

УДК 629.735.33

Л.В. КАПИТАНОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КАМЕР В КАЧЕСТВЕ ГАСИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ ПРИ СОЗДАНИИ САМОЛЕТНЫХ МОДИФИКАЦИЙ

Для решения задачи обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик модификаций самолетов транспортной категории впервые предложен новый конструктив – дополнительная энергетическая камера в амортизационной системе шасси. Показана целесообразность её использования по затуханию хода масс в момент первого посадочного удара, а также по допустимому изменению массы стоек шасси.

модификация самолета, дополнительная энергетическая камера, амортизаторы шасси самолетов

Введение

Создание модификаций самолетов транспортной категории является одним из наиболее эффективных путей обеспечения их конкурентоспособности.

Разработка таких модификаций осуществляется на основе двух наиболее распространенных методов: метода резервирования и модульного метода [1].

Метод резервирования заключается в назначении некоторых параметров самолета с заранее определенным технически и экономически целесообразным завышением с целью создания потенциала для осуществления модификаций. Резервирование осуществляется, как правило, по следующим параметрам: тяге двигателей, длине и объему фюзеляжа, высоте стоек основного шасси, емкости топливной системы и площади крыла. Вопрос о величине резерва, весьма сложен, поскольку связан с основными требованиями, обеспечивающими длительную летную жизнь самолету и серийность его производства, и представляет собой поиск компромиссных решений в определении минимальных, экономически целесообразных весовых потерь ради создания резервов. Метод модульного проектирования заключается в одновременной разработке семейства самолетов с одинаковыми значениями многих из основных параметров, на основе применения общих решений в области аэродинамики, компоновки, сис-

тем, оборудования и управления.

Путем модификаций достигается создание, совокупности самолетов с различными характеристиками (рис. 1).



Рис. 1. Семейство модификаций самолета Ан-148, разрабатываемых на основе модульного метода: Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148Е

Преимущества семейства пассажирских модификаций, созданных на основе единого базового самолета даже при частичных весовых и иных издержках весьма значительны. Они достигаются снижением затрат на проектирование, испытание, серийное производство и обслуживание, а также производственно-технических и научно-экспериментальных ресурсов. При этом эффект достигается благодаря общности большей части чертежей, определенной части расчетов и результатов проверок, статических, повторных и летных испытаний. На производстве сохраняется большая часть оснастки (стапели, шаб-

лоны стыковочные, шаблоны разжгутовки и др.), стоимость, которой значительна даже в сравнении с высокой стоимостью современных самолетов.

Формулирование проблемы. Одной из проблем возникающих при проектировании модификаций с измененной характеристикой “груз-дальность” является обеспечение этим самолетам приемлемых

взлетно-посадочных характеристик, поскольку увеличение коммерческой нагрузки или дальности приводит к росту взлетно-посадочной массы самолета и удельной нагрузки на крыло, что неизбежно влечет за собой увеличение длины разбега и пробега самолета (табл. 1).

Таблица 1

Изменения ВПХ пассажирских самолетов типа ERJX в процессе их модификации

Тип самолета и его модификации	Число пассажиров	Взлетная масса, кг	Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	Взлетно-посадочные характеристики	
				Длина разбега по FAR, м	Длина пробега по ГАА (посадочная дистанция), м
ERJ135ER	37	19000	384	1516	1209
ERJ135LR	37	20000	404	1673	1209
ERJ140ER	44	20150	407	1693	1344
ERJ140LR	44	20200	408	1934	1349
ERJ145ER	50	20500	414	1752	1349
ERJ145LR	50	22000	444	2233	1383
ERJ145XR	50	24000	484	2093	1417

Как видим, для модификаций ERI 145 (табл. 1) уже требуются аэродромы более высокого класса Б, что снижает их конкурентоспособность.

Таким образом, вопрос удержания взлетно-посадочных характеристик модификаций на уровне их базового самолета является актуальной научной и практической задачей.

