



$$\Gamma_{\text{сер.}} = Q_{\text{експл.}}^{\text{брутто}} / L_{\text{гол}} \text{ (млн. ткм брутто/км за рік)}, \quad (6)$$

де $L_{\text{гол}}$ – розгорнута довжина головних колій.

Протягом розрахункового періоду параметр $\Gamma_{\text{сер.}}$ змінювався неоднозначно. Дослідженнями встановлено наступні математичні моделі функції $\Gamma_{\text{сер.}} = f(t)$ для відповідних часових інтервалів:

$$2009-11 \text{ р.р.} \quad \Gamma_{\text{сер.}} = 12 + 1,23 t \quad (r=0,998; r^2=0,995) \quad (7)$$

$$2011-16 \text{ р.р.} \quad \Gamma_{\text{сер.}} = 16,7 - 0,66 t \quad (r=0,986; r^2=0,972) \quad (8)$$

$$2008-16 \text{ р.р.} \quad \Gamma_{\text{сер.}} = 16 - 0,29 t \quad (r=0,61; r^2=0,37) \quad (9)$$

Наведені залежності свідчать про те, що на першому етапі (2008-11 р.р.) розрахункового періоду середня вантажонапруженість головної колії по мережі залізниць мала деяке зростання (на 1,23 млн. ткм брутто за рік), а з 2011 року її величина почала щорічно зменшуватися на 0,66 млн. ткм брутто. В цілому протягом розрахункового періоду зміна показника $\Gamma_{\text{сер.}}$ характеризується тенденцією до зниження.

Середня вантажонапруженість уявляє собою поїзний потік, який діє на 1 км колії протягом року. Для оцінки рівня дії цього поїзного навантаження на конструкцію колії застосовується [2] показник кінетичної енергії вантажного потоку:

$$K_{\text{кінет}} = 0,5 \Gamma_{\text{сер.}} V_{\text{тех.}}^2 \quad (10)$$

де $V_{\text{тех.}}$ – середня технічна швидкість руху поїзда (при розрахунках згідно [1] приймається $V_{\text{тех.}} = 44,5$ км/год).

Якщо прийняти значення $K_{\text{кінет}}$ у 2008 році за 100%, то видно, що у 2016 році величина цього показника зменшилася на 15%, тобто спостерігається певне зниження (в середньому по мережі) інтенсивності дії поїзного потоку на конструкцію залізничної колії.

Висновки з даного дослідження.

Виконані дослідження дозволили встановити математичні моделі змінювання експлуатаційного вантажообігу та середньої вантажонапруженості головної колії у 2008-2016 роках по мережі залізниць.

Література

1. Довідник основних показників роботи залізниць України (2002-2012 роки) [Текст].- Київ, 2013. - 48с.
2. Штомпель А.М. Сучасні обсяги залізничних перевезень та їх вплив на умови роботи конструкції колії [Текст] / А.М.Штомпель // Сб. науч. тр. по материалам международной научно-практической конференции "Современные направления теоретических и прикладных исследований '2011". Том 1. Транспорт.- Одесса: 2011. - С.27-32.

ЦИТ: ua217-108

DOI: 10.21893/2415-7538.2017-06-2-108

УДК 629.735.33(07)

Капитанова Л. В., Бабенко Ю. В.

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛЬНОЙ МАССЫ НА ЭТАПЕ СОЗДАНИЯ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ



Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”,
Харьков, Чкалова 17, 61070

Kapitanova L. V., Babenko Yu. V.

LIMIT MASS ESTIMATION AT TRANSPORT CATEGORY AIRPLANE MODIFICATIONS CREATION STAGE

*National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”,
Karkiv, Chkalova 17, 61070*

Показано, что основным источником осуществления модификационных изменений в самолетах транспортной категории, когда необходимо сохранить лучшие качества базового варианта и одновременно повысить эффективность модификации, являются затраты массы. Установлено, что причинами увеличения массы модификации являются: изменения ТЭТ заказчиком, ошибки при выборе исходных условий, несовершенство методов расчетов и проектирования и т. п. С учетом таких изменений кроме понятия стартовой массы введено понятие предельной массы как суммы стартовой массы и всех ее изменений на этапах проектирования и летных испытаний, с которой модификация сертифицируется и принимается заказчиком в серийное производство. На примерах модификаций самолетов Ан-24, F-27 и B-727 показана реализация такого подхода.

