

УДК 629.735.33.027

Л.В. Капитанова, А.Н. Науменко

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КАМЕР С УЧЕТОМ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТА

Предложена математическая модель и методика формирования рациональных параметров дополнительных энергетических камер (ДЭК), размещаемых в основных и передних стойках шасси самолетов в целях улучшения их взлетно-посадочных характеристик. Основные параметры дополнительных энергетических камер, такие, как ход поршня и коэффициент демпфирования выбирались по критерию минимума перемещения центра масс самолета при его приземлении на ВПП. Показано положительное влияние рациональных параметров ДЭК на дистанции пробега и прерванного взлета базового варианта самолета и его модификаций.

Модификация самолета, взлетно-посадочные характеристики, этап приземления, длина пробега

Введение

Модификация самолетов — это одно из основных направлений развития авиационной техники современного авиастроения. При этом рассматривается широкий диапазон значений летно-технических характеристик, а, следовательно, и параметров проектируемого самолета модификации.

Одним из проблемных вопросов, возникающих при разработке модификаций, является обеспечение их взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) на уровне базового самолета [1]. Проблема заключается в том, что в процессе развития жизненного цикла самолета как типа, взлетно-посадочные массы его модификаций возрастают, как правило, примерно на 20 процентов, что, естественно, ведет к ухудшению их ВПХ.

Радикальным средством решения такой проблемы является увеличение площади крыла или мощности силовой установки конкретной модификации, что сопряжено с увеличенными затратами по массе, трудоемкости в изготовлении и в процессе эксплуатации [2].

В последнее время появился ряд исследований [3, 4], показывающих, что подобных затрат можно избежать, если в амортизационных системах шасси модификаций использовать принципиально новые конструктивы — дополнительные энергетические камеры (ДЭК), увеличивающие момент самолета на кабрирование при его взлете и гасящие часть энергии на пробеге при посадке и, способствующих тем самым улучшению его взлетно-посадочных характеристик [5].

Постановка задачи исследования

В данной работе рассматривается методика выбора основных параметров ДЭК, способных обеспечить длину пробега модификации самолета с увеличенной массой на уровне его базового варианта.

Основными параметрами ДЭК, с точки зрения их функционирования в амортизационных системах шасси самолета, являются: величина хода поршня S_p и коэффициент демпфирования при перетекании жидкости из ДЭК в полость основного амортизатора K_d (рис. 1).

Преыдушие исследования показали, что эти параметры ДЭК взаимосвязаны с одним из конструктивных параметров амортизатора — f_{ox} , т.е. площадью проходного сечения перетекания жидкости в основном амортизаторе на его обратном ходе [6 — 8].

С учетом такой оценки основных параметров нового конструктива (ДЭК) задача исследования может быть записана в следующем виде.

$$(S_p, K_d, f_{ox}) = F(m_0^M L_{пр}, t_{пр}), \quad (1)$$

где $L_{пр}$ и $t_{пр}$ — длина и время пробега самолета при его посадке,

m_0^M — масса модификации.

Поскольку $L_{пр}$ и $t_{пр}$ базового варианта уже известны, то задача сводится к определению S_p и K_d при заданных параметрах посадочных характеристиках $L_{пр}$, $t_{пр}$ и увеличенной массе его модификации m_0^M .