Решение поставленной задачи

Одной из составляющих проблемы ВПХ является обеспечение у модификаций длины их разбега примерно равной длине разбега базового самолета,

$$L_{np}^M \approx L_{np}^P, \tag{1}$$

а эффективным путем реализации условия (1) является управляемое изменение величины неуравновешенности взлетно-посадочной массы самолета (m_{noc}) и подъемной силой крыла (Y) [2], т.е. выполнение условия:

$$\beta_n = \beta_{ш}(ДЭК). \tag{2}$$

В выражение (2) входят:

β_n – коэффициент неуравновешенности посадочной массы ($m_{noc}g$ (рис. 1)) модификации подъемной

силой крыла (Y) момент первого касания пневматиков шасси взлетно-посадочной полосы (ВПП), величина которого по данным работы [2] определяется по выражению

$$\bar{\beta}_n = 1 - \frac{C_y q}{p}, \tag{3}$$

где C_y – коэффициент подъемной силы; q – скоростной напор; p – удельная нагрузка на крыло; $\beta_{ш}$ – относительная величина энергии, которую способны реализовать амортизаторы со встроенными в них дополнительными энергетическими камерами (ДЭК) (рис. 2).

Выражение (2) означает, что использование дополнительных энергетических камер (ДЭК) в амортизационных системах шасси должно изменить $0 < \beta_{ш} \leq 1,0$ при посадке и обеспечивать реализацию условия (3)

Средством, реализующим выражение (2) являются дополнительные энергетические камеры (ДЭК) в основных и передней стойках шасси самолета (рис. 3).

Дополнительная энергетическая камера (ДЭК)

органически встроена в амортизатор стоек шасси (рис. 3), однако её гидравлическая камера изолирована от гидравлической камеры амортизатора пла-

вающим поршнем – 12. Кроме того, ДЭК содержит и отдельную газовую камеру 5.

