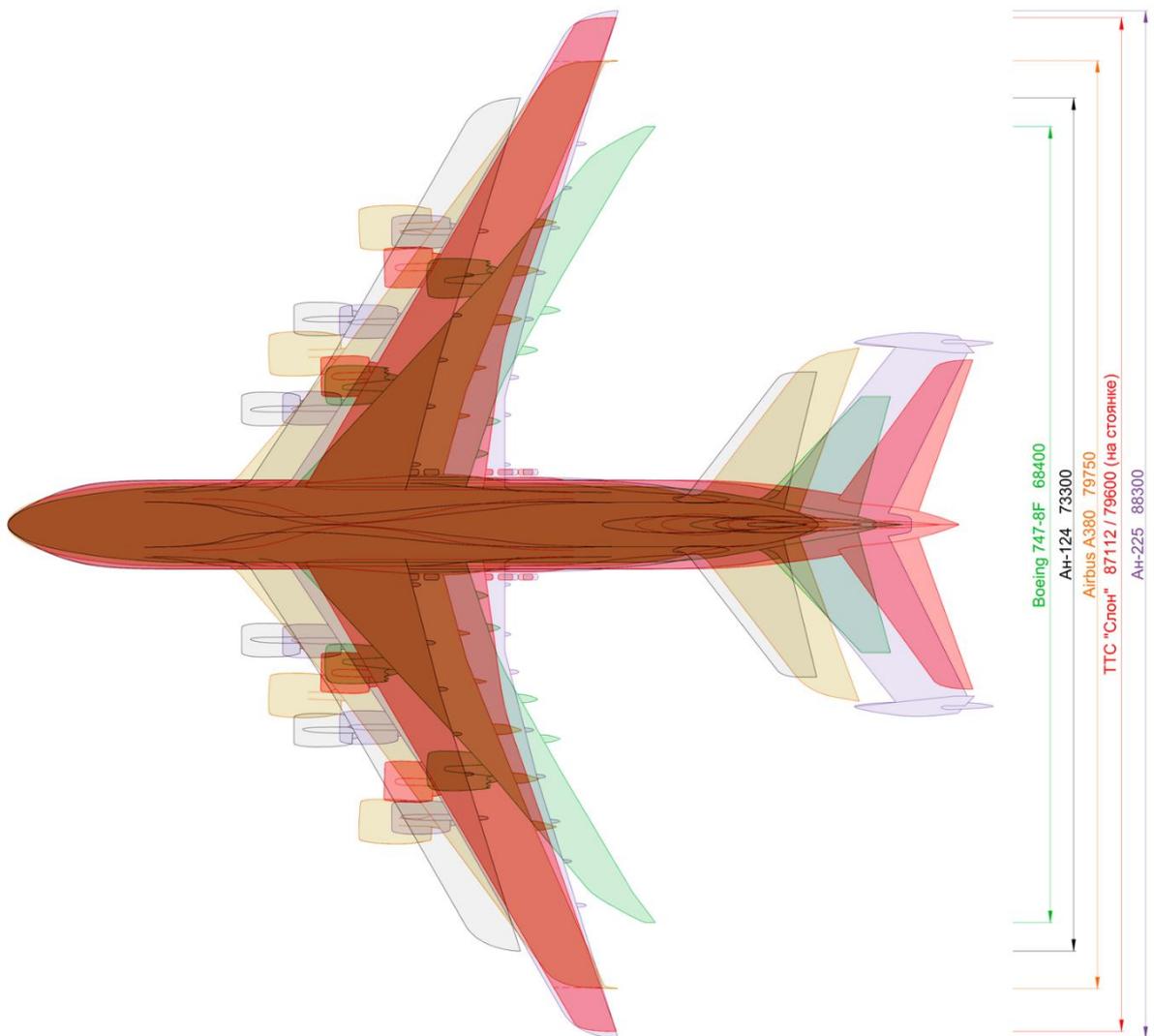


Рисунок 18 – Наложение плановых проекций TTC «Слон», АН-124, АН-225, Boeing 747-8F и Airbus A380-800F (проект)

При взлетной массе $m_0=490-500$ т и коммерческой нагрузке m_{KH} до 180 т ТТС «Слон» будет иметь требуемую длину ВПП $L_{ВПП}=3000$ м, сравнимую с более легкими Ан-124-100 ($m_0=392-402$ т, $m_{KH}=120-150$ т, $L_{ВПП}\approx 3000$ м) и Boeing 747-8F ($m_0=447.6$ т, $m_{KH}=132.6$ т, $L_{ВПП}=3100$ м).

На рис.19 приведена диаграмма «коммерческая нагрузка-дальность» ТТС «Слон» (вариант №1) в сравнении Ан-124-100(М-150), Ан-225 и Boeing 747-8F.

