

ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

Введение

Для количественной оценки эффективности летательного аппарата применяют известные показатели [1]:

$$b = \frac{B}{R}, \quad \eta = \frac{R}{B}, \quad (1)$$

где b – затраты на единицу потребительской стоимости; B – затраты живого и прошлого труда на изготовление летательного аппарата (ЛА) и поддержание его работоспособности в период эксплуатации; R – величина, определяющая потребительскую стоимость ЛА; η – показатель производительности труда при создании аппарата.

В общем виде затраты B можно определить так:

$$B = B_{пр} + B_{э} + B_{ц}, \quad (2)$$

где $B_{пр}$ – затраты на производство ЛА; $B_{э}$ – затраты в эксплуатации, связанные с обеспечением работоспособности ЛА за период его эксплуатации; $B_{ц}$ – затраты на приобретение целевой нагрузки.

Величина B зависит от многих факторов: уровня отработки конструкции на технологичность, принятых конструктивно-технологических решений, масштаба производства, общего технологического и организационного уровня подготовки производства и самого процесса производства, технического и организационного уровня обслуживания и ремонта в процессе эксплуатации и других факторов.

В качестве показателя потребительской стоимости ЛА (величина R) может быть принят показатель его эффективности при выполнении конкретной задачи, а для гражданского ЛА – его транспортная эффективность. Наиболее важным показателем транспортной эффективности является произведение полезной или целевой загрузки $G_{ц}$ на расстояние доставки L , а также время перемещения груза.

Целевая отдача R зависит от конструктивных решений, степени внешнего воздействия на ЛА, организационно-технических факторов и др.

Целевая отдача может быть рассчитана по зависимости

$$R = G_{ц} \cdot L \cdot m, \quad (3)$$

где G_u – груз, который остаётся на месте назначения ЛА; L – расстояние, на которое доставляется целевая нагрузка; m – число полетов.

Если нас интересует влияние конструктивно-технологических факторов на эффективность создания ЛА, то эффективность, определяемую по формулам (1), можно назвать конструктивно-технологической эффективностью [1].

Постановка задачи

При разработке конструкций ЛА рассматривается множество конструктивных и технологических решений. Эти решения характеризуются различными параметрами и поэтому требуют неодинаковых затрат на производство и эксплуатацию. Особое внимание при проектировании уделяется весовым параметрам, так как они в значительной мере определяют затраты при производстве и особенно в эксплуатации. Для взаимосвязи важнейших параметров конструкции ЛА – массы и затрат на его изготовление и эксплуатацию используем понятие «стоимость изменения 1 кг массы конструкции».

В соответствии с определением стоимость изменения 1 кг массы конструкции зависит от величины затрат, связанных с целевой отдачей, затратами на производство ЛА в целом, эксплуатационными затратами за весь период эксплуатации, затратами на изготовление вспомогательных элементов конструкции, а также от величины дополнительных капитальных и единовременных затрат.

Повышение эффективности ЛА может быть достигнуто за счет уменьшения излишней массы конструкции. Это может быть достигнуто за счет совершенствования конструкции или качественного изменения технологии.

Затраты на конструкцию при таких изменениях увеличиваются. Стоимость изменений 1 кг массы есть максимально допустимая величина дополнительных производственных затрат на изготовление конструкции в связи с уменьшением излишней массы на 1 кг [1].

Выбор варианта более легкой конструкции целесообразен, если увеличение производственных затрат на его изготовление в расчете на 1 кг будет меньше стоимости изменения 1 кг массы данного летательного аппарата.

Основная задача данной статьи – определить, каким образом конструктивно-технологическое решение, связанное с изменением массы какой-либо части планера самолета окажет влияние на эффективность ЛА. Конкретное предложение касается разработки технологии и инструмента для изготовления ребристых панелей двойной кривизны методом разводки средних зон панели и посадки периферийных зон. Предложенная технология позволяет изменить конструкцию, состоящую из отдельных узких монолитных панелей на новую конструкцию с увеличенной

шириной панелей. При этом, с одной стороны, происходит уменьшение веса конструкции за счет ликвидации продольных стыков между панелями, с другой – увеличиваются затраты на разработку нового технологического процесса по формованию панелей.

