

Концептуальное проектирование специальных магистральных грузовых самолётов

А.Х.Султанов, К.А.Рахимкориев, У.Х.Норкулов

Ташкентский Государственный Технический Университет

За последние годы во всем мире возрастает доля транспортных перевозок различных грузов самолётами. В настоящее время объём грузовых авиационных перевозок превысил 200 млрд.т.км. в год. Ежегодный темп роста грузовых перевозок за последние 10 лет составил 5,1%. В денежном выражении на долю воздушных перевозок приходится около 40 % стоимости всех транспортируемых в мире грузов. Согласно прогнозам специалистов ведущих фирм производителей авиационной техники «Boeing» и «Airbus Industry» в ближайшие 20 лет ежегодный темп роста объёма грузовых авиационных перевозок составит не менее 5 %. В течение предстоящих 20 лет грузовые перевозки могут увеличиться в три раза. В настоящее время более половины объёма транспортной работы выполняют около 1800 грузовых модификаций магистральных пассажирских самолётов (рис. 1). Другая половина осуществляется в грузовых отсеках пассажирских самолётов. В свою очередь часть грузовых модификаций являются самолётами, переоборудованными из пассажирских. Более 800 самолётов грузового парка составляют чисто грузовые модификации таких широкофюзеляжных самолётов как: В-747F, В-777F, А-300F, MD-11F, А-330F, Ил-96Т и другие.

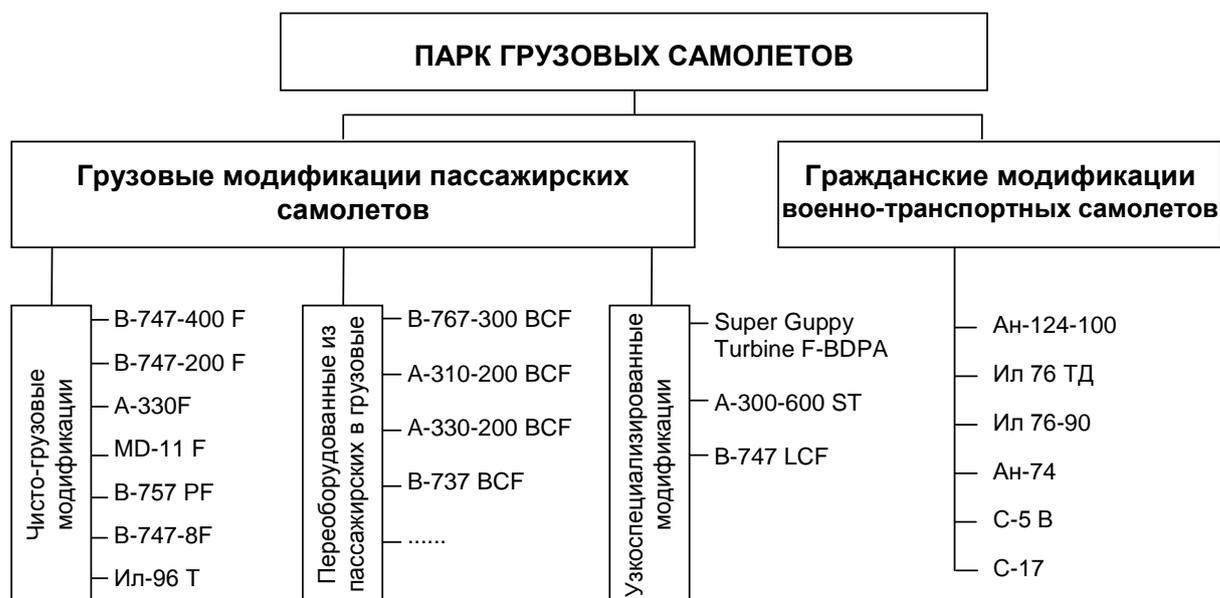


Рисунок 1. Парк грузовых самолётов

С целью обеспечения одинаковых летных характеристик с базовым пассажирским самолётом, грузовые модификации имеют такую-же

