

УДК 629.735.33 (07)

Н.Н. МЕЛЬНИК, В.И. РЯБКОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***К-7 В СЕМЕЙСТВЕ ТЯЖЕЛЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ УКРАИНЫ**

Самолет К-7, спроектированный в 1933 году под руководством К.А. Калинина, рассматривается в сопоставлении с другими тяжелыми транспортными самолетами, созданными в Украине в течение прошлого века, такими, как: «Илья Муромец» Киевский, Ан-22, Ан-124, Ан-225, по параметрам весовой отдачи и коэффициентам аэродинамического совершенства. Показано, что по полной весовой отдаче самолет-гигант К-7 представлял собой наивысшее мировое достижение на то время, а впервые примененные серворули обеспечили приемлемое управление этим крупноразмерным самолетом и стали классическим решением на следующих летательных аппаратах подобного класса.

Ключевые слова: самолет К-7, весовое совершенство, топливная эффективность, аэродинамическое качество.

Введение

История отечественного тяжелого авиастроения насчитывает уже около ста лет. К семейству тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине во второй половине XX века [1, 2] можно отнести самолеты: «Илья Муромец» Киевский (И. Сикорского, 1913 г.), К-7 (К.А. Калинина, 1933 г.) и Ан-22, Ан-124, Ан-225 (О.К. Антонова и П.В. Балабуева).

Константин Алексеевич Калинин внес весомый вклад в развитие авиации в Украине. Он спроектировал и построил много уникальных самолетов, однако особое место занимает К-7, вошедший в историю как самый большой и тяжелый самолет своего времени (рис. 1).

В этом самолете Калинин обратился к идее "летающего крыла", связывая с ней будущее авиации. «Идея сконструировать самолет К-7,- писал позже К. А. Калинин [3], у меня зародилась давно, еще в

1925 году. В 1929 году я сформулировал свой проект, который после двух лет доработки начал осуществляться...». При создании больших машин новые пути ведут к новым схемам самолетов, в сторону использования крыла для размещения грузов. На то время в мире не было подобных самолетов, они появились лишь в ходе Второй мировой войны и в самом конце XX века, показав, насколько правильны были решения Калинина. Поэтому самолет К-7 можно поставить в одну линию с украинским Ан-225 и американским В-2.

Анализ принципиальных проектно-конструкторских решений

К-7 – шести- или семимоторный, в различных модификациях, самолет-гигант, которому на то время не было равных по грузоподъемности. Он представлял собою крыло толстого профиля, где размещалась вся полезная нагрузка.

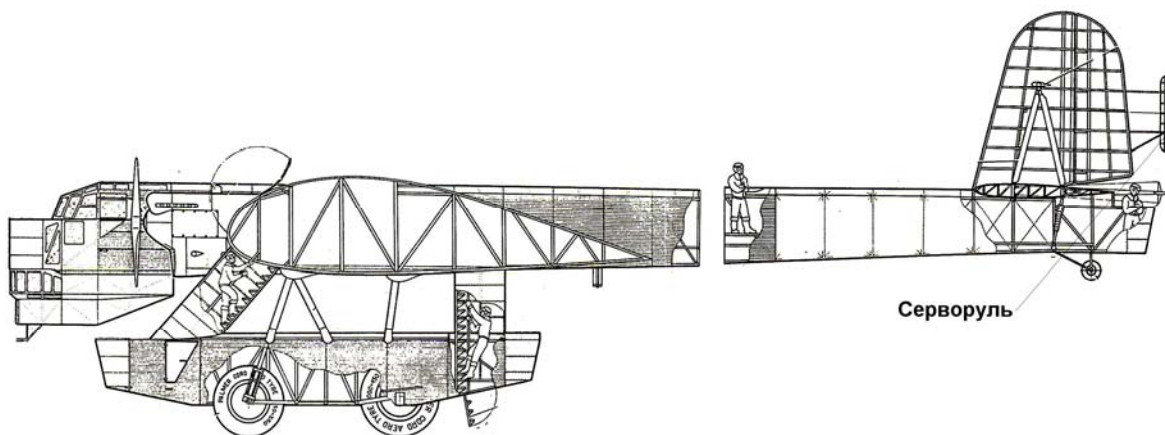


Рис. 1. Общий вид самолета К-7

Принцип создания самолетов с максимальной весовой отдачей всегда был основополагающим для их создателей. Это сложная задача, которая трудно решается в крупноразмерных самолетах, где наиболее отчетливо проявляется действие «закона квадрата куба». При анализе различают несколько видов весовых отдач и критериев [4].