Основные результаты

В общем случае повышение эффективности ЛА за счет принятия конструктивно-технологических решений зависит от их влияния на целевую нагрузку, стартовый вес, лётные свойства и размеры ЛА. В зависимости от этого влияния рассматривают три варианта повышения эффективности ЛА [1].

Вариант № 1. Если изменяется масса конструкции любой части ЛА (G_k), целевая нагрузка и целевая отдача (R) не изменяются. Изменение массы при сохранении лётных свойств (максимальная скорость, дальность и высота полёта и др.) требует изменения тяги силовой установки, массы топлива и др.

Вариант № 2. Если изменяется масса конструкции, стартовая масса и лётные свойства, целевая отдача, а целевая нагрузка, запас топлива, силовая установка, геометрические размеры не изменяются.

Вариант № 3. Если изменяется масса конструкции, целевая отдача и целевая нагрузка, а стартовая масса и лётные свойства останутся неизменными.

Изменение массы конструкции компенсируется изменением массы целевой нагрузки (табл. 1 [1]).

Стоимость изменения 1 кг массы конструкции для всех рассматриваемых вариантов может быть определена по зависимостям [1]:

$$A_{G_1} = \frac{K(B_{пр} + B_{ЭГ})}{(1 - \overline{K_m} - \overline{K_{сy}} - 1,3\overline{K_{кп}})G_o}; \quad (4)$$

$$A_{G_2} = K_1 \frac{B}{G_o} + K_2 \frac{B_{пр}}{G_o}; \quad (5)$$

$$A_{G_3} = 0,87 \frac{B}{G_u}, \quad (6)$$

где B – полные затраты на производство и эксплуатацию самолетов; $B_{пр}$ – затраты на производство самолетов; G_o – стартовая масса самолета; $\overline{K_m}$, $\overline{K_{сy}}$, $\overline{K_{кп}}$ – относительные коэффициенты, характеризующие массу топлива, силовой установки и планера самолета; $B_{ЭГ}$ – эксплуатационные затраты, изменяющиеся при изменении массы конструкции; K , K_1 , K_2 – коэффициенты, определяемые статистически; G_u – целевая нагрузка.

Таблица 1 – Варианты повышения эффективности ЛА за счет изменения массы конструкции и затрат на её изготовление

Исходные данные	Обозначения стоимости 1 кг массы	Этапы разработки и условия применения	Для каких самолетов
Первый вариант а) сохраняются: основные летные свойства и целевая нагрузка б) изменяются: полетная масса, масса силовой установки и топлива и геометрические размеры аппарата	A_{G_1}	На этапе эскизного проектирования	Для транспортных и пассажирских
Второй вариант а) сохраняются: целевая нагрузка, силовая установка, запас топлива и геометрические размеры аппарата б) изменяются: полетная масса и летные свойства самолета	A_{G_2}	На этапе рабочего проектирования для выбора более тяжелого варианта конструкции; на этапе рабочего проектирования для выбора варианта более легкой конструкции частей, при выборе которых не применялись первый или третий пути	Для пассажирских
Третий вариант а) сохраняются: полетная масса, летные свойства и геометрические размеры аппарата б) увеличивается: масса полезной нагрузки	A_{G_3}	На любом этапе проектирования, но при условии, если степень использования объемов допускает размещение увеличивающейся целевой нагрузки	Для пассажирских

Эффективность конструктивно-технологического решения для указанных трех вариантов определяется абсолютной величиной экономической эффективности, приходящейся на 1 кг уменьшаемой массы,

$$\mathcal{E}_1 = K_{\tau} A_{G_1} - \frac{\Delta B_r}{\Delta G_k}; \quad (7)$$

$$\mathcal{E}_2 = K_{\tau} A_{G_2} - \frac{\Delta B_r}{\Delta G_k}; \quad (8)$$

$$\mathcal{E}_3 = K_\tau A_{G_3} - \frac{\Delta B_r}{\Delta G_k}, \quad (9)$$

где ΔB_r – дополнительные затраты в производстве на изготовление более легкого варианта конструкции; ΔG_k – уменьшение массы конструкции; K_τ – коэффициент, учитывающий различные сроки окупаемости капитальных вложений и единовременных затрат в отрасли, выпускающей летательные аппараты, и сроки эксплуатации летательных аппаратов.

