

doi: 10.32620/oikit.2021.93.01

УДК 629.735.33

А. З. Двейрин

ОПЫТ И ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ ТЯЖЕЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА

Государственное предприятие «Антонов»

Тяжелые транспортные самолеты создаются и эксплуатируются авиакомпаниями США (С-5А, С-5В, В-747-400), европейским концерном Airbus(A-380), а также отечественным государственным предприятием «Антонов». Такие тяжелые самолеты как Ан-22, Ан-124 и Ан-225 получили всемирное признание как наиболее эффективные в своем классе [1, 2, 3]. Следует отметить, что решающий вклад в их совершенствование (в том числе и в формирование массовых характеристик) внесли такие выдающиеся наши соотечественники, как О. К. Антонов, П. В. Балабуев, С. А. Бычков, В. И. Толмачев, В. Ф. Ерошин, О. К. Богданов.

Основной путь развития отечественных тяжелых транспортных самолетов заключается в создании модификаций, отвечающих всё возрастающим требованиям времени и заказчиков к повышению их транспортных и экономических показателей.

В статье показано, что одним из путей повышения эффективности самолетов этого типа является формирование их массовых характеристик (т. е. массы самой модификации и отдельных её агрегатов), существенно влияющих на все летно-технические и экономические параметры.

Предложено при оценке стартовой массы (формируемой на начальных этапах создания модификации) учитывать возможные изменения в четырех группах параметров:

Т - группе параметров, определяющих уровень требований к новой модификации;

У - группе параметров, определяющих достижение заявленных целей на этапах создания и эксплуатации модификации;

О - группе параметров, которые определяют облик будущей модификации;

П - группе параметров, определяющих массу и её плотность в создаваемой модификации.

Структурирование параметров на четыре группы позволяет оценить и минимизировать влияние объективного закона «квадрат – куб» на прирост массы в процессах проектирования, производства опытного образца и его летных испытаний и представлять её в виде стартовой массы модификации (m_0).

Эффективность использования предложенного подхода к формированию массовых характеристик показана на примерах создания модификаций Ан-124-100М и Ан-124-100М-150.

Отличительной особенностью этих модификаций являются: они создавались через двадцать лет после создания базового самолета Ан-124, грузоподъемность возросла на 30 тонн, взлетная масса на 7 %, площадь крыла, а также длина разбега на взлете и длина пробега при посадке остались неизменными. Осталась неизменной и масса пустого самолета, что свидетельствует об особом подходе к формированию массовых характеристик. При этом в этих модификациях грузоподъемность и рейсовая производительность возросли на 25 %, что является высшим достижением в практике создания самолетов такого типа.

Ключевые слова: тяжелые самолеты транспортной категории; модификации; весовые характеристики; метод формирования стартовой массы.

Актуальность проблемы формирования масс тяжелых транспортных самолетов

Актуальность создания модификаций тяжелых транспортных самолетов (рис. 1) обусловлена рядом весьма важных факторов, а именно

необходимостью:

- увеличения их грузоподъемности и дальности полета, т. е. повышения их рейсовой производительности;
- оперативного внедрения научных достижений при создании новых конструкционных материалов, новых маршевых двигателей, нового оборудования и т. п.
- снижения трудозатрат в процессах производства и эксплуатации этих уникальных изделий со взлётной массой более 300 тонн.



Рис. 1. Базовые модели отечественных тяжелых транспортных самолетов

Реализация таких условий неизбежно ведет к изменениям масс отдельных агрегатов и модификации в целом, что в свою очередь влияет на все основные летно-технические и экономические параметры этих уникальных по грузоподъемности, дальности полета и чрезвычайно дорогих самолетов.

Моделирование формирования массовых характеристик на этапе создания модификации

Представим достижение эффективности самолёта на основе его уравнения существования [4]:

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_m + \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{сл}}}{m_0}, \quad (1)$$

или $\sum \bar{m}_i = 1,$

где $(\bar{m}_k; \bar{m}_{\text{с.у}}; \bar{m}_m; \bar{m}_{\text{об.упр}}; \bar{m}_{\text{ц.н}}; \bar{m}_{\text{сл}}) \rightarrow \frac{m_i}{m_0}$ – относительные массы конструкции, силовой установки, топлива, оборудования и систем, перевозимых грузов, служебной нагрузки входящие в уравнение существования самолета;

m_o – стартовая масса базового самолета или взлетная масса модификации.