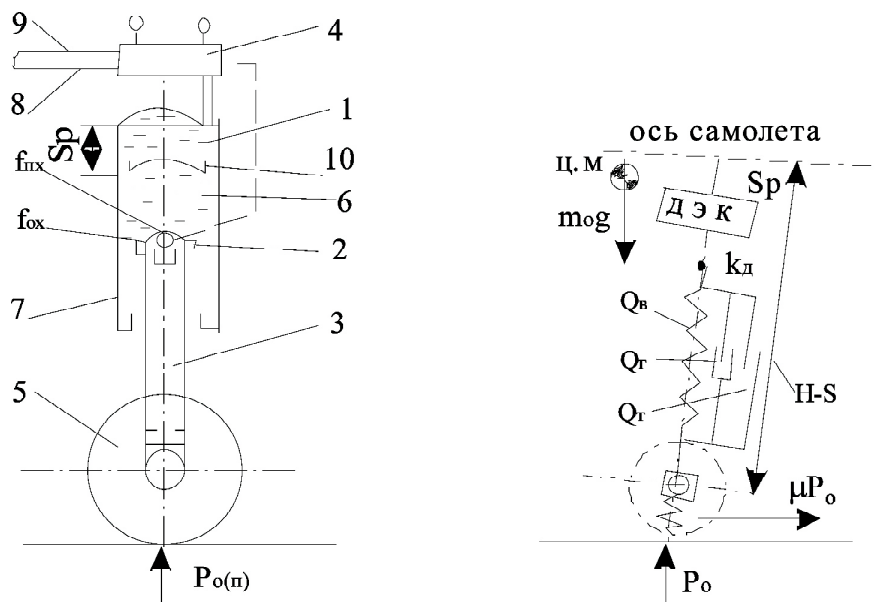


Рис. 1. Схема сил в стойке шасси, содержащей дополнительную энергетическую камеру (ДЭК): 1 – камера слива; 2 – клапан отключения газовой камеры; 3 – газовая камера амортизатора; 4, 8, 9 – блок управления ДЭК; 5 – пневматические опоры; 6, 7 – камеры торможения в амортизаторе на прямом и обратном ходах; 10 – плавающий поршень ДЭК

Решение поставленной задачи

Решение задачи путем оптимизации целевой функции (1) в данном случае не представляется возможным, поскольку параметры S_p и K_d должны одновременно удовлетворять не только посадочным, но и взлетным условиям.

Поэтому в данной постановке предлагается метод последовательных приближений по выбору S_p и K_d с учетом характера переходных процессов перемещения центра масс самолета при его непосредственном приземлении и в процессе последующего пробега (рис. 2).

Самолет на участках пробега представим в виде жесткого твердого тела, опирающегося на амортизационные системы колесных опор: основные (о) и передние (п) (рис. 2).

На основные и передние стойки шасси действуют силы вертикальные $P_{\text{п}}$ и $P_{\text{о}}$ и горизонтальные $\mu P_{\text{п}}$ и $\mu P_{\text{о}}$. Основные и передние стойки имеют индивидуальные амортизационные системы, состоящие из амортизаторов с нелинейными и демпфирующими характеристиками $Q(t)$ и пневматиков колес в виде нелинейной упругой пружины, контактирующей с ВПП [9].

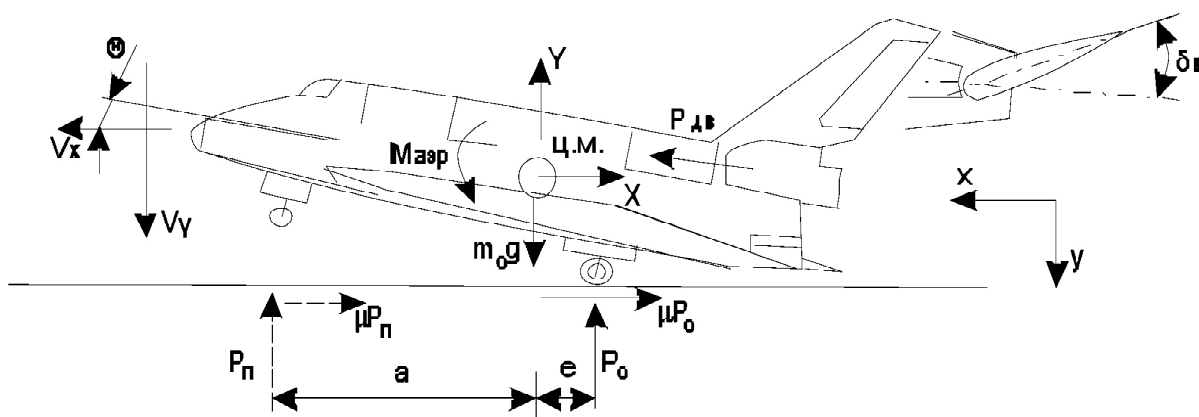


Рис. 2. Схема сил и моментов, действующих на самолет в момент приземления [6]

Кроме того, на планер самолета действуют такие усилия: Y – подъемная сила крыла; X – сила лобового сопротивления самолета; $M_{\text{аэр}}$ – аэродинамический момент крыла; $Y_{\text{г.о.}}$ – подъемная сила горизонтального оперения; $P_{\text{дв}}$ – тяга двигателей; $m_0^M g$ – гравитационная сила.