Полная весовая отдача определяется, как

$$\bar{m}_{п.н} = \frac{m_{п.н}}{m_0} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где $m_{п.н}$ – полезная нагрузка, кг; m_0 – взлетная масса, кг.

Весовая отдача по коммерческой нагрузке

$$\bar{m}_{к.н} = \frac{m_{к.н}}{m_0} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $m_{к.н}$ – коммерческая нагрузка, кг.

Весовая отдача по топливу:

$$\bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где m_T – масса топлива, кг.

Весовая отдача по коммерческой нагрузке является частью критерия весовой эффективности $k_{в.э}$, учитывающего производительность самолета:

$$k_{в.э} = \frac{m_{к.н} \cdot L_{тех}}{m_{п.сн}}, \quad (4)$$

где $m_{к.н}$ – коммерческая нагрузка, кг; $L_{тех}$ – техническая дальность самолета, км; $m_{п.сн}$ – масса пустого снаряженного самолета, т.

Весовая отдача по топливу влияет на критерий топливной эффективности, который выражает расход топлива на единицу производительности:

$$k_{т.э} = \frac{m_T}{T_{к.н} \cdot L_{тех}}, \frac{\gamma}{T \cdot км}. \quad (5)$$

Для количественной оценки весовых отдач и критериев эффективности используем исходные данные как самолета К-7, так и других самолетов, созданных в Украине после него (табл. 1).

Таблица 1

Удельные параметры тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине

Параметры С-ты	$m_{п.н}$, кг	$m_{к.н}$, кг	m_T , кг	m_0 , кг	$m_{п.сн}$, кг	$L_{тех}$, км
К-7	13600	6500	7100	38000	24400	1895
Ан-22	106000	63000	43000	226000	120000	6512
Ан-124	214000	120000	94000	392000	178000	12928
Ан-225	350000	200000	150000	600000	250000	23880

Количественная оценка параметров весовой и топливной эффективности рассматриваемых самолетов представлена в табл. 2.

Таблица 2

Параметры весовой и топливной эффективности тяжелых транспортных самолетов, созданных в Украине

Параметры С-ты	$\bar{m}_{п.н}$, %	$\bar{m}_{к.н}$, %	\bar{m}_T , %	$k_{в.э}$, $\frac{кг \cdot км}{т}$	t , $\frac{г}{т \cdot км}$	$k_{т.э}$, $\frac{г}{т \cdot км}$
К-7	35,8	17,1	18,7	324145	1981	576,4
Ан-22	47	27,9	19,1	1815292	292,5	104,8
Ан-124	54,6	30,6	24	3957551	115	61

В сравнительном сопоставлении весовые характеристики самолетов приведены на рис. 2.

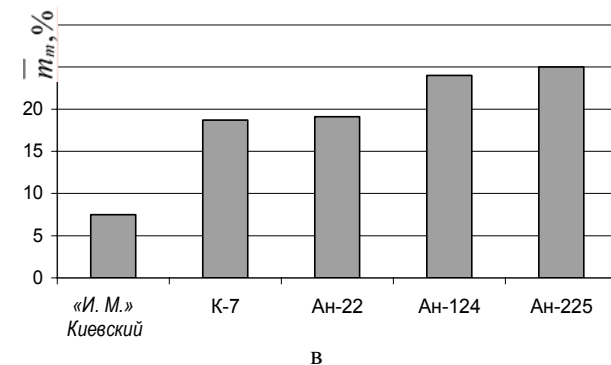
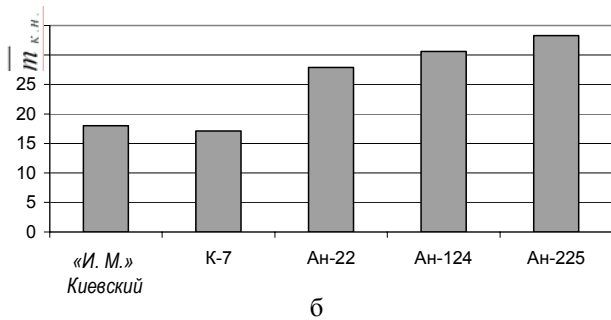
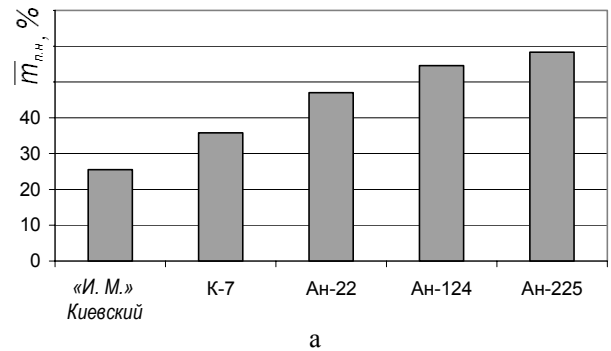