Величина \mathcal{E} есть абсолютная экономия средств на 1 аппарат в производстве и за весь период эксплуатации, получающаяся при уменьшении массы конструкции какой-либо части самолета на ΔG_k килограмм. Если $\mathcal{E} \leq 0$, то применение варианта более легкой конструкции нецелесообразно.

В нашем случае снижение массы конструкции достигается за счет совершенствования технологии, а именно – изготовление панелей двойной кривизны методом разводки средних зон панели и посадки периферийных зон, что обеспечивает выигрыш в весе за счет ликвидации стыков панелей (рис.1). Это третий вариант повышения эффективности ЛА (табл.1), который реализуется в том случае, если уменьшение массы конструкции допускает соответствующее увеличение массы целевой нагрузки без изменения стартовой массы.

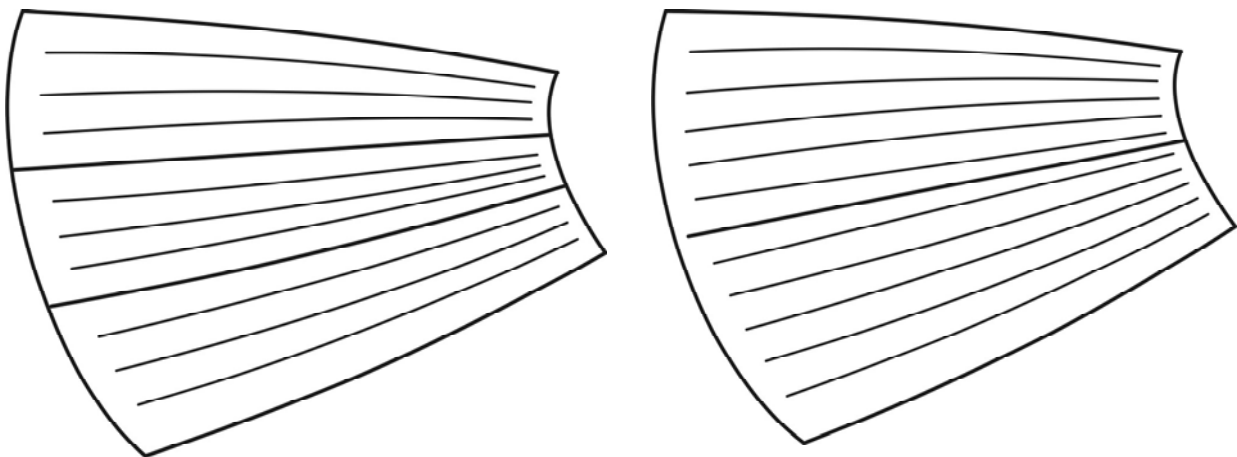


Рисунок 1 – Схема уменьшения массы конструкции за счет применения более широких панелей двойной кривизны и исключения технологического стыка:

а – традиционный вариант; б – новый вариант конструкции

В этом случае выражение для эффективности уменьшения на 1 кг массы конструкции с учетом единовременных затрат и капиталовложений имеет вид [1]

$$\mathcal{E} = K_{\tau} A_{G_3} - \frac{\Delta B_r}{\Delta G_k} - \frac{B_{к.доп}}{\Delta G_k \tau_H N_e} \left(1 + \frac{\Delta R}{R} \right), \quad (10)$$

где $B_{к.доп}$ – дополнительные капиталовложения и единовременные затраты, необходимые для внедрения новой технологии, которые включают в себя стоимость производственного оборудования, специальной оснастки, специального инструмента, стоимость проектно-конструкторских и опытных работ; N_e – годовая программа выпуска изделий; τ_H – нормативный срок окупаемости и капиталовложений и единовременных затрат.