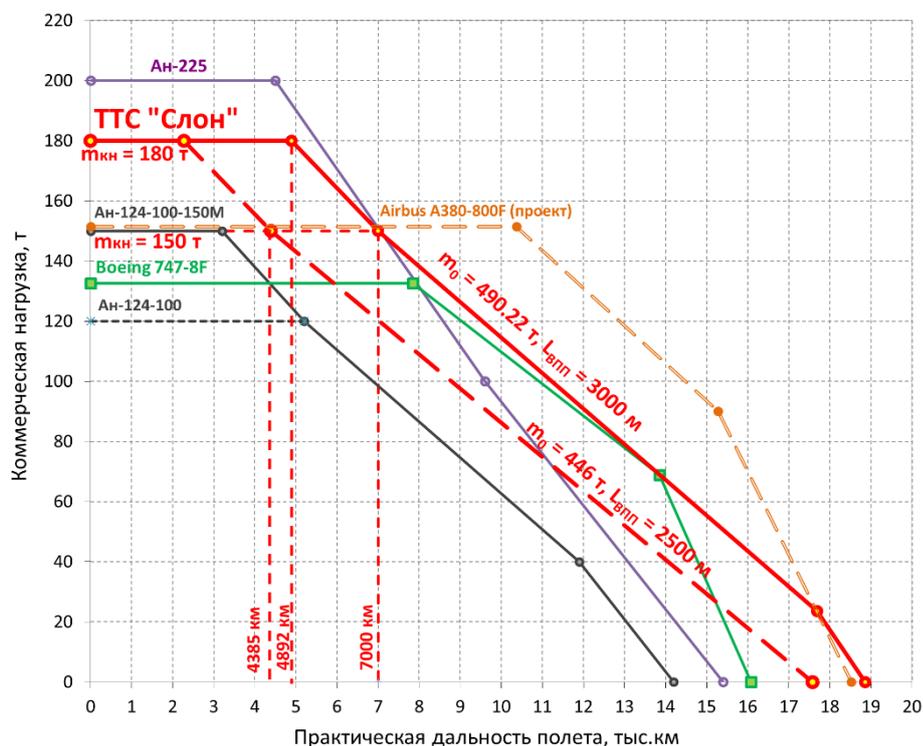


Рисунок 19 – Диаграмма «коммерческая нагрузка-дальность» для ТТС «Слон» с поперечным сечением варианта №1 в сравнении с самолетами-аналогами

На представленной диаграмме видно, что ТТС «Слон» превосходит Ан-124-100 и Ан-124-100М-150 по дальности перевозки грузов одинаковой массы на 4000-5000 км, и находится на одном уровне с Boeing 747-8F. Большей дальностью перевозки мог бы обладать Airbus A380-800F, имеющий на ≈ 100 т большую взлетную массу. ТТС «Слон» превосходит существующие транспортные самолеты

по максимальной массе коммерческой нагрузки, за исключением Ан-225, существующего в единственном экземпляре.

Заключение

1. Разработана концепция перспективного ТТС «Слон», предназначенного для перевозки широкой номенклатуры грузов, в том числе тяжелых и негабаритных;
2. Определены основные геометрические и массовые параметры для 2 вариантов самолета с разной шириной пола грузовой кабины: №1 с шириной 5.3 м, №2 с шириной 6.4 м. Особенностью грузовой кабины является то, что она может быть оборудована вторым ярусом регулируемой высоты, что позволяет наиболее полно использовать ее объемы как для перевозки различных контейнеров и паллет, так и для перевозки техники и личного состава;
3. Выбранные геометрические и массовые параметры обеспечивают вариантам ТТС «Слон» перевозку 150 т коммерческой нагрузки со скоростью 850 км/ч (число $M=0.8$) на дальность 7000 км при базировании на ВПП длиной 3000 м. С максимальной коммерческой нагрузкой 180 т практическая дальность полета составляет ≈ 4900 км;
4. Определены ограничения по взлетной массе при базировании на ВПП длиной 2500 м. Для варианта №1 взлетная масса ограничивается значением 446 т, при этом коммерческая нагрузка массой 150 т может быть перевезена на дальность 4385 км, а 180 т – на 2275 км. Для варианта №2 взлетная масса ограничивается

значением 459.58 т, при этом коммерческая нагрузка массой 150 т может быть перевезена на дальность 4699 км, а 180 т – на 2600 км;

5. Сопоставление расчетных характеристик ТТС «Слон» с самолетами-аналогами (табл.4, рис.19) показывает, что обеспечивается конкурентное преимущество по массе коммерческой нагрузки, дальности полета и потребной длине ВПП в сравнении с известными аналогами – рамповыми (Ан-124-100, Ан-124-100-150М) и не рамповыми (Boeing 747-8F) грузовыми самолетами. В сравнении с проектом А380-800F, ТТС «Слон» обладает пониженной (на 100т) максимальной взлетной массой при одинаковой расчетной коммерческой нагрузке ≈ 150 т. Расчетная дальность полета А380-800F с $m_{KH} = 150$ т больше на 3000 км за счет увеличенной массы топлива, но необходимо принимать во внимание, что высокие классификационные числа (ACN) самолета А380 и потребность в специальной инфраструктуре значительно сокращают число доступных аэродромов. ТТС «Слон» сохраняет возможность перевозки негабаритных грузов (подобно Ан-124), отсутствующую на Boeing 747-8F и Airbus A380-800F.