максимальную взлетную массу и внешние геометрические размеры. Однако, получаемые при этом размеры грузовых отсеков становятся переразмеренными по отношению к грузоподъемности самолета. Например, максимальная коммерческая нагрузка самолёта В-747-400F составляет 112 тонн, объем грузового отсека – 1002 м^3 . На 1 тонну груза приходится около 9 м^3 объёма. Однако анализ статистики показывает, что максимально потребный объём для перевозки 1 тонны груза составляет менее $6 \text{ м}^3/\text{т}$. Таким образом, объём грузового отсека переразмерен по отношению к грузоподъёмности самолёта на 30%. При этом объём фюзеляжа по его внешнему контуру составляет 1996 м^3 , что в два раза больше объёма грузового отсека. Таким образом, фактически используемый объём для размещения 112 тонн груза на самолёте В-747F составляет 672 м^3 . Это менее 34% объёма фюзеляжа по внешнему контуру. В грузовой отсек самолёта Ил-96Т могут быть размещены более 34 грузовых паллетов (поддонов) типа Р6, Р2 общим весом более 230 тонн. Однако максимальная грузоподъёмность самолёта составляет всего 92 тонны. Данные примеры показывают, что имеются значительные резервы для улучшения эффективности грузовых авиационных перевозок путем создания специальных магистральных грузовых самолётов (СГС).

Главная цель проектирования любого транспортного средства, в том числе и самолета, является увеличение доли полезной нагрузки в общем балансе массы. Очевидная истина состоит, в том, что машина должна делать как можно больше полезной работы, а сама быть как можно меньше. Основным принципом при проектировании транспортных средств должно быть стремление к уменьшению собственной массы.

Предлагаемые нами к созданию специальные (универсальные и специализированные) грузовые самолёты – это совершенно новый класс технических средств воздушного транспорта (рис. 2). При их проектировании могут быть приняты такие технические решения, которые могут дать значительный положительный эффект. В качестве примера рассмотрим проект специального магистрального грузового самолёта (рис. 2а).

Самолёт рассчитан на максимальную коммерческую нагрузку 120 тонн, расчётная дальность полёта 6000 км. В проекте данного самолёта новое техническое решение связано с фюзеляжем. Отличительной особенностью фюзеляжа является то, что кабина экипажа расположена в нижней носовой части. Объём грузового отсека (720 м^3) определен с учётом коэффициента удельной плотности грузов ($\mu_{\text{г}}$) – $6 \text{ м}^3/\text{т}$. С целью уменьшения площади миделя, фюзеляж имеет овальное сечение, образуемое сопряженными радиусами. Грузовая дверь находится в носовой части и открывается вверх. Грузовой отсек представляет собой регулярную конструкцию без вырезов. Пол грузового отсека выполняет двойную функцию. Он воспринимает нагрузки от грузов и одновременно работает на продольное сжатие от изгибающего момента, действующего на фюзеляж. В зоне стыка крыла с фюзеляжем, верхняя панель центроплана включается в силовую схему пола.

Таким образом, верхняя панель центроплана работает на продольное и поперечное сжатие от изгибающих моментов крыла и фюзеляжа. На фюзеляж грузового самолёта по предлагаемой схеме получен патент за № FAP 00546 Патентного Ведомства Республики Узбекистан от 28.06.2010г.