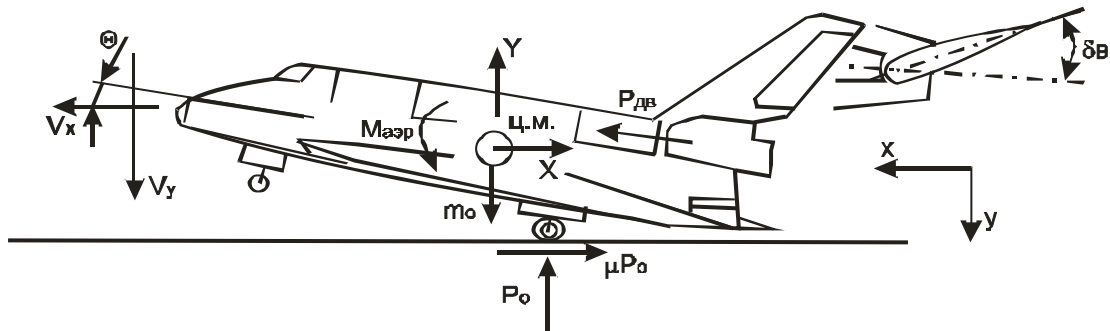


Рис. 2. Схема сил и моментов, действующих на самолет в момент приземления

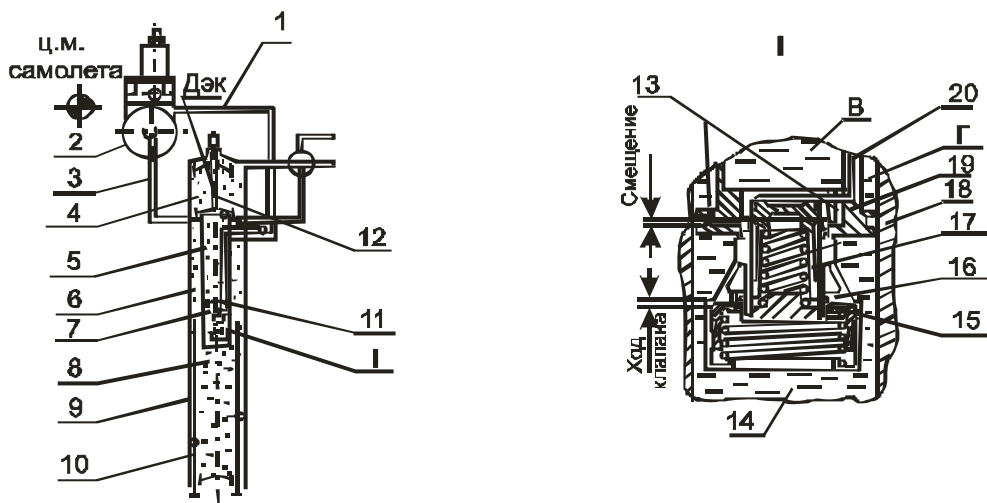


Рис. 3. Принципиальная схема амортизатора основной опоры шасси с управляемой дополнительной энергетической камерой (ДЭК), агрегатом управления (I) и клапаном отключения (II): 1 – канал управления клапаном отключения; 2 – гидроаккумуляторы; 3 – канал разгрузки; 4 – базовая камера ДЭК; 5 – газовая камера А; 6 – газовая камера Г; 7 – камера В; 8 – камера прямого и обратного хода; 9 – стакан; 10 – шток; 11 – плунжер; 12 – плавающий поршень; 13 – соединительные клапаны камер В и Г; 14 – камера прямого хода; 15 – дроссель обратного хода; 16 – дроссель прямого хода; 17 – клапан золотник; 18 – шток; 19 – плунжер; 20 – канал управления клапаном отключения

Включение в работу ДЭК осуществляется клапанным гидрораспределителем (I) с электромагнитным управлением. Синхронно в противофазе с включением и отключением ДЭК производится отключение и включение в работу газовой камеры амортизатора (А) с помощью клапана отключения (II).

На изменение работы совершаемой ДЭК оказывают влияние следующие её параметры:

- ход поршня – S_p ;
- величина коэффициента, дроссели которые сказываются прежде всего на величине осевого усилия в амортизаторе Q .

Для амортизатора в базовом варианте (рис. 4) Q может быть определена по выражению [3],

$$Q = Q_0 + (Q_2 + Q_{mp}) \operatorname{sgn} \dot{S}. \quad (4)$$

Сила сжатия газа Q_0 определяется обычно типом амортизатора и для наиболее распространенного однокамерного амортизатора может быть записана:

$$Q_0 = \frac{p_0 F_{um}}{\left(1 - \frac{S}{H}\right)^\chi}, \quad (5)$$

где p_0 – начальное давление в газовой камере амортизатора; S – ход штока амортизатора;

$H = \frac{V_o}{F_{um}}$; V_o – начальный объем камеры амортиза-

тора; F_{um} – площадь штока; χ – показатель полит-

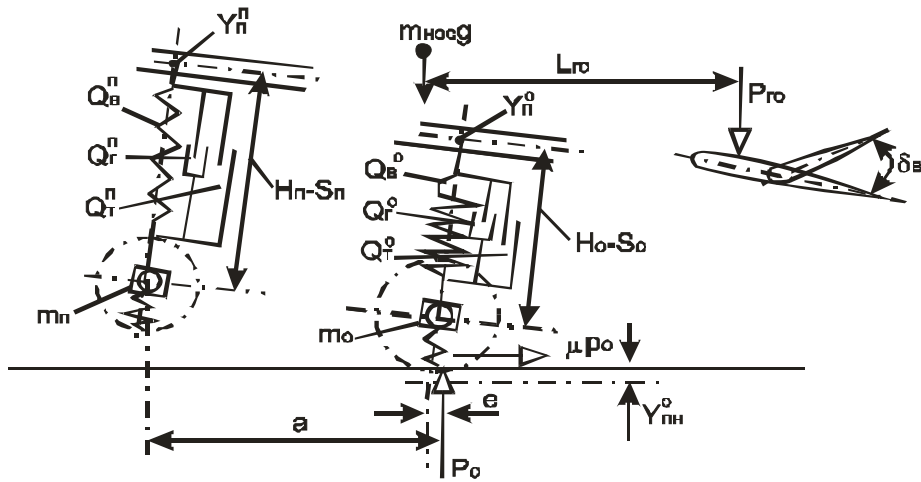


Рис. 4. Схема сил, действующих в базовом варианте амортизатора шасси в момент приземления

Нелинейная сила гидравлического сопротивления (Q_z) для широкого класса амортизаторов на прямом ($\dot{S} > 0$) и обратном ($\dot{S} < 0$) ходах имеет вид:

$$Q_z = \begin{cases} \xi_{nx} \cdot \rho \cdot \frac{F_{nl}^3}{2f_{nx}^2} \dot{S}^2 \text{ при } \dot{S} > 0; \\ \xi_{ox} \cdot \rho \cdot \left[\frac{F_{к.о.м}^3}{2f_{ox}^2} + \frac{F_{nl}^3}{2f_{nx}^2} \right] \cdot \dot{S}^2 \text{ при } \dot{S} < 0, \end{cases} \quad (6)$$

где F_{nl} – площадь плунжера; $F_{к.о.м}$ – площадь камеры обратного хода; ρ – массовая плотность рабочей жидкости; f_{nx}, f_{ox} – площади дроссельных отверстий на прямом и обратном ходах амортизатора.