В общем виде масса каждой составляющей уравнения существования самолета является функцией большого числа параметров, описывающих самолет, а также его стартовой массы (m_o) при проектировании базового самолета или взлетной массы (m_o) при проектировании модификации

$$\bar{m}_i = f(m_o \in P_i) . \quad (2)$$

В этом случае система уравнений

$$\begin{cases} \bar{m}_k = f_k(m_o; \in P_i); \\ \bar{m}_{cy} = f_c(m_o; \in P_i); \\ \bar{m}_m = f_m(\in P_i); \\ \bar{m}_{об.упр} = f_o(m_o; \in P_i); \\ \bar{m}_{nn} = f_{nn}(m_o; \in P_i). \end{cases} , \quad (3)$$

где $\in P_i$ – совокупность определяющих параметров и есть, по существу, массовая математическая модель базового самолета и его модификаций.

В такой модели стартовая масса (m_o) играет роль основного «управляющего» параметра или параметра «размерности», а совокупность остальных параметров P_i , описывающих проект, по своему конкретному физическому содержанию может быть разделена на четыре группы, или базы входящих в проект данных, каждая из которых несет определенную смысловую информацию:

Т – группа параметров, определяющих граничные условия проектирования, вытекающие из предъявляемых технических требований. Сюда относятся параметры, задаваемые как общетехническими (ОТТ, НЛГС, НП, НН и другими нормативными документами), так и конкретными ТТТ к проекту. Эта группа параметров может быть охарактеризована как база данных – «ТРЕБОВАНИЯ» и обозначена «Т».

У – группа параметров, определяющих физические возможности получения тех или иных свойств и качеств, необходимых для решения задачи создания самолета. Сюда относятся все физические удельные показатели, достижимые для рассматриваемого уровня технического состояния науки и промышленности (удельная прочность материалов, аэрогазодинамические коэффициенты, удельные расходы и другие удельные значения свойств и качеств). Эта группа параметров может быть определена как база данных «УРОВЕНЬ» и обозначена «У».

О – группа параметров, описывающая «безразмерную» компоновочно-геометрическую модель и структуру самолета, т. е. его форму. Выбор этих параметров является собственно изобретательской задачей выбора облика самолета, а сама группа, характеризующая относительные объемно-геометрические данные самолета, может быть определена как группа параметров «ОБЛИК» и обозначена «О».

П – небольшая группа параметров, являющаяся характеристикой «насыщенности» группы «О» удельными массовыми затратами на реализацию параметров, входящих в группы «Т» и «У». Эта группа характеризует массовую

и энергетическую плотности самолета (сюда относятся: удельная нагрузка на несущую поверхность, стартовая тяговооруженность, нагрузка на мидель и др.), может иметь название «ПЛОТНОСТЬ» и обозначена «П».

Принципиальной особенностью формирования масс тяжелых транспортных самолетов является проявление объективного закона «квадрат – куб», поскольку у самолетов такого типа существенно возрастают линейные размеры его основных агрегатов: крыла, фюзеляжа, оперения и т.п. Естественно, что их площади увеличиваются в квадрате, а их масса возрастает в кубе, что в рамках общего весового баланса может привести к снижению массы полезной нагрузки и массы топлива (при заданной дальности).

Для преодоления такой закономерности требуется целая система мер по удержанию масс агрегатов тяжелого самолета (3) в пределах статистических данных [4].

Отсюда вытекает необходимость в методе решения уравнения существования самолета, раскрывающем суть этой задачи, а также позволяющем проследить связь $\in P_i$ с изменением «управляющего» параметра m_o и критериальной интегральной эффективностью.

Такой метод можно построить на приведенных далее предпосылках.

Нетрудно заметить, как показано в задаче анализа (рис. 2), что систему уравнений существования самолета можно разделить на две независимые системы:

$$m_n = m_m(m_o; T; Y; O; \Pi) + m_{об1}(m_o; T; Y; O; \Pi), \quad (4)$$

$$m_p = 1 - \left[\begin{array}{l} \bar{m}_k(m_o; T; Y; O; \Pi) + \bar{m}_{cy}(m_o; T; Y; O; \Pi) + \\ + \bar{m}_m(m_o; T; Y; O; \Pi) + \bar{m}_{об2}(m_o; T; Y; O; \Pi) \end{array} \right] \quad (5)$$

с конкретным сочетанием параметров T, Y, O, Π , описывающих базовый вариант самолета и его модификации,

где m_n – условная потребная масса при заданных требованиях и наборе параметров оборудования и систем;

m_p – условная располагаемая масса, определяемая современным научно-техническим уровнем авиастроения.