Ключевые слова: самолеты транспортной категории, модификации самолетов, стартовая и предельная массы.

It is shown, that the main source of modification changes in transport category airplanes, when it is necessary to keep the best performance of base version and simultaneously to increase efficiency of the modification, is mass expenses. It is determined the following reasons of the modification mass increase: customer technical-economical requirements variation, initial condition selection mistakes, imperfectness of calculation and design methods etc. Taking into account these variations, in addition to takeoff mass, limit mass concept was introduced as a sum of takeoff mass and all its variations at design and flight test stages, with which the modification is certified and adopted by customer in serial production. This way implementation was shown on examples of An-24, F-27 and B-727 airplanes modifications.

Key words: transport category airplanes, modification of the airplanes, takeoff and limit masses.

Вступление

Взлетная масса самолета является определяющим фактором любого летательного аппарата. Это в полной мере относится и к самолетам транспортной категории, поскольку от взлетной массы напрямую зависят характеристики их транспортной и экономической эффективности [1, 2].

В модификациях, которые создаются ради повышения производительности, изменение взлетной массы играет особенно чувствительную роль, поскольку ее изменение приводит не только к



положительным изменениям транспортной и экономической эффективности, но и существенно ухудшают взлетно-посадочные характеристики [3].

Поэтому вопрос оценки затрат массы на модификационные изменения должен рассматриваться на самых ранних стадиях создания модификаций.

Постановка задачи

Оценить допустимый диапазон изменения массы модификации самолета транспортной категории от значения, определяемого на основе управления существованием самолета, до ее предельной величины перед запуском модификации в серийное производство.

Анализ и решение проблемного вопроса

Опыт создания модификаций самолетов транспортной категории показал, что особую роль играет масса, которая предопределяет не только совершенство конструкции, но и технико-экономическую эффективность всех решений.

Иными словами, соотношение [3]

$$\frac{\text{ТЭТ}}{\text{стартовая масса } (m_0)} = \frac{\text{модифицируемые параметры } (P_i)}{\text{предельная масса } (m_{np})}, \quad (1)$$

где ТЭТ – технико-экономические требования, является натуральным измерителем массы, потребной для получения заданной совокупности свойств и качеств модификации.

Однако, как бы хорошо ни был скомпонован и оптимизирован самолет на начальной стадии проектирования, диалектика процесса создания неизбежно ведет к изменению как числителя, так и знаменателя этого отношения. Отсюда следует, что неизбежны в той или иной мере «уход» параметров проекта от оптимизированных и, как следствие, снижение эффективности проекта.

Выявление этого обстоятельства, т. е. сопоставление потребных характеристик модификаций с располагаемыми техническими возможностями и сведение совокупности параметров $\in P_i$, а также взлетной массы в единый конкретный облик, и является компромиссной задачей разработки новой модификации (рис. 1).

Стартовую массу в настоящее время определяют на основе так называемых уравнений существования [1] методом суммирования или умножения относительных масс укрупненных составляющих:

$$1 = \overline{m_1} + \overline{m_2} + \overline{m_3} + \dots + \overline{m_n}; \quad (2)$$

$$\overline{m_0} = \frac{m_0}{m_1} \cdot \frac{m_1}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_3} \dots \frac{m_{n-1}}{m_n}; \quad (3)$$

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{об} + m_{пн}, \quad (4)$$

где m_0 - взлетная масса самолета; m_k - масса конструкции; m_{cy} - масса силовой установки; $m_{об}$ - масса оборудования; $m_{пн} = m_t + m_{кн}$ - масса полезной нагрузки, состоящая из масс топлива и коммерческой нагрузки.

На основе выражений (2 – 4) решались и решаются важнейшие задачи формирования облика самолета, а также ряд других проблемных вопросов.



Применительно к задачам анализа модификаций, т. е. к задачам, позволяющим проследить связь $\in P_i$ с изменением прироста массы Δm , такой подход можно построить на следующих предпосылках.