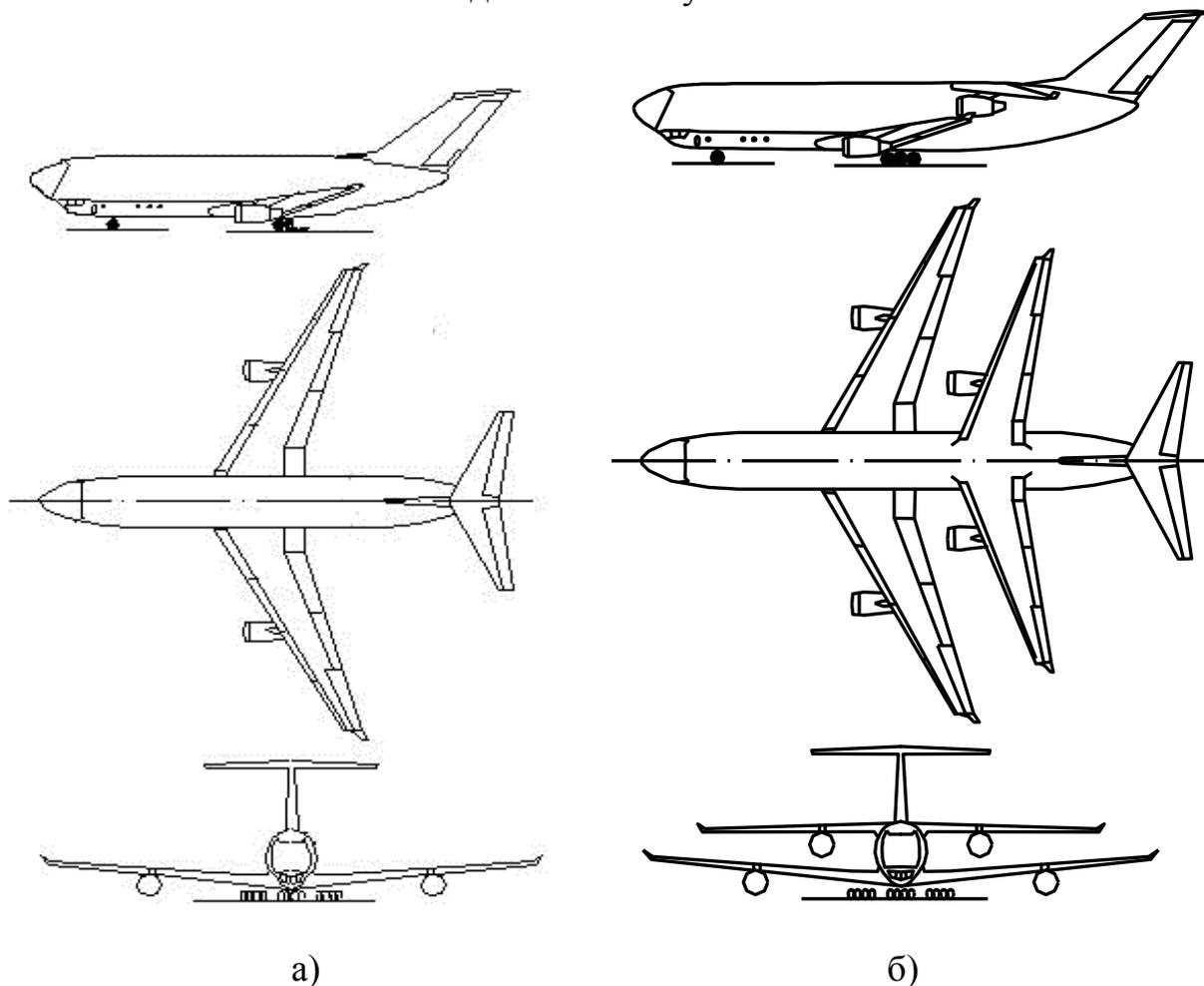


Рисунок 2. Рассматриваемые схемы грузовых самолётов:
а) самолёт классической нормальной схемы;
б) самолёт с двумя свободнонесущими тандемно-расположенными крыльями.

На основании принятых технических решений были проведены проектировочные расчёты по определению летно-технических характеристик.

В таблице 1 представлены некоторые данные предлагаемого самолёта в сравнении с грузовой модификацией пассажирского самолёта B-747-400F и транспортного самолёта Ан-124-100 «Руслан».

Прежде всего, отметим достаточно высокий процент объёма грузового отсека от объёма по внешнему контуру - (67%). Из-за небольших геометрических размеров, масса фюзеляжа СГС более чем в два раза легче массы фюзеляжа Ан-124-100 «Руслан», и в 1,5 раза, чем B-747-400F.

Расчёт аэродинамического сопротивления фюзеляжей в крейсерском режиме показал, что сопротивление фюзеляжа СГС – 6,2 т., B-747-400 F – 10 т., Ан-124-100 «Руслан» – 12 т. Таким образом, сопротивление фюзеляжа СГС также в (1,5...2) раза меньше чем у прототипов. Достаточно высокая

весовая отдача (32%), более высокое аэродинамическое качество обеспечили СГС значительное преимущество в топливной эффективности.

Таблица 1. Сравнительные данные грузовых самолетов.