На переходные процессы, возникающие во время приземления и пробега, естественно, оказывают влияние как параметры базовой амортизационной системы, т.е. пневматиков колес и основных амортизаторов, так и параметры ДЭК – S_p и K_d (рис. 3).

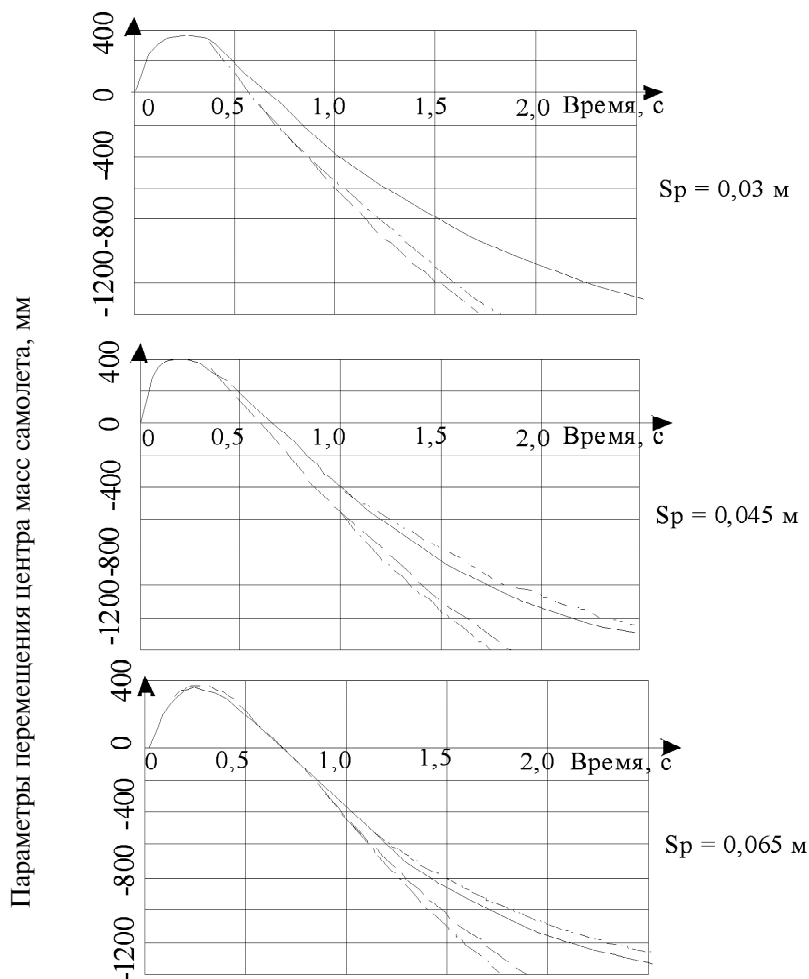


Рис. 3. Влияние основных параметров ДЭК S_p и K_d на перемещение центра масс самолета при $\bar{\beta} = 0,05$ и $V_y = 3,05$ м/с: --- $K_d = 300$; — $K_d = 10000$; —·— $K_d = 5400$; $K_d = 100000$ кг·с/м

При такой расчетной схеме в работе 5] показано, что движение самолета в посадочной конфигурации описывается выражениями

$$\frac{C_y q S_{\text{кр}}}{(1 - \bar{\beta})g} \frac{d^2 x}{dt^2} = X - P_{\text{дв}} \cos \theta + \mu P_{\text{II}} + 2\mu P_0; \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{C_y q S_{\text{кр}}}{(1 - \bar{\beta})g} \frac{d^2 y}{dt^2} = \\ & = C_y q S_{\text{кр}} \left(1 - \frac{1}{1 - \bar{\beta}} \right) - P_{\text{дв}} \sin \theta + P_{\text{II}} + 2P_0; \quad (3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & P_{\text{II}} [a \cos \theta + (H_{\text{II}} - S_{\text{II}}) \sin \theta] - \\ & - \mu P_{\text{II}} [-a \sin \theta + (H_{\text{II}} - S_{\text{II}}) \cos \theta] - \\ & - 2P_0 [\ell \cos \theta - (H_0 - S_0) \sin \theta] - \\ & - 2\mu P_0 [\ell \sin \theta + (H_0 - S_0) \cos \theta] - \\ & - M_{\text{аэр}} \pm M_{\text{дв}} = J_Z \frac{d^2 \theta}{dt^2} + B \frac{d\theta}{dt}, \quad (4) \end{aligned}$$

где $\bar{\beta}$ – соотношение подъемной силы гравитации в момент приземления,

$$Y = m_0^M q (1 - \bar{\beta}) \quad (5)$$

$S_{кр}$ – площадь крыла;

C_y – коэффициент подъемной силы в момент приземления;

q – скоростной напор;

Y – подъемная сила крыла самолета;

B – коэффициент, определяемый посадочной конфигурацией.