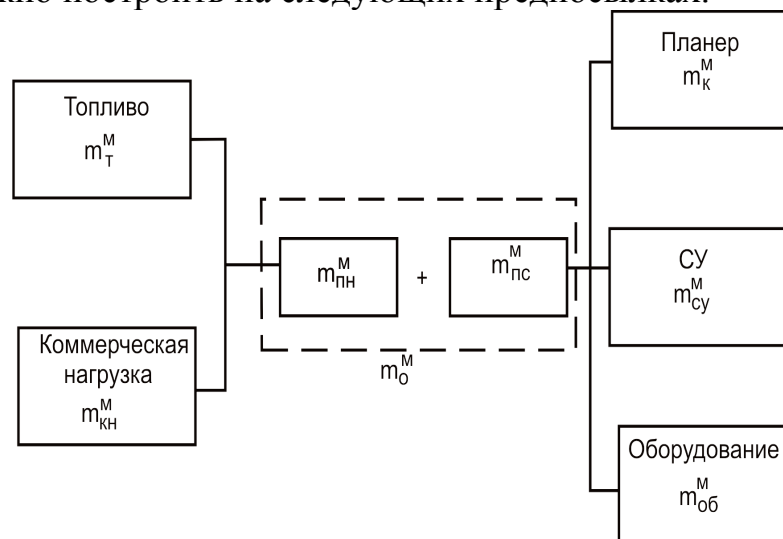


Рис. 1 Схема формирования массовых характеристик модификаций

Нетрудно заметить, что систему уравнений (2 – 4) применительно к модификациям можно разделить на две системы:

- массу полезной нагрузки:

$$m_{пн} = m_T + m_{кн}; \quad (5)$$

- массу пустого самолета:

$$m_{пс} = m_к + m_{су} + m_{об}. \quad (6)$$

Иными словами, масса $m_{пн}$ определяет долю массы m_0 , которая должна быть отведена на составляющие полезной массы при конкретном сочетании параметров, описывающих модификации в целом. Масса $m_{пс}$ показывает, какая доля массы m_0 может быть отведена на выполнение требований в существующих возможностях их реализации.

Очевидно, что изменение сочетания параметров, осуществляемое в процессе проектирования модификации, смещает решение уравнения существования в новую точку (рис. 2), соответствующую новой взлетной массе m_0 и новому значению критериального параметра C , а приращение массы при этом будет определяться выражением:

$$dm_0 = \frac{\sum \frac{\partial m_{пн}}{\partial P_i} dP_i - \sum \frac{\partial m_{пс}}{\partial P_i} dP_i}{\frac{\partial m_{пс}}{\partial m_0} - \frac{\partial m_{пн}}{\partial m_0}}. \quad (7)$$

Системы уравнений массы (4) и (7) по существу являются математической моделью модификации, описывающей связь между управляющими параметрами через взлетную массу и ее изменения в процессе проектирования.

В рамках более расширенного толкования задачи прогноза разделение уравнения существования при проектировании модификаций на $m_{пн}$ и $m_{пс}$ может всегда проводиться по приказу: все детерминированные величины в



данной модификации соответственно относятся к $m_{пн}$, все зависящие от параметров проекта – к $m_{пс}$. Это делает предложенный метод универсальным, пригодным на всех стадиях модификационных изменений, даже в процессе эксплуатации уже готового самолета.

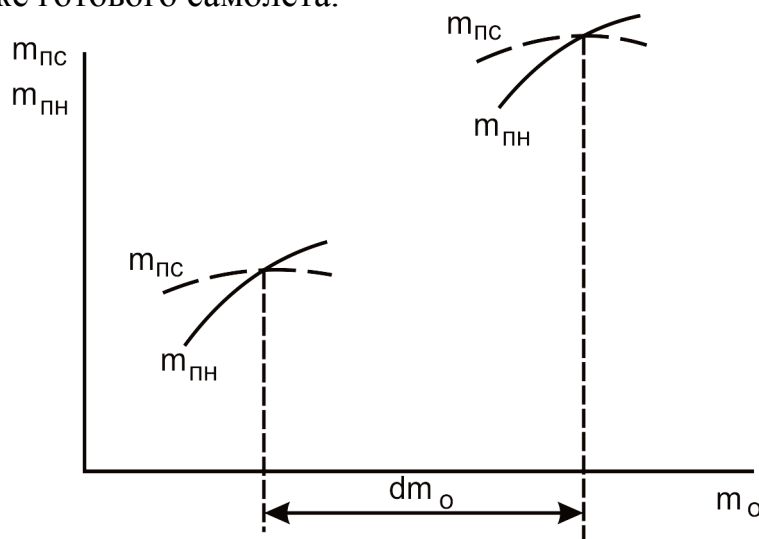


Рис. 2 Изменение массовых характеристик базового (б) самолета и его модификации (м)

Необходимо отметить, что, хотя эти системы в значительной степени индивидуальны для конкретных самолетов и даже для конкретных конструкторских бюро, тем не менее, они дают возможность проследить общие закономерности, например, выраженное смещение минимума относительных масс в сторону больших взлетных масс при повышении производительности модификации.