Сила трения Q_{mp} суммируется из следующих составляющих: силы трения уплотнительного набора в амортизаторе $Q_{тм}$, силы трения в направляющих штока (буксах), которые, в свою очередь, зависят от типа амортизатора, схемы стойки и её геометрических параметров.

Силы трения уплотнительного набора амортизаторов в основном зависят от силы $Q_в$:

$$Q_{тм} = \mu_m Q_в, \quad (7)$$

где $\mu_m = 0,05 \div 0,2$.

Для модифицированного варианта амортизации

онной системы имеющей ДЭК изменение полного усилия в амортизаторе осуществляется с учетом логики взаимодействия опор шасси с ВПП в момент первого посадочного удара [4].

$$Q(t) = \begin{cases} Q_в + (Q_z + Q_{mp}) \text{sign} \dot{y}, \\ \text{при } \text{sign} \dot{y} = 1 \quad S_{pk} = 0; \\ (Q_z^a + Q_{mp}^a) \text{sign} \dot{y}, \\ \text{при } \text{sign} \dot{y} = 0 \quad S_{pk} \leq 0; \\ (Q_z^a + Q_{mp}^a) \text{sign} \dot{y}, \\ \text{при } \text{sign} \dot{y} = -1 \quad 0 \leq S_{pk} \leq S_p; \\ Q_в + (Q_z + Q_{mp}) \text{sign} \dot{y}, \\ \text{при } \text{sign} \dot{y} = -1 \quad S_{pk} = S_p, \end{cases} \quad (8)$$

где $\text{sign} \dot{y} = 0$ – признак обратного хода амортизационной системы; S_{pk} – ход поршня ДЭК; Q_z^a – сила гидравлического сопротивления в амортизационной стойке с учетом работы ДЭК; \dot{S} – скорость точек крепления стоек шасси. Если полученные значения $Q(t)$ (вы 8) учесть в известных выражениях по оценке перемещения центр масс самолета в его продольном движении при пробеге [4], то получим характеристики переходного процесса с оценкой влияния на

них параметров дополнительных энергетических камер (рис. 5).

Как видим, включение дополнительной энергетической камеры (ДЭК) в амортизационный цикл вносит существенные коррективы в переходные процессы по перемещению центра масс самолета. Если в базовом варианте через 0,6 сек начинается подскок ($t_n = 0,06 \dots 2,5$ сек) с амплитудой $y_1 \approx 300$ мм, то при наличии ДЭК с $\beta_{ш} = 0,2$ подскок практически отсутствует поскольку $y_1 > 0$ во всем диапазоне времени $y_1 > 0$.

Такой характер переходного процесса по перемещению центра масс самолета играет решающую роль, поскольку позволяет включать тормозные устройства в первые же моменты касания колесами ВПП.

Как вытекает из выражения (2) использование ДЭК в стойках шасси по условиям обеспечения безотрывности продольного движения самолета допускает увеличение значения коэффициента $\bar{\beta}_n$, и вертикальной составляющей посадочной скорости самолета V_y в момент его приземления, что не может не сказаться на массе стоек шасси в сторону её увеличения.

При таких обстоятельствах следует искать способ определения рационального значения величины $\bar{\beta}$, как по условиям посадки самолета, так и с учетом массы стоек шасси.

В практике оценки весового совершенства стоек шасси [6] принято оперировать коэффициентом π :

$$\pi = \frac{m_{cm}}{P_{cm}}, \quad (9)$$

который выражает собой отношения массы стойки (m_{cm}) к величине стояночной нагрузки (P_{cm}) действующей на эту стойку. Естественно, чем меньше величина π , тем более совершенной в весовом отношении считается стойка. В табл. 2 приведены нормативные значения этого коэффициента как наиболее высокие достижения в мировой практике проектирования пассажирских самолетов.