Рис. 2. Весовые отдачи отечественных тяжелых транспортных самолетов: а – полная весовая; б – по перевозимому грузу; в – по топливу

Представляется весьма важным сравнить относительные весовые характеристики отечественных транспортных самолетов не только между собою, но и с мировыми достижениями.

На рис. 3 представлены предельно высокие показатели по весовой отдаче (η), относительной массе перевозимого груза (\bar{m}_g), которые имеют место у тяжелых транспортных самолетов с большими взлетными массами (m_0) [1, 2].

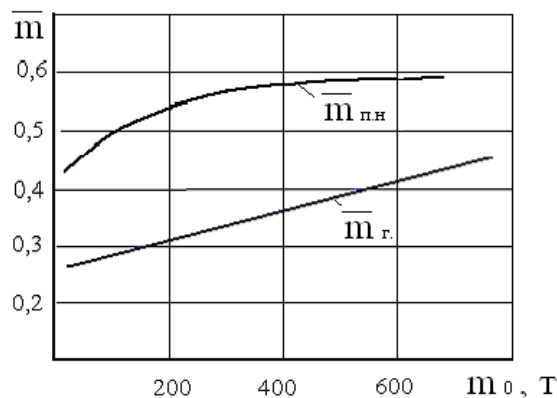


Рис. 3. Мировой уровень по полной весовой отдаче ($\bar{m}_{п.н}$) и относительной массе перевозимого груза (\bar{m}_g) в тяжелом транспортном самолетостроении

Если данные по массовым характеристикам отечественных самолетов, приведенных на рис. 2, сопоставить с их аналогами, представленными на рис. 3, то нетрудно заметить, что отечественные самолеты в момент своего создания и определяли

этот уровень. Для полноты анализа следует заметить, что величины \bar{m}_g и $\bar{m}_{п.н}$ являются исходными данными при проектировании транспортных самолетов.

Очевидно, что полная весовая отдача самолета К-7, определенная по методике, приведенной выше, составляет 35,8 %, а сам Калинин, споря с оппонентами, называл цифру 44 %, что на то время составляло наивысший результат, который соизмерим даже с современными самолетами этого класса. Какими же путями получены столь весомые достижения в полной массовой отдаче К-7?

Как известно, К-7 представлял собой гигантское крыло толстого профиля размахом 53 м и площадью 454 м², от которого шли две хвостовые балки трехгранного сечения, несшие хвостовые горизонтальное и вертикальное оперения с механизмом для поворота.

Учитывая эти обстоятельства, К.А. Калинин основное внимание уделил крылу (рис. 4), т.е. его весовому и аэродинамическому совершенству.

Толстый профиль крыла позволил в максимальной степени использовать ферменные конструкции. По конструктивному исполнению крыло самолета К-7 представляет трехлонжеронную схему. Но столь мощных профилей в то время в распоряжении конструкторов не было. Тогда по предложению начальника группы крыла расчетного отдела В.К. Золотухина, полки средних лонжеронов были выполнены из труб, параллельно стоящих и скрепленных сварной косынкой.