Кроме того, следует иметь в виду, что существует целый ряд объективных и субъективных причин изменения массовых составляющих, которые и приводят к появлению термина “предельная масса перед запуском модификации в серийное производство” (рис. 3).

С учетом этого обстоятельства разработчик модификации, основываясь на собственном опыте, предусматривает некоторый запас по массе. Это вызвано объективно существующими причинами увеличения массы некоторых конструкций планера по сравнению с оптимальной расчетной массой.

Определение возможной или предельной массы обеспечивает в последующем контроль ее по силовым конструкциям планера и изменениям по силовой установке, системам и оборудованию. В дальнейшем увеличенная взлетная масса используется в целях сохранения или улучшения летных, технических, эксплуатационных и экономических характеристик при создании различных модификаций.

Пределы роста взлетной массы на ранних стадиях создания модификации можно определить методом статистического прогнозирования. Анализируя базу данных по аналогам и с учетом собственного опыта, разработчик находит закономерности, по которым и выбирает разумные пределы роста взлетной массы. Такой подход приводит к отклонениям, которые объясняются тем, что



новая модификация проектируется по требованиям, которым не отвечал базовый самолет. По этой и другим причинам предельная взлетная масса постоянно уточняется (рис. 4) [4].

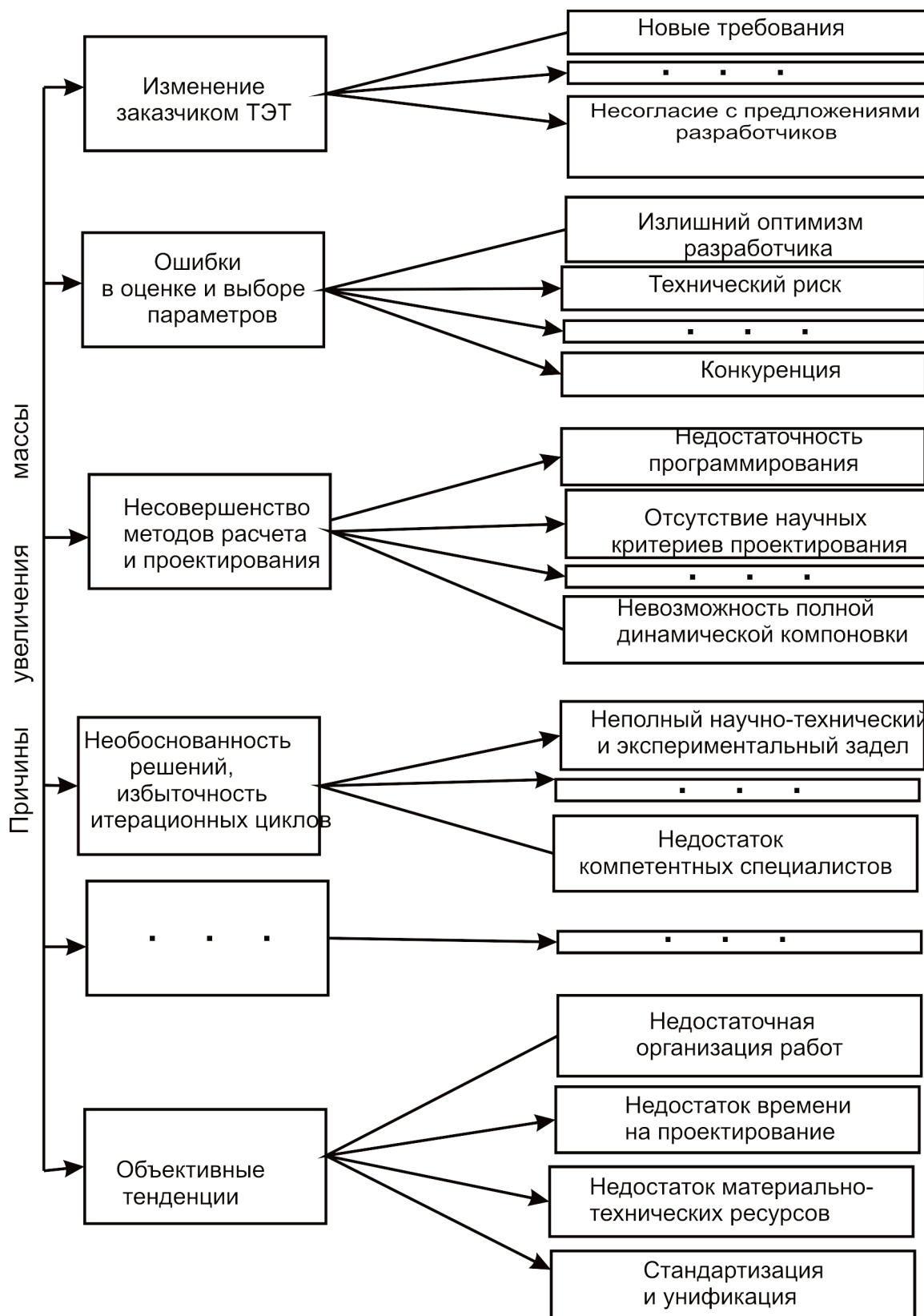


Рис. 3 Возможные причины изменения массовых характеристик модификаций на этапе их создания

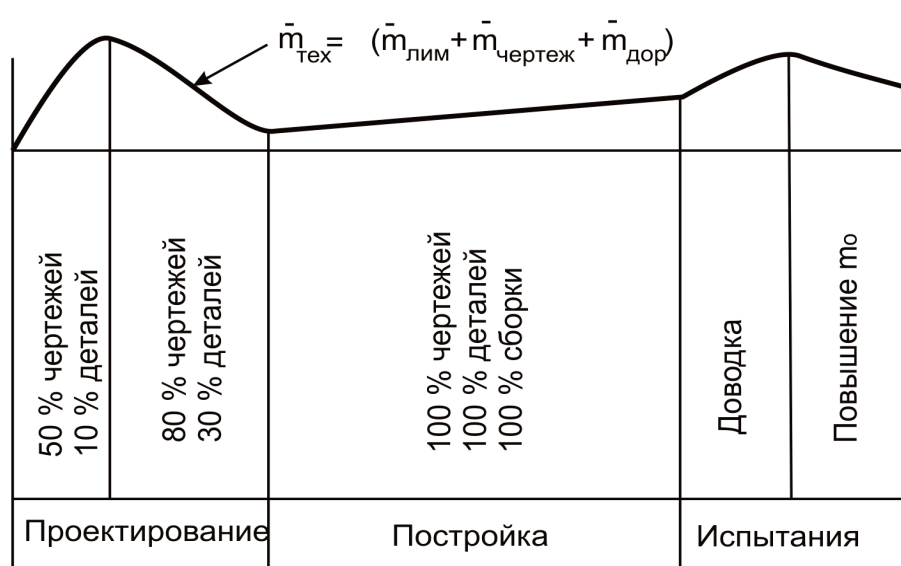


Рис. 4 Изменение массы на начальных этапах жизненного цикла самолета

При этом различают следующие возможные, составляющие резерва (запаса) по взлетной массе на этапах:

- проектирования - $\Delta m_{0\text{эп}}$;
- постройки, испытаний и доводки - $\Delta m_{0\text{эпид}}$;
- эксплуатации - $\Delta m_{0\text{ээ}}$;
- совершенствования модификаций - $\Delta m_{0\text{эсм}}$.

Расчетная предельная масса $m_{0\text{пр}}$ по сравнению со стартовой $m_{0\text{шт}}$ принятой в начале проектирования, определяет запас (резерв) взлетной массы:

$$\Delta m_{0з} = m_{0\text{пр}} - m_{0\text{шт}} . \quad (8)$$

Реализация этого запаса по взлетной массе в целях сохранения или повышения эффективности и экономичности модификации в течение сроков ее создания может быть полно осуществлена при одновременном аэродинамическом и эксплуатационном совершенстве планера, устанавливаемых маршевых двигателей и более современного оборудования и систем.