В зависимости для расчета \mathcal{E} большое значение имеет величина A_{G_3} (стоимость изменения 1 кг массы конструкции), которая определяется полными затратами на производство и эксплуатацию самолетов B . Для третьего варианта величина B может быть определена по формуле

$$B = K_3 (B_{пр} + B_m + B_{дв} n_{дв} + B_{м.к.с.} + B_{м.к.дв}), \quad (11)$$

где B_m – стоимость топлива за весь период эксплуатации; $B_{дв}$ – стоимость одного двигателя; $n_{дв}$ – количество двигателей, запланированных для использования за весь срок эксплуатации за вычетом устанавливаемых на самолет при его изготовлении; $B_{м.к.с.}$, $B_{м.к.дв}$ – затраты на техническое обслуживание, текущие и капитальные ремонты самолета и двигателя соответственно; K_3 – коэффициент, который определяют статистически.

Перечисленные затраты представляют собой основные эксплуатационные расходы.

На основании методик, принятых основными производителями и потребителями авиационной техники, суммарные эксплуатационные расходы подразделяются на прямые эксплуатационные расходы и не прямые (косвенные) эксплуатационные расходы. Непрямые эксплуатационные расходы включают в себя такие затраты, как аэродромные расходы и расходы на содержание стоянок и ангаров, оплату обеспечения взлетов и посадок, навигационных и других вспомогательных служб, административные и прочие накладные и косвенные расходы. В отличие от не прямых эксплуатационных расходов, которые в значительной степени не определяются выбранным типом ЛА, прямые эксплуатационные расходы напрямую зависят от конкретного типа ЛА и существенно влияют на стоимость всего жизненного цикла изделия [2].

В международной практике прямые эксплуатационные расходы включают в себя: амортизацию или амортизационные отчисления; рас-

ходы на страхование; затраты на техническое обслуживание и ремонт (ТО и Р) ЛА (включающие в себя прямые затраты на ТО и Р и стоимость трудозатрат технического персонала); стоимость топлива (стоимость всех прочих ГСМ, как правило, составляет 4...5% от стоимости топлива); расходы на содержание экипажа.

Распределение прямых эксплуатационных расходов по категориям для типового турбовинтового самолета представлено в табл. 2. [2].

Таблица 2 – Распределение прямых эксплуатационных расходов

№ п/п	Наименование расходов	Доля расходов, %
1	Амортизационные отчисления	27
2	Техническое обслуживание и ремонт самолета и двигателя	20
3	Топливо и горюче-смазочные материалы	23
4	Зарплата экипажа	25
5	Страхование	5

Прямые эксплуатационные расходы оказывают решающее влияние как на стоимость изменения 1 кг массы конструкции, так и на эффективность конструктивно-технологических решений. Максимальные расходы приходятся на амортизационные отчисления (27%). Они включают в себя: стоимость самого ЛА и потребный запас запасных частей и необходимый комплект средств наземного обслуживания, которые обеспечивают эксплуатацию на начальном этапе (как правило, в течение первых двух лет) эксплуатации. Снижение затрат в производстве осуществляется за счет достижений в области автоматизации и компьютеризации конструкторского и технологического проектирования и интенсификации технологической подготовки производства. Составными частями технологического проектирования являются обеспечение производственной технологичности конструкции, проектирование технологических процессов, проектирование элементов производственной системы, проектирование технологической оснастки.

Первоначальная стоимость самолета является небольшой по сравнению с остальными эксплуатационными расходами. Считается, что за 10 лет эксплуатации самолетов эксплуатационные расходы в сумме могут во много раз превысить первоначальные затраты.

Второй значительной составляющей эксплуатационных расходов являются затраты на топливо и горюче-смазочные материалы. Практически все турбовинтовые двигатели, используемые для пассажирских перевозок, обладают низким расходом топлива в своём классе. Имеет значение даже небольшая разница в расходе топлива двух ЛА. Замена

самолета С-130 «Геркулес» на CN235-300 на некоторых рейсах позволила обеспечить экономию по топливу около 1 млн долларов в год [2].

Если экономию умножить на годы эксплуатации и число ЛА в парке, то общие затраты становятся определяющим фактором для принятия решения [2]. Одним из основных показателей, характеризующих уровень совершенства пассажирских самолетов, является топливная эффективность самолета (грамм топлива/кресло*км) (рис. 2 [4]).