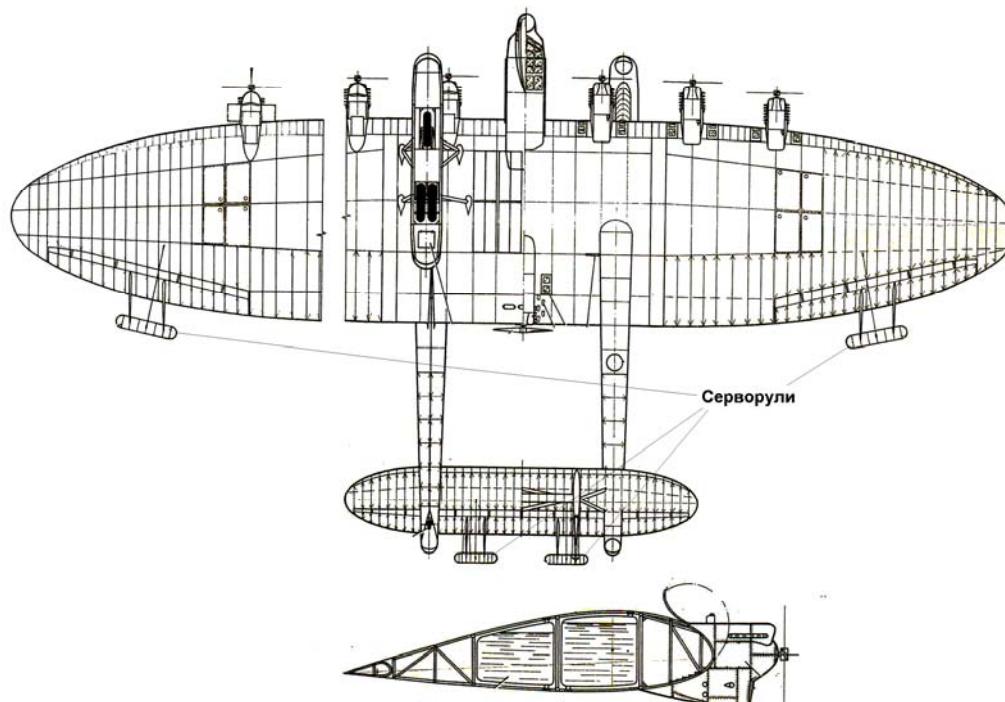


Рис. 4. Некоторые геометрические параметры крыла самолета К-7

Для состыковки лонжеронов было разработано оригинальное устройство шарнирных узлов. При этом следует подчеркнуть, что в конструкции крыла впервые и широко были использованы хромомолибденовые трубы. Такие конструктивно-технологические решения позволили снизить массу крыла и существенно улучшить массовые характеристики всего самолета.

Крыло в самолете К-7 предопределяло не только весовое, но и аэродинамическое его совершенство. Профиль крыла ЦАГИ Р-П был модифицирован по размаху с относительной толщиной в центроплане, равной 33 %. Удлинение крыла составляло 6.2.

Для сравнительной оценки аэродинамических характеристик такого крыла с крыльями современных отечественных транспортных самолетов [5], воспользуемся обобщенной полярой (рис. 5), устанавливающей связь коэффициента подъемной силы C_y с коэффициентом сопротивления C_x с помощью коэффициентов А и D.

Такая связь может быть охарактеризована следующей зависимостью:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2 + DC_y, \quad (6)$$

где C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе; C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления, возникающего вслед-

ствие создания подъемной силы.

При этом под А понимается известный коэффициент отвала поляры, отражающий расположение поляры по оси C_x :

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{эф}}, \quad (7)$$

где δ – коэффициент, связанный с законом распределения циркуляции вдоль размаха консоли крыла и определяющийся геометрией в плане; $\lambda_{эф}$ – удлинение крыла с подфюзеляжной частью.

Под коэффициентом D имеется в виду соотношение

$$D = 2\sqrt{A(C_{x0} - C_{xmin})}, \quad (8)$$

где C_{xmin} – коэффициент минимального лобового сопротивления.

Особенность представления обобщенной поляры заключается в том, что нахождение коэффициентов А и D позволяет определить и сопоставить основные аэродинамические характеристики, в данном случае - различных самолетов, созданных в разное время с помощью различных расчетных моделей. Используя эти данные, найдены численные значения коэффициентов C_{x0} , А и D, характеризующих обобщенные поляры этих самолетов (табл. 3).