Весь запас по взлетной массе распределяется по составляющим, необходимым для компенсации увеличения массы любых элементов конструкции, систем и оборудования в соответствии с этапами создания, совершенствования и эксплуатации.

$$\Delta m_{0з} = \sum_{i=1}^n \Delta m_{0i} . \quad (9)$$

Этот запас и первоначально принятая взлетная масса определяют взлетную массу $\Delta m_{0м}$, т. е. массу сертифицированного самолета, принятого заказчиком к серийной эксплуатации:



$$\Delta m_{\text{ом}} = m_{0 \text{ пп}} + \Delta m_{0 \text{ нэ}} \quad (10)$$

Сумма запасов масс на этапах и определяет предельную взлетную массу создаваемой модификации:

$$m_{0 \text{ пр}} = m_{0 \text{ пп}} + \Delta m_{0 \text{ з}} = m_{0 \text{ пп}} + \sum_{i=1}^n \Delta m_{0 \text{ i}} = m_{0 \text{ пп}} + \Delta m_{0 \text{ эп}} + \Delta m_{0 \text{ эвид}} + \Delta m_{0 \text{ эсм}} = m_{0 \text{ пп}} + \Delta m_{0 \text{ нэ}} + \Delta m_{0 \text{ пнэ}} = m_{\text{ом}} + m_{0 \text{ пнэ}} \quad (11)$$

Приведенные здесь выражения в полной мере подтверждаются изменениями масс модификаций отечественного самолета Ан-24 и зарубежных самолетов F-27 и B-727 (рис. 5 и 6).

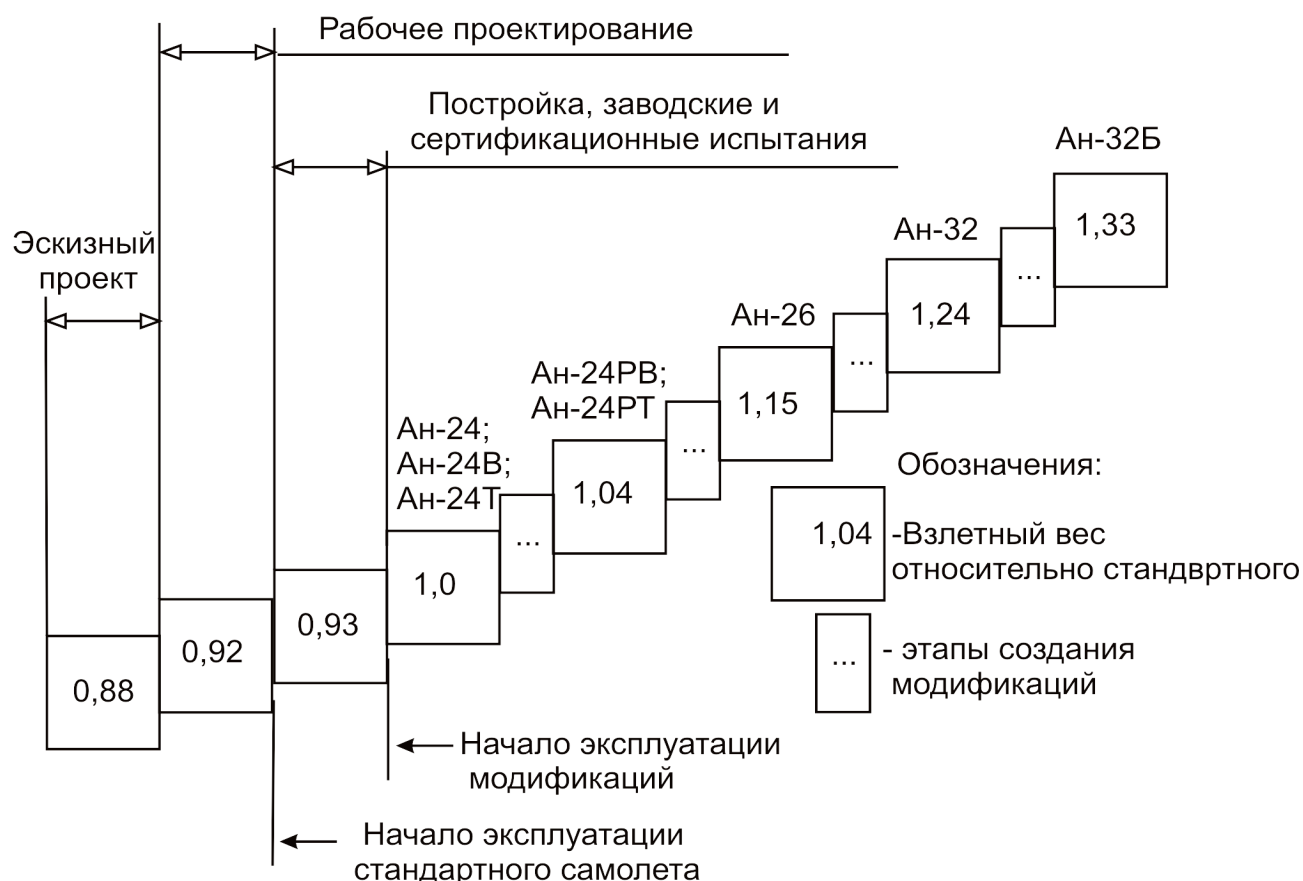


Рис. 5 Изменение стандартного (базового) взлетного веса самолета Ан-24 и его модификации по этапам их создания и эксплуатации