Иными словами, потребная масса (m_n) определяет долю массы (m_o), которая должна быть отведена на неизменные в рассматриваемой задаче проектирования составляющие массы перевозимой нагрузки и оборудования, заданных в требованиях, при конкретном сочетании параметров, описывающих модификацию.

Располагаемая же масса (m_p) показывает, какая доля массы (m_o) может быть отведена на выполнение требований в существующих возможностях их реализации.

Очевидно, что решение уравнения существования, т.е. реализация самолета по заданным требованиям, возможна только в случае равенства потребной и располагаемой условных масс или превышения располагаемой массы над потребной.

Очевидно также, что изменение сочетания параметров T, Y, O, Π , т.е. их изменения в процессе модификации самолета, смещает решение уравнения

существования в новую точку (см. рис. 2), соответствующую новой стартовой массе (m_o) и новому значению критериальной функции.

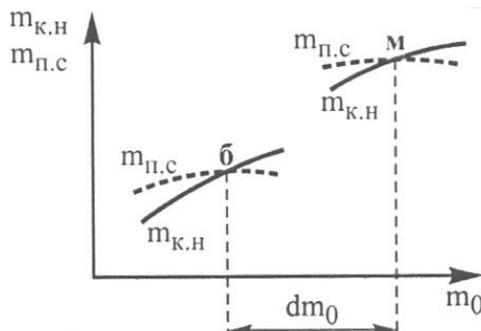


Рис. 2. Изменение массы при модификации (м) базового (б) самолета [1]

Следовательно, изменение массы (m_o) в процессе модификации приводит к изменению m_n и m_p .

Таким образом, сравнение m_n и m_p позволяет наглядно оценить влияние изменений в базовом самолете на массовые составляющие модифицируемого самолета.

В рамках еще более расширенного толкования задач анализа и синтеза управления проектированием модификаций самолетов разделение уравнения существования на потребные и располагаемые массы может всегда проводиться по признаку: все неизменные по абсолютной величине в данной задаче проектирования составляющие относятся к потребной массе, все зависящие от параметров проекта — к располагаемой массе. Это делает предложенный метод универсальным, пригодным на всех стадиях проектирования, в том числе и при разработке модификаций.

Системы уравнений массы (4) и (5) по существу являются математической моделью самолета, описывающей связь между составляющими массовыми характеристиками и проектными параметрами, а также взлетной массой модификации.

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 самолета при повышении его технического уровня.

Предложенный метод позволяет осуществить не только формирование масс, но и управление динамикой изменений массы путем:

- уточнения влияния уровня технических требований в связи с изменением взглядов и подходов к ТТТ;
- уточнения влияния технического уровня по мере углубления и накопления информации о модификации;
- конкретизация конъюнктуры, заставляющей пересматривать исходные условия;
- учета отклонений соразработчиков, изменяющих свои выходные данные.

Оценка изменения массы модификации на основных этапах её создания

Цикл создания модификации состоит из следующих основных этапов: проектирование модификации, постройка опытного образца и его летные испытания.

Следует отметить, что на каждом из этих этапов происходят существенные изменения массы модификации, и только в конце этого цикла устанавливается стартовое значение m_o .

Расчетная предельная масса ($m_{o\text{пр}}$) по сравнению с первоначально принятой в начале проектирования ($m_{o\text{нн}}$) определяет запас (резерв) взлетной массы:

$$\Delta m_{o3} = m_{o\text{пр}} - m_{o\text{нн}}. \quad (6)$$

Реализация этого запаса взлетной массы с целью сохранения или улучшения эффективности и экономичности модификации в течение сроков ее создания может быть полно осуществлена при одновременном аэродинамическом и эксплуатационном совершенстве планера, устанавливаемых маршевых двигателях и более современном оборудовании и системах.

Весь запас взлетной массы распределяется по составляющим, необходимым для компенсации увеличения массы любых элементов конструкции, систем и оборудования и вызванными различными причинами.

Особенность формирования массы тяжелых самолетов заключается и в её влиянии на значения интегральных показателей модификаций.