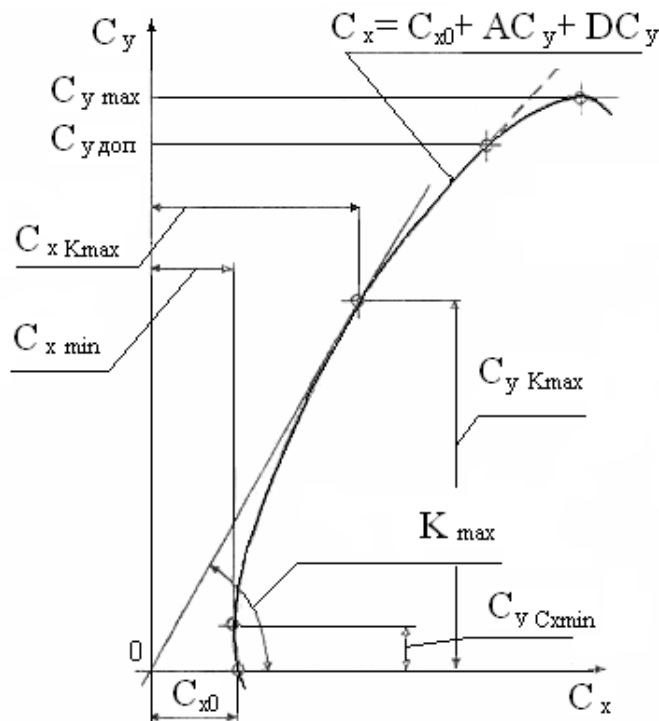


Рис. 5. Характеристические коэффициенты обобщенной поляры

Наиболее важной характеристикой, которая позволяет оценивать аэродинамическое совер-

шение самолета, служит аэродинамическое качество.

Таблица 3

Численные значения коэффициентов C_{x0} , A и D отечественных транспортных самолетов

Параметры	Тип самолета			
	«И.М.» Киевский	К-7	Ан-22	Ан-124
C_{x0}	0,17	0,03257	0,02138	0,01535
A	0,04976	0,05584	0,03312	0,05412
D	0,001514	0,00133	0,0002684	0,0002953

Аэродинамическое качество самолета на любом выбранном угле атаки можно определить по выражению $K=C_y/C_x$.

Согласно принятой методике оценки взаимосвязей C_y и C_x (см. рис. 3) величина максимального аэродинамического качества может быть определена из следующего соотношения коэффициентов C_{x0} , A и D :

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{AC_{x0} + |D|}}, \quad (9)$$

где K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество.

Поскольку величины коэффициентов C_{x0} , A и D для рассматриваемых самолетов уже определены (см. табл. 3), то нетрудно сравнить анализируемые самолеты и по величине коэффициента K_{\max} , вычисленного на единой методической основе (табл. 4).

Таблица 4

Сравнительная оценка отечественных тяжелых транспортных самолетов по параметру максимального аэродинамического качества

Самолеты	«И.М.» Киевский	К-7	Ан-22	Ан-124
Модель определения	Модель определения $K_{\max} = 1/2(AC_{x0} + D)^{-1/2}$			
Максим аэродинамическое качество	Численные значения			
	6	9	16	14,9

Полученные результаты являются ярким примером улучшения аэродинамического качества от 6 («Илья Муромец» Киевский) до 16 (Ан-22). Приведенная же методика позволила проанализировать пути решения этой проблемы у самолетов различных поколений и с различными аэродинамическими схемами. Достижение таких результатов отечественными авиаконструкторами осуществлено путем применения новых конструктивно-технологических решений, которые позволили значительно улучшить аэродинамическую компоновку самолетов.

К таким решениям следует отнести проблему управления таким крупноразмерным самолетом, каким является самолет К-7.

Первоначально для уменьшения нагрузок в системе управления по инициативе Калинина было принято очень перспективное решение, нашедшее затем в авиации очень широкое применение: применить электроусилители (бустеры). В ходе исследований кроме теоретических расчетов был произведен ряд экспериментов, выполнено более трехсот продувок в аэродинамической трубе ЦАГИ. После этого установка сервоулей была произведена на всех органах управления К-7, причем как элероны, так и рули хвостового оперения имели осевую компенсацию.

Данное решение значительно улучшило управляемость самолета, а также его аэродинамические характеристики.

Уместно отметить, что подобная проблема возникла и при создании самолета Ан-124 [1, 2]. В этом современном крупноразмерном самолете также использованы серворули во всех каналах управления, что позволило не только уменьшить массу системы управления, но и обеспечить комфортные условия пилотам по усилиям и перемещениям на штурвале в длительных перелетах.