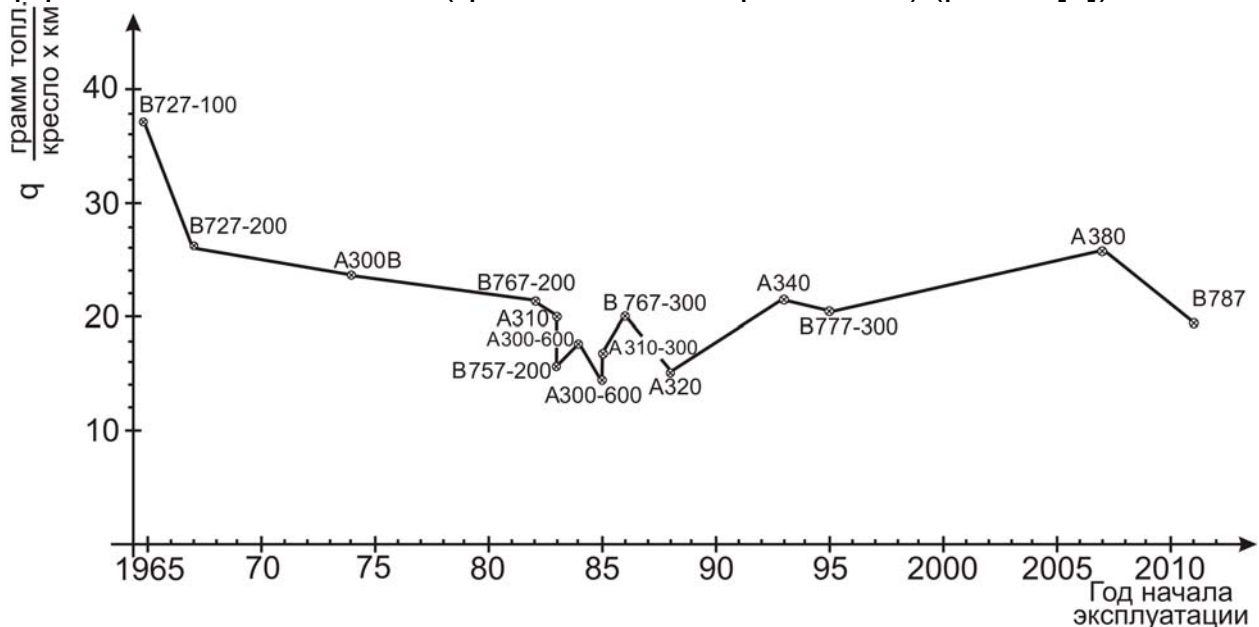


Рисунок 2 – Динамика совершенствования топливной эффективности самолетов.

График на рис. 2 показывает значительное повышение топливной эффективности самолетов. Она достигается за счет аэродинамического совершенства и улучшения характеристик двигателей [4].

Третья составляющая эксплуатационных расходов – техническое обслуживание и ремонт (ТО и Р) осуществляется по предупредительно-плановой стратегии и проводится по регламентам и руководствам, адаптированным к аналогичным процедурам, которые выполняются в ведущих авиационных компаниях и обеспечивают высокое качество и надежность. Большое значение придается максимально высокой готовности к применению (исправности и срокам оперативной подготовки) при минимальных расходах. Техническое обслуживание по техническому состоянию, включающее в себя работы по определению состояния систем, подсистем и агрегатов, дает, по существу, ответ на вопрос, может или не может данный агрегат продолжить эксплуатацию до следующего обслуживания.

ТО и Р двигателей также осуществляются по техническому состоянию. Продолжительность замены двигателей на современных ЛА не превышает двух часов. По планеру, кроме традиционного осмотра, су-

ществует еще специальная программа контроля и предотвращения коррозии.

В общем, упрощение конструкции систем и облегчение доступности позволяют существенно сократить трудоемкость ТО и Р и, следовательно, минимизировать эксплуатационные расходы.