При анализе переходных процессов во время приземления самолета с помощью выражений (2)–(5) следует учитывать последовательность взаимодействий опор шасси со взлетно-посадочной полосой (ВПП). Согласно данным работы [3], величина полного усилия в опоре ($Q(t)$) может быть представлена в виде таких последовательностей:

$$Q(t) = \begin{cases} Q_B + (Q_\Gamma + Q_{TP}) \operatorname{sign} \dot{y}, & \text{при } \operatorname{sign} \dot{y} = 1; S_{PK} = 0; \\ (Q_\Gamma^a + Q_{TP}^a) \operatorname{sign} \dot{y}, & \\ \text{при } \operatorname{sign} \dot{y} = 0; S_{PK} \leq 0; \\ (Q_\Gamma^a + Q_{TP}^a) \operatorname{sign} \dot{y}, & \\ \text{при } \operatorname{sign} \dot{y} = -1; 0 \leq S_{PK} \leq S_P; \\ Q_B + (Q_\Gamma + Q_{TP}) \operatorname{sign} \dot{y}, & \\ \text{при } \operatorname{sign} \dot{y} = -1; S_{PK} = S_P, & \end{cases} \quad (6)$$

где $\operatorname{sign} \dot{y} = 0$ – признак обратного хода амортизационной системы;

S_{PK} – ход поршня ДЭК;

Q_Γ^a – сила гидравлического сопротивления в амортизационной стойке с учетом работы ДЭК;

\dot{y} – скорость точек над амортизатором;

Q_{TP}^a, Q_Γ^a – силы трения и сжатия газа с учетом работы ДЭК.

В выражение (4) входят также величины моментов $M_{aэр}$, $M_{дв}$ и J_z , которые можно в первом приближении брать, как у базового варианта самолета.

При решении системы уравнений (2)–(6) методом последовательных приближений полагаем, что $V_y = \operatorname{const}$, $\bar{\beta} = \operatorname{const}$ и $f_{ox} = \operatorname{const}$, а величины S_P и K_d параметрически изменяются. Анализ показывает, что для современных самолетов грузовой категории изменение вышеназванных параметров колеблется в следующих пределах: $S_P \approx 0,03 \dots 0,065$ м, а $K_d \approx 300 \dots 100000$ кг·с/м [4].

Продемонстрируем применимость предложенной модели (2)–(6) к выбору параметров ДЭК регионального пассажирского самолета, масса базового варианта которого составляет 21 т, а у модификаций она возрастет до 23–24 т. При этом удельная нагрузка на крыло вместо 340 кг/м² составит около 450 кг/м².

Если полученные значения $Q(t)$ (см. выр. (6)) учесть при оценке перемещения центр масс самолета в его продольном движении при пробеге (2)–(5), то получим характеристики переходного процесса с оценкой влияния на них параметров дополнительных энергетических камер (см. рис. 3).

Из анализа приведенных перемещений центра масс видно, что в первом приближении следует принять значения $S_P = 0,045$ м и $K_d = 100000$ кг·с/м, поскольку при таких параметрах ДЭК обеспечивается минимальная величина перемещения центра масс самолета в первом посадочном ударе о ВПП с $V_y = 3,05$ м/с.

Если аналогичным образом при уже полученных значениях S_P и K_d варьировать величину площади проходного сечения амортизатора на обратном ходе, то по критерию минимума перемещения центра масс получим, что значение f_{ox} следует принять равным 26 мм².