Эта оценка может быть проведена обычными итерационными методами, однако возможно использование и упрощенных методов, базирующихся на оценке изменений удельных интегральных характеристик экономической эффективности.

Так, удельная работоспособность, приходящаяся на единицу взлетной массы:

$$\bar{A} = \frac{A}{m_o} = \bar{m}_2 L, \quad (9)$$

где A – работа, выполняемая модификацией за один рейс (рейсовая производительность);

m_o – стартовая масса;

$\bar{m}_2 = \frac{m_2}{m_o}$ – относительная величина массы груза, перевозимого

модификацией;

L – дальность перевозки.

При этом отношение \bar{A}_m / \bar{A}_o количественно характеризует улучшение (или ухудшение) технико-экономических показателей создаваемой модификации.

Эффективность использования предложенного подхода формирования масс показана на примерах модификаций Ан-124-100М и Ан-124-100М-150 (табл. 1).

Как видно, их взлетная масса увеличена по сравнению с базовой моделью на 7%, хотя площадь крыла и тяга маршевых двигателей остались неизменными.

Таблица 1

Технические характеристики семейства модификаций самолета Ан-124

Обозначение самолета (модификации)	Ан-124	Ан-124 -100	Ан-124 -100М	Ан-124 -100М-150
Разработан, год	1987	1992	1997	2007
Выпущено, штук	23	30	4	1
Технические характеристики				
Экипаж, чел.	7	6	4	4
Инженерно-технический персонал, чел	9	8	7	7
Грузоподъемность, кг	120000	120000	150000	150000
Длина, м	69,1	69,1	69,1	69,1
Размах крыла, м	73,3	73,3	73,3	73,3
Высота, м	21,1	21,1	21,1	21,1
Площадь крыла, м ²	628	628	628	628
Масса пустого самолета, кг	173000	173000	173000	173000
Номинальная взлетная масса, кг	392000	392000	422000	422000
Максимальная взлетная масса, кг	402000	402000	432000	432000
Массовая отдача, %	58	58	63	63
Силовая установка	4 ТРДД Д18Т	4 ТРДД Д18Т	4 ТРДД Д18Т 3 серии	4 ТРДД Д18Т 3 серии
Назначенный ресурс, час	6000	15000	40000	50000
Летные характеристики				
Максимальная скорость, км/ч	845	865	865	865
Крейсерская скорость, км/ч	800	820	850	850
Практическая дальность, км	В зависимости от груза			
Перегоночная дальность, км	9800	14200	14600	15700
Практический потолок, м	12000	12000	12000	12000
Длина разбега, м	2520...3000	2520...3000	2520...3000	2520...3000
Длина пробега	900	900	900	900

Следует особо подчеркнуть, что масса пустого самолета осталась неизменной, а масса перевозимого груза возросла на 25 процентов, т. е. его рейсовая производительность A (при сохраненной дальности перевозки L) возросла на 25%.

Такой успех в обеспечении массовых характеристик тяжелого транспортного самолета достигнут впервые.

Выводы

1. Коллективом специалистов Государственного предприятия «Антонов» накоплен огромный опыт по созданию тяжелых транспортных самолетов типа Ан-22, Ан-124 и Ан-225. Решающий вклад в их создание внесли О. К. Антонов, П. В. Балабуев, С. А. Бычков, В. И. Толмачев, О. К. Богданов, В. Ф. Ерошин.

2. Каждый из этих самолетов имеет свой неповторимый облик, индивидуальные силовые установки, наиболее важные параметры, которые обеспечили их эффективность на момент создания. С учетом изменения требований времени продолжается процесс разработки их модификаций (Ан-124, Ан-124-100, Ан-124-100М, Ан-124-100М-150) с различной взлетной массой и массой перевозимого груза.

3. Основной особенностью формирования массовых характеристик тяжелого транспортного самолета является необходимость считаться с проявлением объективного закона «квадрат – куб», который наиболее отчетливо проявляется в крупноразмерных агрегатах (крыле, фюзеляже, оперении и др.), геометрическая площадь которых возрастает в квадрате, а масса, естественно, – в кубе.

4. Предложено при оценке стартовой массы, формируемой на этапе проектирования модификации, учитывать изменения четырех групп параметров:

Т – группы параметров, определяющих уровень требований при создании модификации;

У – группы параметров, определяющих достижение заявленных целей на этапах создания и эксплуатации модификации;

О – группы параметров, которые определяют облик будущей модификации;

П – группы параметров, определяющих массу и её плотность в создаваемой модификации.