Для расчета конкретных значений величины эффективности \mathcal{E} уменьшения на 1 кг массы конструкции принят пассажирский самолет типа АН-140. Параметры этого самолета:

- максимальный вес $G_{взл} = 21500$ кг,
- вес пустого – 12810 кг,
- коммерческая нагрузка – 4700 кг,
- максимальная крейсерская скорость – 470 км/ч,
- удельный расход топлива – 24,4 г/пасс·км,
- дальность полета с максимальной загрузкой – 1750 км,
- двигатели ТВЗ-117ВМА-СБМ1 – 2·2800 л.с.,
- ресурс проектный – 50000 л.ч.,
- ресурс двигателя амортизационный – 7500 часов.

Эти параметры во многом определяют затраты на производство и затраты за весь период эксплуатации ЛА. Величины A_{G_3} (стоимость изменения 1 кг массы конструкции), B (производственные и эксплуатационные затраты), \mathcal{E} (экономическая эффективность уменьшения массы конструкции) определялись по формулам (6), (10), (11) соответственно. Результаты расчета $A_{G_3} = 1328,9$ дол./кг приведены на графике (рис. 3) [1].

Величина A_{G_3} находится в тесной зависимости от весовой отдачи \bar{K} для пассажирских самолетов. Сравнение приведено к одному временному периоду и в сопоставимой валюте (в данном случае – долларах).

График показывает, что величина затрат на изменение 1 кг массы конструкции возрастает в связи с уменьшением весовой отдачи по коммерческой нагрузке. С большой осторожностью можно сделать вывод: чем совершеннее конструкция (высокая весовая отдача), тем меньше надо затрат на изменение 1 кг массы. Такая конструкция приспособлена к изменениям, требованиям технологов и эксплуатирующих организаций. Другими словами, данная конструкция обладает высокой производственной технологичностью.

Обращает на себя внимание тот факт, что величины A_{G_3} для самолетов АН-10 и АН-140 близки по абсолютной величине. Эти самолеты проектировались и строились в разное время. Конструктивно-технологические, эксплуатационные требования к конструкции имели свою специфику в разные периоды времени. Вместе с тем это свиде-

тельствует о единой концепции их проектирования (геометрическая форма, удельный вес нормализованных и стандартизованных элементов конструкции, расчлененность на сборочные единицы и др.).