№	Параметры	Обозначение	Единица измерения	Б-747-400F	Ан-124-100 «Руслан»	Предлагаемый вариант СГС
1	Максимальная взлетная масса	m_0	т	396,9	405	375
2	Максимальная коммерческая нагрузка	$m_{кн}$	т	112	120	120
3	Объем фюзеляжа по внешнему (теоретическому) контуру	V_{ϕ}^r	м ³	1996	2597	1072
4	Объем грузового отсека	$V_{гр.от}$	м ³	1002	1027	720
5	Коэффициент использования объема фюзеляжа	k_u^v	%	50	39	67
6	Масса фюзеляжа (расчетная)	m_{ϕ}	кг	36,1	50,8	24,2
7	Сопротивление фюзеляжа в крейсерском режиме полета	Q_{ϕ}	т	10	12	6,2
8	Расход топлива на дальность полета $L_p=6000$ км	m_T	т	81	108	68
9	Топливная эффективность (расход топлива на 1 т·км)	q_T	$\frac{г}{т \cdot км}$	120	150	95
10	Весовая отдача по коммерческой нагрузке	$m_{кн}$	%	28	26	32

Отметим, что при определении объема грузового отсека фюзеляжа из условия $\mu_{сп} = 6$ м³/т мы имеем универсальный грузовой самолёт. В случае проектирования и создания специализированных грузовых самолётов, потребный объём грузового отсека будет определяться в соответствии с объёмно-весовыми характеристиками грузов. Например, при создании специализированного самолёта-контейнеровоза достаточно обеспечить $\mu_{сп} = 4,2$ м³/т. При проектировании специализированного самолёта для перевозки сыпучих грузов, грузовой отсек должен иметь удельную погрузочную кубатуру - 2,0 м³/т, при создании специализированного самолёта-танкера для перевозки жидких грузов, достаточно иметь грузовой отсек-цистерну с $\mu_{сп} = 1,2$ м³/т. Таким образом, фюзеляжи специализированных грузовых самолётов будут иметь в еще большей степени меньшие геометрические размеры, что позволит повысить их весовую отдачу и топливную эффективность.

С целью оценки технико-экономических показателей специальных магистральных грузовых самолётов по схеме с двумя свободонесущими тандемно-расположенными крыльями, были выполнены параметрические исследования.

Параметрические исследования летно-технических и экономических характеристик специальных (универсальных и специализированных) магистральных грузовых самолётов осуществлялись в диапазоне массы коммерческой нагрузки от 100 тонн до 250 тонн и расчётной дальности полёта от 6000 км до 12000 км. В качестве технических критериев рассмотрены: весовая отдача самолёта по коммерческой нагрузке – $\overline{m}_{\text{кн}}$ и топливная эффективность – расход топлива для выполнения единицы транспортной работы – $q_T, \left[\frac{\text{гп}}{\text{т} \cdot \text{км}} \right]$.

В качестве экономического критерия рассматривалась себестоимость перевозок, т.е. обобщенный критерий, учитывающий себестоимость летного часа, коммерческую загрузку и скорость:

$$a = \frac{C_{\text{л.ч.}}}{\varepsilon \cdot \overline{m}_{\text{кн}} \cdot V_p} \left[\frac{\$}{\text{т} \cdot \text{км}} \right]$$

В параметрических исследованиях рассматривались три типа грузовых самолётов:

1. Универсальный грузовой самолёт (УГС). Грузовая кабина такого самолёта имеет удельную погрузочную кубатуру - $\mu_{\text{гп}} = 6 \text{ м}^3/\text{т}$;

2. Специализированный грузовой самолёт для бестарной перевозки широкой номенклатуры сыпучих грузов (ССГ). Грузовой отсек такого самолёта имеет бункерную конструкцию с удельной погрузочной кубатурой - $\mu_{\text{гп}} = 2 \text{ м}^3/\text{т}$;

3. Специализированный грузовой самолёт для перевозки жидких продуктов, т.е. «самолёт-танкер» (ССТ). Для перевозки жидких продуктов фюзеляж такого самолёта имеет цистерны-«танки» с удельной погрузочной кубатурой - $\mu_{\text{гп}} = 1,2 \text{ м}^3/\text{т}$.