5. Структурирование параметров на четыре группы позволяет оценить и минимизировать влияние объективного закона «квадрат – куб» на прирост массы в процессах проектирования, производства опытного образца и его летных испытаний и представление её в виде стартовой массы модификации (m_o).

6. Эффективность использования предложенного подхода к формированию массовых характеристик показана на примерах создания модификаций Ан-124-100М и Ан-124-100М-150 с увеличенной на 7% взлетной массой по сравнению с массой базовой модели. При этом в этих модификациях грузоподъемность и рейсовая производительность возросли на 25%, что является высшим достижением в практике создания самолетов такого типа.

Список литературы

1. Самолет Ан-124. Руководство по технической эксплуатации / под ред. В. А. Сумцова. – 274 с.

2. Крыло летательного аппарата / О. К. Антонов, О. К. Богданов, В. И. Толмачев и др. А. с. № 266.569. – 1970.
3. Способ изменения геометрии крыла / О. К. Антонов, В. Ф. Ерошин, В. И. Толмачев и др. / А. с. № 236.989. – 1968.
4. Principles of Designing of Airplanes with Turbine Engines: study guide / P. V. Balabuyev, S. A. Bichkov, A. G. Grebenikov et al. – Kharkov: National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», 2013. – 731 p.
5. 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 «ХАИ». – Вып. 24. – Харьков, 2004. – С. 142–145.
6. Кривов, Г. А. Мировая авиация на рубеже XX–XXI столетий. Промышленность, рынки / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Л. Ф. Афанасьева // Киев: КВЦ, 2003. – 295 с.
7. Boeing-747-400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel. – The Boeing Company, 2011. – 1272 p.
8. Boeing-787. Operations Manual [Text]. – The Boeing Company, 2010. – 1562 p.
9. Flight Manual USAF Series C-5A and C-5B Airplanes. Lockheed.
10. A-380. Technical Training Manual. Chapter 28. Power Plant.– Airbus Industries, 2009. – 198 p.

References

1. *Samolet An-124. Rukovodstvo po tehnichej jekspluatacii* [An-124 Airplane. Flight Manual]/ under editorship of V. A. Sumcov. – 274 p.
2. *Krylo letatel'nogo apparata* [Aircraft Wing]/ O. K. Antonov, O. K. Bogdanov, V. I. Tolmachev and others. А. s. № 266.569. – 1970.
3. *Sposob izmenenija geometrii kryla* [Method to Change Wing Geometry]/ O. K. Antonov, V. F. Eroshin, V. I. Tolmachev and others. / А. s. № 236.989. – 1968.
4. Principles of Designing of Airplanes with Turbine Engines: study guide / P. V. Balabuyev, S. A. Bichkov, A. G. Grebenikov et al. – Kharkov: National Aerospace University «Kharkov Aviation Institute», 2013. – 731 p.
5. Babenko, Ju. V. *Jekonomicheskie prichiny razrabotki samoletnyh modifikacij* [Economical reasons for developing aircraft modifications]/ Ju. V. Babenko // Otkrytye informacionnye i komp'juternye integrirovannye tehnologii: sb. nauch. tr. Nac. ajerokosm. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «HAI». – Issue 24. – Har'kov, 2004. – P. 142–145.
6. Krivov, G. A. *Mirovaja aviacija na rubezhe XX–XXI stoletij. Promyshlennost', rynki* [World aviation at the turn of XX – XXI centuries. Industry, markets]/ G. A. Krivov, V. A. Matvienko, L. F. Afanas'eva // Kiev: KVShh, 2003. – 295 s.
7. *Boeing-747-400. Aircraft Maintenance Manual. Chapter 28. Fuel.* – The Boeing Company, 2011. – 1272 p.
8. *Boeing-787. Operations Manual.* – The Boeing Company, 2010. – 1562 p.
9. *Flight Manual USAF Series C-5A and C-5B Airplanes.* Lockheed.
10. *A-380. Technical Training Manual. Chapter 28. Power Plant.*– Airbus Industries, 2009. – 198 p.