В целях существенного снижения массы и труда затрат в процессе разработки обеспечивается максимальная общность основных конструктивных элементов, систем, оборудования, кабины экипажа, эргономики и многое другое, пригодное для всего семейства. Степень отличия одной модификации самолета от другой различна, как различны и затраты массы при их реализации.

Характерными примерами также являются семейства:

- ГП «Антонов»: Ан-148 → Ан-158 → Ан-178;
- «Эрбас Индустри»: А300 → А310 → А320/А321 → А330 → А340 → А360.



Рис 6 Изменение стандартного (базового) взлетного веса самолетов F-27 (Голландия) и B-727 (США) и их модификаций относительно стандартного по этапам их создания и эксплуатации

Выводы

1. При разработке модификаций самолетов транспортной категории, когда необходимо сохранить лучшие качества базового варианта и одновременно повысить эффективность модификации, основным источником таких решений являются затраты массы.

2. На этапах создания модификации вплоть до периода ее серийного производства стартовая масса постоянно изменяется вследствие изменения ТЭТ заказчиком, наличие ошибок при выборе основных параметров, несовершенства методов расчетов и проектирования и ряда объективных обстоятельств.

3. С учетом таких изменений кроме стартовой массы предложена модель оценки так называемой предельной массы, которая суммирует стартовую массу и все ее изменения на этапах проектирования, производства и летных испытаний, с которой модификация и сертифицируется, и принимается заказчиком в серийном производстве.

4. Реализация такого подхода показана на примерах модификаций самолета Ан-24, голландского F-27 и американского B-727.



Список использованных источников

1. *Principles of Designing of Airplanes with Turbine Engines: study guide* / P. V. Balabuyev, S. A. Bichkov, A. G. Grebeniko et al. – Kharkiv : National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2013. – 731 p.
2. Бабенко, Ю. В. Экономические причины разработки самолетных модификаций / Ю. В. Бабенко // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “Харьков. авиац. ин-т”*. – Вып. 24. – Харьков, 2004. – С. 142-145.
3. Капитанова, Л. В. Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификаций самолетов / Л. В. Капитанова // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского “Харьков. авиац. ин-т”*. – Вып. 4/51. – Харьков, 2007. – С. 18 – 25.
4. Шейнин, В. М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В. М. Шейнин, В. М. Макаров. – М. : Машиностроение, 1983. – 226 с.

References

1. *Principles of Designing of Airplanes with Turbine Engines: study guide* / P. V. Balabuyev, S. A. Bichkov, A. G. Grebeniko et al. – Kharkiv : National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, 2013. – 731 p.
2. Babenko, Y.V. *Ekonomicheskiye prichiny razrabotki samolyotnykh modifikatsiy [Economical reasons of aircraft modifications development]* Y.V. Babenko// *Otkrytye infomatsionnyie i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii – Open information and computer integrated technologies: Collection of scientific Works , National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”*, – Issue 24–Kharkiv, 2004, – 142-145 pp.
3. Kapitanova, L.V. *Osnovnyye usloviya sokhraneniya bazovykh kharakteristik pri razrabotke modifikatsiy samoletov [Main Conditions of Keeping the Basic Runway Performance in the Process of Aircraft Modifications]* / L.V. Kapitanova // *Problems of Designing and Manufacturing of Aircraft Structures. Collection of scientific Works , National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”*, – Issue 4/51–Kharkiv, 2007. – 18-25 pp.
4. Sheinin, V. M. *Rol' modifikatsiy v razvitii aviatsionnoy tekhniki [Role of modifications in aviation vehicles development]*. Moscow, 1983, 226 p.

Рецензент: д.т.н., проф. Божко В.П.

Статья отправлена: 03.07.2017 г.

© Капитанова Л.В., Бабенко Ю.В.