Ниже представлены результаты параметрических исследований для проекта специального универсального грузового самолёта.

На рисунке 3 представлены зависимости весовой отдачи по коммерческой нагрузке ($\overline{m}_{\text{кн}}$) от максимальной грузоподъёмности для УГС рассчитанных на расчетные дальности: 6000 км, 9000 км и 12000 км. Прежде всего, необходимо отметить, что эти зависимости имеют достаточно пологие экстремумы по весовой отдаче. Так, для самолётов рассчитанных на расчётную дальность 6000 км максимальная весовая отдача – 0,4208 соответствует коммерческой нагрузке в 180 тонн. Другими словами, по критерию весовой отдачи оптимальным является УГС с грузоподъёмностью – 180 т., при этом максимальная взлётная масса самолёта составляет – 427,805 т. Для УГС на расчетную дальность – 9000 км, максимальная весовая отдача – 0,3656 соответствует самолёту с максимальной коммерческой нагрузкой в 170 т., взлётная масса – 465,015 т.

При расчётной дальности 12000 км, оптимальным является УГС с грузоподъёмностью в 160 т., весовая отдача – 0,3151, взлётная масса 507,74 т.

На основании анализа полученных результатов для УГС можно отметить, что с увеличением расчётной дальности полёта область оптимальной весовой отдачи смещается влево, т.е. грузоподъёмность оптимальных самолётов уменьшается. Сравнение значений весовой отдачи показывает, что при увеличении расчётной дальности с 6000 км до 12000 км, коммерческая весовая отдача уменьшается примерно на 10%.

В целом можно отметить, что оптимальными по критерию максимальной весовой отдачи являются УГС, рассчитанные на массу коммерческой нагрузки в (160...180) т.

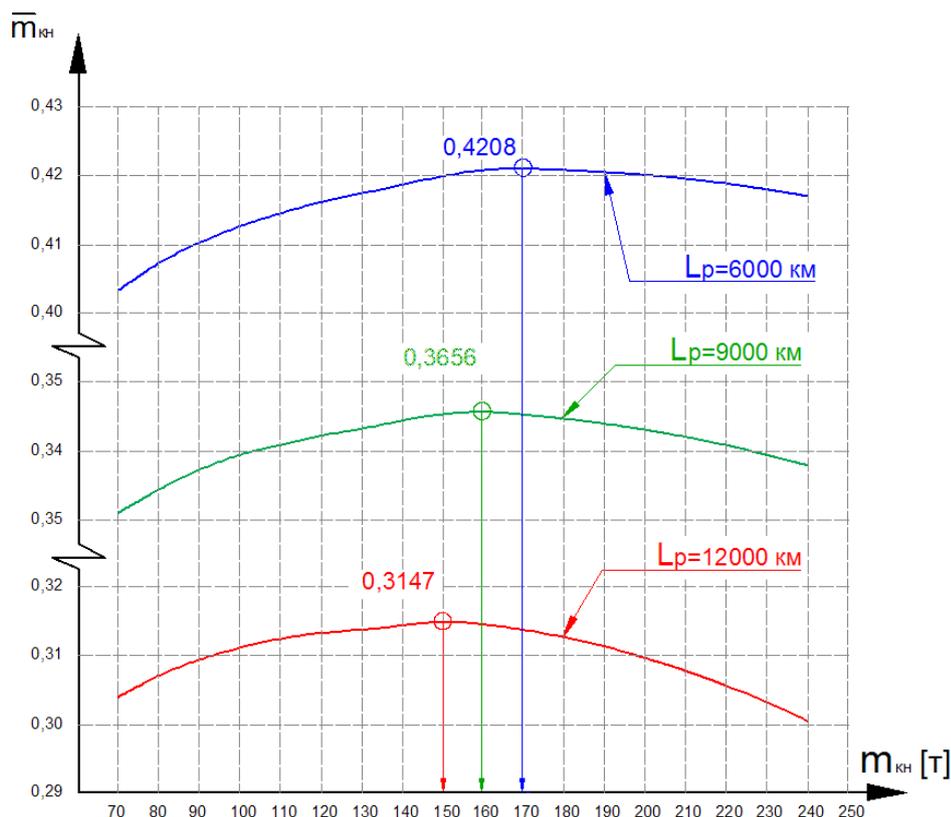


Рисунок 3. Зависимость весовой отдачи от массы коммерческой нагрузки

$$\bar{m}_{кн.} = f(m_{кн.}, L_p) \text{ для УГС.}$$

На рисунке 4 представлены зависимости топливной эффективности (q_T) от величины коммерческой нагрузки ($m_{кн}$) для УГС рассчитанных на расчётные дальности 6000 км, 9000 км и 12000 км.