Надійшла до редакції 20.10.2021, розглянута на редколегії 20.10.2021

ДОСВІД І ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФІКАЦІЙ ВАЖКОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Важкі транспортні літаки створюються і експлуатуються авіакомпаніями США (С-5А, С-5В, В-747-400), європейським концерном Airbus (А-380), а також вітчизняним державним підприємством «Антонов». Такі важкі літаки, як Ан-22, Ан-124 і Ан-225 отримали всесвітнє визнання як найбільш ефективні в своєму класі.

У статті запропоновано при формуванні масових характеристик модифікацій літаків цього типу на початкових етапах їх створення враховувати можливі зміни в чотирьох групах параметрів:

Т - групі параметрів, що визначають рівень вимог при створенні модифікації;

У - групі параметрів, що визначають досягнення заявлених цілей на етапах створення і експлуатації модифікації;

О - групі параметрів, які визначають вигляд майбутньої модифікації;

П - групі параметрів, що визначають масу і її щільність в створюваній модифікації.

Структурування параметрів на ці групи дозволяє оцінити і мінімізувати вплив об'єктивного закону «квадрат – куб» на приріст маси в процесах проектування, виготовлення дослідного зразка і його льотних випробувань і подання її у вигляді стартової маси модифікації.

Ефективність використання запропонованого підходу до формування масових характеристик показана на прикладах створення модифікацій Ан-124-100М і Ан-124-100М-150 зі збільшеною на 7 % злітною масою в порівнянні з масою базової моделі. При цьому в цих модифікаціях вантажопідйомність і рейсова продуктивність зросли на 25 %, що є найвищим досягненням в практиці створення літаків такого типу.

EXPERIENCE AND FEATURES OF FORMATION OF MASS CHARACTERISTICS OF MODIFICATIONS OF HEAVY TRANSPORT AIRCRAFT

Heavy transport aircraft are built and operated by US airlines (C-5A, C-5B, B-747-400), the European Concern Airbus (A-380), and the ANTONOV domestic state-owned enterprise. Such heavy aircraft as An-22, An-124 and An-225 have received worldwide recognition as the most efficient in their class [1, 2, 3]. It should be noted that such outstanding compatriots as O. K. Antonov, P. V. Balabuev, S. A. Bychkov, V. I. Tolmachev, V.F.Eroshin, O.K.Bogdanov made a decisive contribution to their improvement (including formation of mass characteristics).

The main path of development of domestic heavy transport aircraft is to create modifications that meet the ever-increasing requirements of the time and customers to improve their transport and economic performance.

The article shows that one of the ways to improve this type aircraft efficiency is the formation of their mass characteristics (i.e., mass of the aircraft modification itself and its individual units), which significantly affect all flight technical and economic parameters.

It is proposed to take into account possible changes in four groups of parameters when assessing the starting mass (formed at the initial stages of creating a modification):

T - a group of parameters that determine the level of requirements for a new modification;

U - a group of parameters that determine the achievement of the stated goals at the stages of creation and operation of the modification;

O - a group of parameters that determine the appearance of the future modification;

P - a group of parameters that determine the mass and its density in the created modification.

Division of the parameters into four groups makes it possible to evaluate and minimize the effect of the objective "square - cube" law on the mass gain in the design, production of a prototype and its flight tests and to represent it in the form of the starting mass of the modification (m_0).

The effectiveness of using the proposed approach to the formation of mass characteristics is shown on examples of the development of modifications of the An-124-100M and An-124-100M-150 airplanes.

A distinctive feature of these modifications are: they were developed twenty years after creation of the base An-124 aircraft, carrying capacity has been increased by 30 tons, takeoff weight has been increased by 7%, the wing area, as well as the takeoff roll and landing run remained unchanged. The empty aircraft mass also remained unchanged, which indicates a special approach to the formation of mass characteristics. At the same time, in these modifications, the carrying capacity and flight performance increased by 25%, which is the highest achievement in the practice of creating aircraft of this type.

Key words: heavy aircraft of the transport category; modifications; weight characteristics; the method of forming the starting mass.

Сведения об авторе

Двейрин Александр Захарович – кандидат технических наук, первый заместитель Генерального директора, генеральный конструктор ГП «Антонов», Украина, 03062, Киев, ул. Туполева, 1 e-mail: dveirin@antonov.com.

About the Author

Dveirin Oleksandr – Candidate of Technical Sciences, First Deputy General Director, General Designer for Designing, Antonov SE, 1, Tupolev Str. 03062 Kyiv, Ukraine, e-mail: dveirin@antonov.com.