Таблица 2

Нормативные значения коэффициента весовой отдачи π стоек шасси (мировой уровень)

Время проектирования	1980	1990	2000
Весовая отдача, кг/кгс	0,017–0,018	0,0163–0,0166	0,0160–0,0163

Некоторые исследователи полагают, [4] что такая оценка весового совершенства стоек шасси справедлива лишь для самолетов, совершающих посадки с перегрузкой $n_y < 2$ и вертикальной скоростью непосредственного приземления не превышающей $V_y \leq 2$ м/с. В случаях же когда $n_y > 2,0$, весовое совершенство стоек шасси предлагается вести по приведенному значению $\bar{\pi}$:

$$\bar{\pi} = \frac{m_{cm}}{P_{cm} n_{нос}^y}, \quad (10)$$

где $n_{нос}^y$ – перегрузка при посадке.

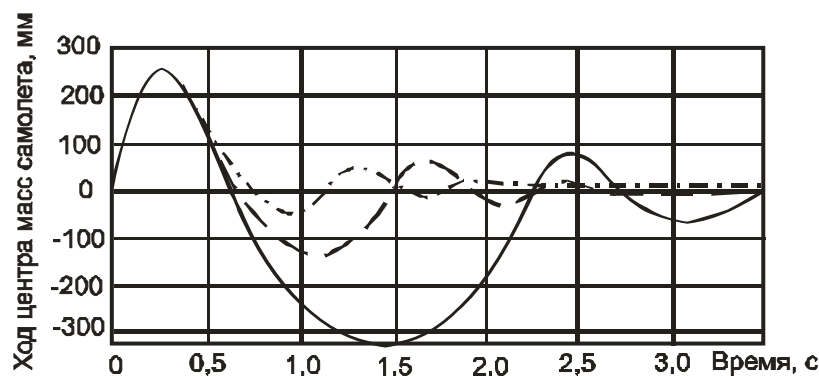


Рис. 5. Изменение перемещений центра масс самолета с $m_{нос} = 17,6$ т при $V_y = 3,05$ м/с: — $\beta_{ш} = 0$; — · — $\beta_{ш} = 0,16$; · — · — $\beta_{ш} = 0,22$ ($S_p = 45$ мм; $K_o = 17000$; $f_{ox} = 6,1$ мм²)

Преобразуя (10), получим:

$$\bar{\pi} = \frac{\pi}{n_{noc}^y}. \quad (11)$$

Т.е. проектирование стоек на увеличенную перегрузку значение коэффициента π возрастает, а весовое совершенство падает.

В случае же использования дополнительных энергетических камер ДЭЖ в стойках шасси и реализации посадочных конфигураций самолета обеспечивающих повышенные значения коэффициента $\bar{\beta}$, (что и является новым подходом в данной научной работе), перегрузки на этапе парашютирования безусловно возрастут и это требует дополнительной оценки влияния этого процесса на изменение массы стоек шасси.

В выражение (11), оценивающее весовое совершенство шасси, входит величина перегрузки действующей на стойку вдоль оси ОУ.

Согласно А.И. Макаревскому [7] в непосредственный момент приземления на основные стойки шасси действует перегрузка

$$n_{u, noc}^y = -\frac{2,08\omega_{u3}}{g} \sqrt[3]{\frac{gh_{n3}}{V_x K}}, \quad (12)$$

где h_{n3} – высота парашютирования самолета в момент приземления; K – аэродинамическое качество самолета в момент парашютирования; V_x – горизонтальная составляющая посадочной скорости.

Обычно, величину ω_{u3} принимают в пределах (6...15) 1/сек., а неизвестное значение V_x можно определить из выражения (3), если учесть, что

$$q = \rho \frac{V_x^2}{2}; \quad V_x = \sqrt{\frac{2(1-\bar{\beta}_n)}{C_y \rho}}. \quad (13)$$

В таком случае перегрузка в момент первого удара самолета о ВПП при фиксированном значении ρ определится по следующему выражению

$$n_{noc}^y = \frac{2,08\omega_{u3}}{g} \sqrt[3]{\frac{gh_{n3} C_y^{1/2} \rho^{1/2}}{K(2(1-\bar{\beta}_n))^{1/2}}}. \quad (14)$$

После подстановки (14) в (11) и при $\bar{\beta}_n = \bar{\beta}_{u3}$ получим

$$\bar{\pi} = \frac{\pi g}{2,08\omega_{u3}} \sqrt[3]{\frac{gh_{n3} C_y^{1/2} \rho^{1/2}}{K(2(1-\bar{\beta}_n))^{1/2}}}. \quad (15)$$

Как видим, относительный коэффициент весового совершенства стойки шасси $\bar{\pi}$ определяется рядом важных параметров, в том числе и коэффициентом неуравновешенности посадочной массы подъемной силой крыла $\bar{\beta}$, величина которого в свою очередь существенным образом зависит от использования дополнительных энергетических камер в стойках шасси.