По данному техническому критерию также имеют место, хотя и пологие оптимумы. Так, для грузового самолёта, рассчитанного на расчётную дальность 12000 км, оптимальная грузоподъёмность составляет 190 тонн, на дальность 9000 км – оптимальная грузоподъёмность – 220 т и на дальность 6000 км – 250 т.

Таким образом, величина максимальной коммерческой нагрузки оказывает противоречивое влияние на топливную эффективность. Чем больше расчетная дальность полёта, тем на меньшую коммерческую нагрузку необходимо создавать самолёт. Анализ зависимостей позволили обнаружить следующую особенность. На первый взгляд, кажется, что чем

меньше расчётная дальность полёта, тем выше должна быть топливная эффективность самолёта. Однако, на самом деле, топливная эффективность УГС рассчитанных на дальность 9000 км оказалась выше топливной эффективности самолётов, рассчитанных на дальность 6000 км.

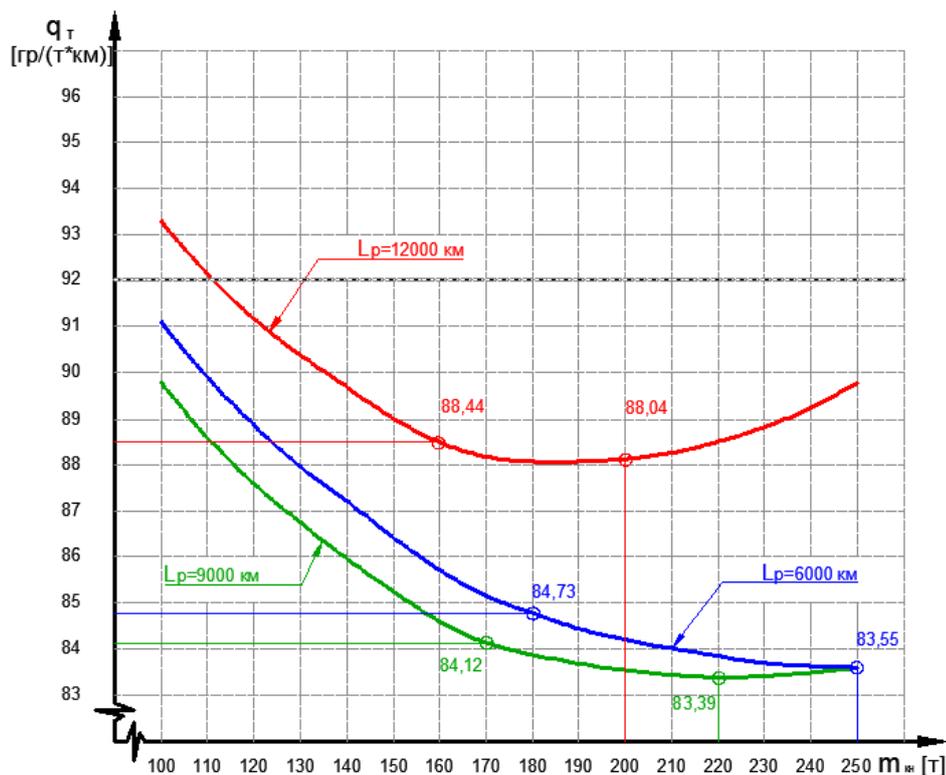


Рисунок 4. Зависимость топливной эффективности от массы коммерческой нагрузки

$$q_{топл.} = f(m_{к.н.}, L_p) \text{ для УГС.}$$

На рисунке 5 представлены зависимости экономического критерия – себестоимости перевозок (a) от массы коммерческой нагрузки ($m_{кн}$) для УГС, рассчитанных на различные расчётные дальности.