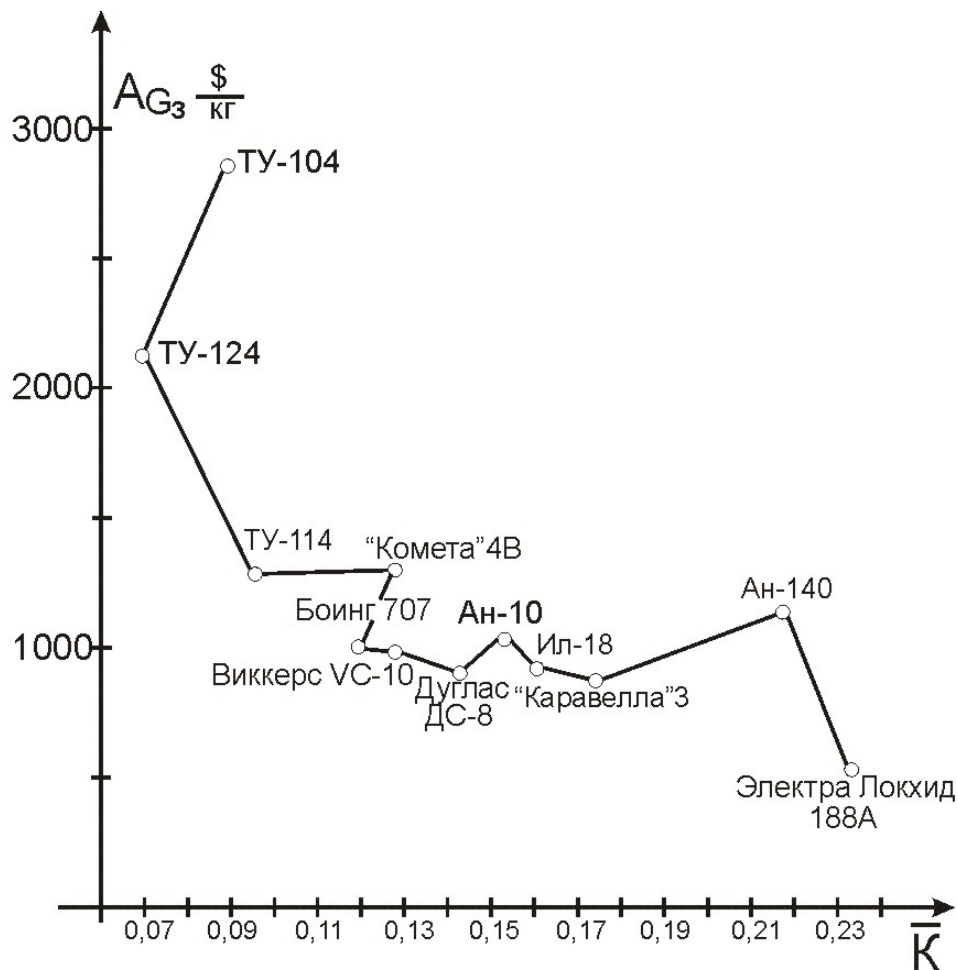


Рисунок 3 – График зависимости стоимости изменения 1 кг массы A_{G_3} от весовой отдачи \bar{K} для пассажирских самолетов

На рис. 3 сравниваются пассажирские самолеты с разными по величине взлетными массами $A_{взл}$ и массами коммерческой нагрузки $G_{коммерческой}$. Экономическая эффективность уменьшения массы конструкции на 1 кг (формула (10)) определяется в основном затратами на производство и эксплуатацию самолета, целевой нагрузкой, дополнительными капитальными, единовременными затратами и годовой программой выпуска [4].

В нашем случае при внедрении технологии изготовления ребристых панелей двойной кривизны методом разводки средних зон панелей и посадки периферийных зон для самолета типа Ан-148 возможно уменьшить массу на 32,6 кг. Расчеты показывают, что экономическая эффективность уменьшения массы конструкции за весь период эксплуатации самолетов при программе $N=30$ самолетов в год составит 77,8 тыс. грн.

Выводы

1. Эффективность конструкторско-технологических решений по снижению массы конструкции на 1 кг в значительной мере определяется затратами в сфере производства и эксплуатации самолета. Поэтому необходимо оценить эти затраты на ранних этапах создания самолета. Это возможно при автоматизированном технологическом проектировании, которое включает в себя расчеты по следующим факторам [5]:

- обеспечению производственной и эксплуатационной технологичности конструкции;
- проектированию технологических процессов;
- проектированию элементов производственной системы;
- проектированию технологической оснастки.

2. Экономическая эффективность снижения массы конструкции на 1 кг может быть принята в качестве одного из критериев оценки технологичности конструкции.

3. Эффективность конструктивно-технологических решений можно значительно повысить, если проектирование конструкции, технологические процессы ее изготовления, проектирование средств оснащения, элементов производственной системы будут осуществляться с соблюдением основных требований интегрированного производства.

Список использованных источников

1. Беляков, И.Т. Технологические проблемы проектирования летательных аппаратов [Текст] / И.Т. Беляков, Ю.Д. Борисов. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
2. Сколько стоит жизнь транспортного самолета? [Электронный ресурс] / Режим доступа: www.airport.ru.
3. Селяков, Л.Л. Материалы для размышлений [Текст] / Л.Л. Селяков. – М.: Оборонгиз, 1988. – 48с.
4. Корнилов, Л.Н. Оценка затрат на совершенствование конструкции изделия на серийном предприятии [Текст] / Л.Н. Корнилов, А.И. Бабушкин // Технологические системы. – К., 2004. – № 4(24). – С. 21 – 29.
5. Корнилов, Л.Н. Информационные технологии в сборочном производстве летательных аппаратов [Текст] / Л.Н. Корнилов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – №4. – Х., 1999. – С. 101 – 108.

Поступила в редакцию 10.06.2014.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*