Полученные результаты будут использованы в качестве основы для дальнейших исследований аэродинамики, прочности и динамики полета перспективного тяжелого транспортного самолета для замены Ан-124.

Работа выполнена по Государственному контракту

№16411.1770290019.18.029 от 31.08.2016 г. с Министерством промышленности и торговли РФ.

Библиографический список

1. Двигатель сверхбольшой тяги ПД-35 создадут за шесть лет // Авиатранспортное обозрение. URL: <http://www.ato.ru/content/dvigatel-sverhbolshoy-tyagi-pd-35-sozdadut-za-shest-let/>
2. Завод "Авиастар" не будет возобновлять производство Ан-124 "Руслан" // РИА Новости. URL: <https://ria.ru/economy/20160422/1417064828.html>
3. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorohov S.I. An Experience in Aerodynamic Design of Transport Aircraft. Paper ICAS 2012-2.9.3, 2012. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/479.PDF
4. Арутюнов А.Г., Дыдышко Д.В., Ендогур А.И., Кузнецов К.В., Толмачев В.И. Перспективы развития транспортных самолетов // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74704>
5. Смотрова С.А., Наумов С.М., Смотров А.В. Технологии изготовления силовых агрегатов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. – М.: ТЕХНОСФЕРА, 2015. – 216 с.
6. Torenbeek E. Advanced Aircraft – Conceptual Design, Technology and Optimisation of Subsonic Civil Airplanes. Wiley, Chichester, 2013, 436 p.
7. Nicolai L., Carichner G. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: – Aircraft Design, AIAA Educational Series, Reston, USA, 2010, vol. I, 933 p.
8. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов – Москва-Пекин, Издательский отдел ЦАГИ, 1995. – 772 с.

9. Якубович Н.В. Супергиганты Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия». «Он же русский!» – М.: Эксмо, 2016. – 128 с.
10. Boeing Company. 747-8 Airplane Characteristics for Airport Planning. D6-58326-3. Chikago: Boeing Company. 2012. URL: http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/747_8.pdf
11. Баринов В.А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов. – Жуковский, Труды ЦАГИ, №2205, 1983. С. 3 - 28.
12. Руководство по проектированию аэродромов. Часть 3. Покрытия. Дос 9157-AN/901, ИКАО, 1983. – 349 с.
13. Bowers P.M. Unconventional Aircraft. TAB Books, Blue Ridge Summit, PA, USA, 1990, 323 p.
14. Lange R.H. A Review of Unconventional Aircraft Design Concepts. Paper ICAS-86-2.2.1, 1986. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1986/ICAS-86-2.2.1.pdf
15. Liebeck R.H. Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport // Journal of Aircraft, 2004, vol. 41, no. 1, pp. 10 - 25.
16. Hansen L.U., Heinze W., Horst P. Representation of Structural Solutions in Blended Wing Body Preliminary Design. Paper ICAS 2006-1.6.4, 2006. URL: http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/365.PDF
17. Cho S.H., Bil C., Bayandor J. BWB Military Cargo Transport Fuselage Design and Analysis // 26th Congress of the international Council of the Aeronautical Sciences

(ICAS), 14-19 September 2008. URL:

http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2008/PAPERS/539.PDF

18. Hooker J.R., Wick A.T., Hardin C.J. Commercial Cargo Derivative Study of the Advanced Hybrid Wing Body Configuration with Over-Wing Engine Nacelle. NASA-CR-2017-219653. Hampton, NASA Langley Research Center, 2017. URL:

<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170011487.pdf>

19. Крутов А.А. Разработка аэродинамической компоновки тяжелого транспортного экраноплана // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2014. С.167 - 168.

20. Грановский Ю. Монстр на экране // Популярная механика. 2017. № 5. С. 38 - 39.

21. Михайлов Ю.С., Петров А.В., Пигусов Е.А., Черноусов В.И. Концепция двухфюзеляжного транспортного самолета // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике. Жуковский, ЦАГИ, 2013, С. 183.

22. Васильев В.В., Лазарев В.В. Двухфюзеляжный самолет: pro et contra // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85698>

23. Официальный сайт проекта авиационно-космической системы «Stratolaunch». URL: <http://www.stratolaunch.com>

24. Norris G., Wagner M. Airbus A380: superjumbo of the 21st century. Zenith Press, 2010, 160 p.