По данному критерию оптимальными являются самолёты:

- с максимальной коммерческой нагрузкой 200 тонн, взлётная масса – 475,8 т., при расчётной дальности – 6000 км;
- с максимальной коммерческой нагрузкой 180 тонн, взлётная масса – 492,84 т., при расчётной дальности – 9000 км;
- с максимальной коммерческой нагрузкой 170 тонн, взлётная масса – 540,14 т., при расчётной дальности – 12000 км.

Анализ этих результатов показывает, что с увеличением расчётной дальности полёта область оптимальных значений коммерческой нагрузки уменьшается. Кроме того, при увеличении расчётной дальности с 6000 км до 12000 км себестоимость перевозок возрастает с 0,26 \$/(т·км) до 0,291 \$/(т·км), т.е. увеличивается примерно на 12%.

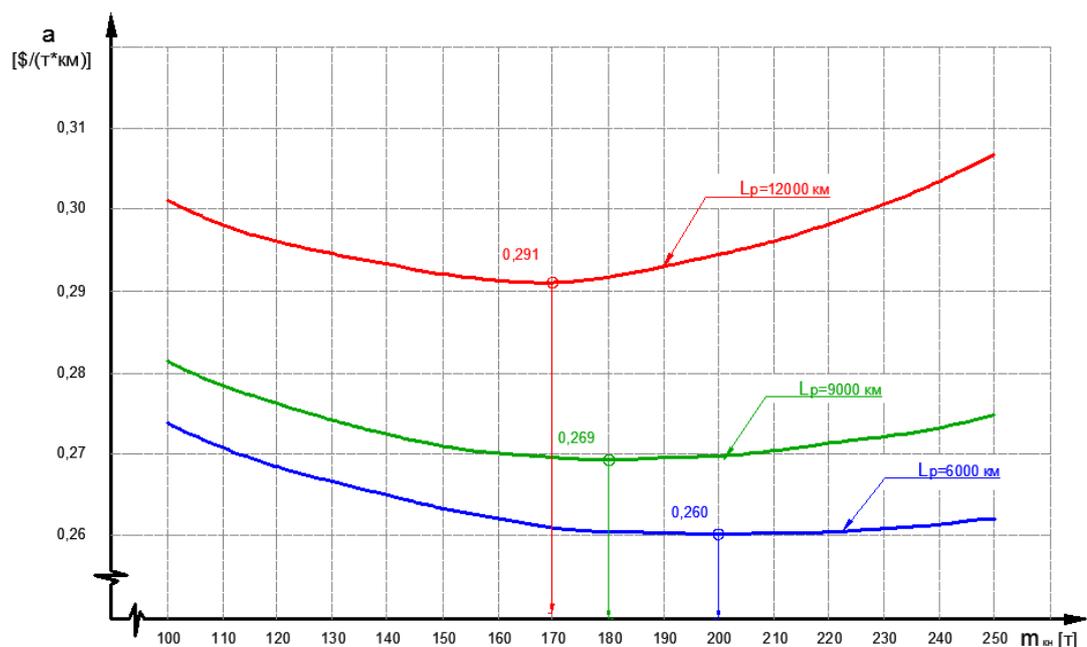


Рисунок 5. Зависимость себестоимости лётного часа от массы коммерческой нагрузки

$$a = f(m_{к.н.}, L_p) \text{ для УГС.}$$

Аналогичные результаты получены в результате параметрических исследований по проектам специализированных самолётов – для бестарной перевозки сыпучих грузов и «самолёта-танкера».

Литература:

1. А.Х.Султанов, И.В.Хамракулов, К.А.Рахимкариев. Концептуальное проектирование перспективных грузовых самолётов. Журнал «Проблемы механики» АН РУз. №1 Ташкент 2009 г.
2. Султанов А.Х., Азаматов А.И. Проблемы повышения транспортной эффективности авиационных перевозок. Ташкент. Журнал Известия ВУЗов, технические науки. № 1-2 2005 г. стр. 33.
3. Сайт: <http://www.aircargoworld.com>
4. Сайт: <http://www.boeing.com/commercial/cargo>