Согласно данным, представленным на рис. 5 для обеспечения безотрывности продольного движения самолета в первый момент приземления необходимо использовать повышенные значения $\bar{\beta}$.

Однако, как вытекает из (15) увеличение $\bar{\beta}$ ведет к росту перегрузки n_{u3}^y , а значит и к увеличению массы стойки m_{cm} , хотя коэффициент весового совершенства при этом улучшается. Анализ показывает, что при увеличении удельной нагрузки на крыло у модифицированных самолетов на 15...20% ухудшение коэффициента весового совершенства стойки шасси наступает при значениях коэффициента неуравновешенности посадочной массы подъемной силы крыла $\bar{\beta} \geq 0,2$.

Исходя из такого соображения, значения $\bar{\beta} < 0,2$ следует признать наиболее рациональными, как с точки зрения улучшения посадочных характеристик самолета, так и по параметру весового совершенства стоек шасси.

Однако, в ряде случаев, в особенности при больших значениях V_y , использование $\bar{\beta} > 0,2$ может оказаться единственным средством, с помощью которого можно обеспечить устойчивое продольное движение (без повторных отделений и "козления") в первой фазе посадочного пробега. В таких случаях

соображения весового совершенства стоек шасси не могут выступать в качестве жесткого ограничения.

Выводы

Впервые предложена дополнительная энергетическая камера (ДЭК) входящая в качестве нового конструктива в амортизационную систему шасси самолета и способная поглотить посадочную энергию модифицированного самолета с увеличенной производительностью.

Оценка рациональности применимости таких камер в модифицированных самолетах произведена с помощью вновь введенного коэффициента неуравновешенности посадочной массы и подъемной силы β в момент первого удара самолета о ВПП.

Показано, что использование ДЭК в амортизационных системах допускает увеличение этого коэффициента в два и более раза, что обеспечивает безотрывное движение самолета от ВПП в процессе посадочного пробега незначительным увеличением массы стоек шасси.

Таким образом, дополнительные энергетические камеры могут служить эффективным средством улучшения ВПХ при разработке модификаций самолетов транспортной категории.

Литература

1. Шейнин В.М., Макаров В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники. – М.: Наука, 1983. – 226 с.

2. Капитанова Л.В., Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификаций самолетов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. – Х.: НАУ «ХАИ». – 2007. – Вып. 2(49). – С. 11-19.

3. Дмитриев В.М., Дмитриева В.М. Работа амортизационной стойки шасси при вынужденных колебаниях самолета // Авиационная промышленность. – 1982. – № 3. – С. 1-8.

4. Трофимов В.А., Толмачев Н.Г. Моделирование процессов возникновения и развития тангажных колебаний при полетах самолета // Открытые информационные технологии: Сб. науч. тр. – Х.: НАУ «ХАИ», 2000. – Вып. 5. – С. 130-135.

5. Волох И.Н. Автоматическая система расчета динамических характеристик амортизационных систем // Математическое обеспечение САПР. – 1962. – С. 110-124.

6. Федоренко И.Г. Основные проектные параметры самолетного шасси и его весовая оценка // Самолетостроение. Техника воздушного флота: Сб. науч. тр. – 1974. – № 5. – С. 12-18.

7. Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости самолета. – М.: Машиностроение, 1982. – 284 с.

8. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective / Steven A. Brandt, Randall J. Stiles, John J. Berlin, And Ray Whitford. // American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. – Second Edition. – 2004. – 508 p.

9. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: Учебн. пос. Ч. 1. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, В.Н. Желдоченко, А.А. Кобылянский, А.К. Мялица, В.И. Рябков, Т.П. Цепляева. — Х.: НАУ «ХАИ», 2003. – 454 с.

Поступила в редакцию 30.05.2007

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