Как следует из данных, приведенных в табл. 2, наиболее высокая полная весовая отдача среди тяжелых транспортных самолетов (54,6 %) получена в отечественном самолете Ан-124. Такое весовое совершенство этого самолета достигнуто благодаря целому комплексу новых проектно-конструкторских решений, направленных на преодоление действия «закона квадрата – куба» в крупноразмерных самолетах.

При этом следует заметить, что в самолете Ан-124, как и в К-7, использовано «толстое» крыло, что и дало свой положительный результат.

Параллель между современными отечественными самолетами и К-7 прослеживается и в беспрецедентном применении новых высокопрочных конструкционных материалов. Например, если в самолете К-7 использованы высокопрочные хромомолибденовые трубы, то в Ан-124 высокопрочный титановый сплав ВТ-22 (в особенности в шасси), что также способствовало росту весовой отдачи этого самолета.

Выводы

В течение XX века в Украине создан целый ряд тяжелых транспортных самолетов: «Илья Муромец» Киевский, К-7, Ан-22, Ан-124, Ан-225. Каждый из них наивысшее достижение в мировом транспортном самолетостроении.

Самолет-гигант К-7 в этом семействе занимает достойное место по таким важным проектно-конструкторским достижениям, как полная весовая отдача, конструктивное и аэродинамическое совершенство крыла и впервые примененные серворули, которые стали классическим решением в каналах управления современных крупногабаритных самолетов.

Если к принципиально новым проектно-конструкторским решениям, проанализированным выше, добавить освоенных авиационной промышленностью ряд технологических процессов, таких, как сварка хромомолибденовых труб, контроль качества и их исполнения, то станет очевидным, что все это актуально и для современного самолето-строения. На основании этого самолет К-7 можно считать методическим объектом и для авиационных инженеров, и для студентов специальности «Самолеты и вертолеты».

Литература

1. Якубович Н.В. Все самолеты О.К. Антонова / Н.В. Якубович. – Красн.: АСТ Астрель, 2001. – 448 с.
2. Гордиенко Ю.В. Военная авиация / Ю.В. Гордиенко, В.П. Морозов, А.С. Прибылов; Избр.: в 2 т. – С.Пб.: Попурри, 1999. – Т. 2. – 450 с.
3. Савин В.С. Планета «Константин» / В.С. Савин. – Х.: Основа, 1994. – 312 с.
4. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: «Машиностроение», 1984. – 552 с.
5. Мельник Н.М. Порівняльна оцінка ефективності вітчизняних важких транспортних літаків / Н.М. Мельник, В.І. Рябков // Вісник Інженерної академії наук України. – К., 2007. – Вып. 3(33). – С. 173-179.

Поступила в редакцию 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры экологической безопасности и экспертных технологий В.Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

К-7 У СІМ'Ї ВАЖКИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ УКРАЇНИ

Н.М. Мельник, В.І. Рябков

Літак К-7, спроектований в 1933 році під керівництвом К.О. Калініна, розглядається у порівнянні з іншими важкими транспортними літаками, розробленими в Україні протягом минулого століття, такими, як «Илья Муромец (Киевский)», Ан-22, Ан-124, Ан-225 стосовно параметрів масової віддачі та коефіцієнтів аеродинамічного вдосконалення. Показано, що за повною масовою віддачею літак-гігант К-7 являв собою найбільше світове досягнення на той час, а вперше використані серворулі не тільки забезпечили допустиме керування цим літаком, але й стали класичним рішенням на наступних літаках такого класу.

Ключові слова: літак К-7, масове вдосконалення, топливна ефективність, аеродинамічна якість.

K-7 IN FAMILY OF HEAVY TRANSPORT PLANES OF UKRAINE

N.N. Melnik, V.I. Ryabkov

Plane K-7 designed in 1933 under the guidance of K.A. Kalinin, it is considered in comparison to other heavy transport planes created in Ukraine, within the last century, such as: «Илья Муромец (Kiev)», An-22, An-124, An-225 on parameters of weight return and coefficients aerodynamic perfection. It is shown, that on full weight return plane-giant K-7 represented the highest world achievement for that time, and for the first time applied servotabs, not only have provided reasonable management of this plane, but also steels classical with the decision by following planes of a similar class.

Key words: plane K-7, weight perfection, fuel efficiency, aerodynamic quality.

Мельник Наталия Николаевна – аспирантка кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.