Этап второго приближения выбора параметров ДЭК следует начать с уточнения величины коэффициента демпфирования K_d , т.е. при выбранных на первом этапе $S_P = 0,45$ м и $f_{ox} = 26$ мм² варьировать величиной K_d в таких пределах: $K_d = 25000 \dots 35000$ кг·с/м. Анализ переходных процессов показывает, что наименьшее перемещение центра масс в условиях фиксированных значений S_P и f_{ox} происходит при значении $K_d = 30000$ кг·с/м. Это значение и надо принять при выборе рационального значения f_{ox} при значениях S_P и K_d второго приближения. Исследования по перемещению ц.м. самолета при изменении f_{ox} показали, что минимальное изменение в перемещении ц.м. самолета происходит при $f_{ox} = 22$ мм².

При этом значении f_{ox} для завершения этапа второго приближения выбора параметров ДЭК основной опоры шасси самолета регионального самолета с $m_0 = 21$ т следует уточнить лишь величину K_d . Анализ перемещения ц.м. самолета показывает, что при значениях $S_P = 0,45$ мм, $f_{ox} = 22$ мм² и $K_d = 27000$ кг·с/м после первого

удара основными колесами самолета о ВПП происходит его безотрывное движение, поскольку при таких параметрах нет отрицательных перемещений центра масс.

Таким образом, путем последовательных приближений по критерию безотрывности движения ц.м. самолета с момента касания колесами ВПП с помощью предложенной матмодели (2)–(6) осуществляем выбор рациональных параметров дополнительной энергетической камеры. Они соответственно составляют: $S_p = 0,045$ м, $K_d = 27000$ кг·с/м и $f_{ox} = 22$ м².

Аналогичным образом по критерию минимальной величины перемещения в точке навески (рис. 4) передней опоры шасси базового варианта амортизации самолета определены рациональные значения хода поршня и величины коэффициента демпфирования ДЭК, которые оказались следующими $S_{рп} = 0,45$ м и $K_{дп} = 17000$ кг·с/м.

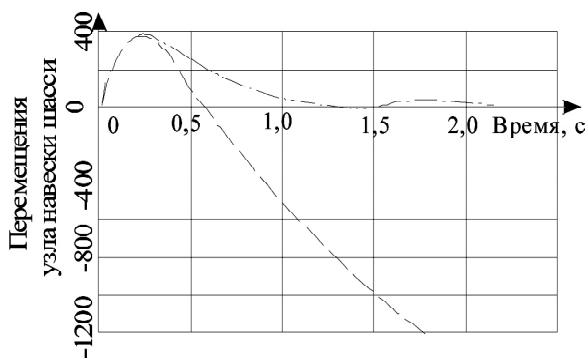


Рис. 4. Перемещения узла навески передней опоры шасси у базового самолета: — без ДЭК, --- при наличии ДЭК; $V_y = 3,05$ м/с; $\beta = 0,05$

С учетом таких параметров S_p и K_d на основе модели (2)–(5) получены переходные процессы по перемещениям и усилиям в передней стойки шасси модификации самолета ($m_0^M = 24$ т) (рис. 5).

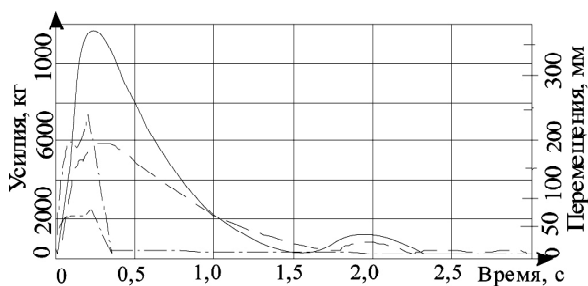


Рис. 5. Изменение перемещений и усилий в передней опоре шасси самолета в процессе первого удара о ВПП: — перемещение узла навески; --- ход штока амортизатора; -.-.- усилия в узле навески; обжатие пневматика

Полученные значения основных параметров ДЭК позволяют количественно оценить их влияние на длину $L_{пр}$ и время пробега $t_{пр}$ при посадке как для базового самолета с посадочной массой в 21 т, так и для его модификации с $m_0^M = 24$ т.

На рис. 6, а показана паспортная посадочная дистанция базового варианта этого самолета. Из представленных данных следует, что

$$L_{пр}^б = L_{нт.п}^б + L_{тп}^б = 167 + 422 + 589 \text{ м,}$$

$$t_{пр}^б = t_{нт.п}^б + t_{тп}^б = 3 + 16 = 19 \text{ с,}$$

где индексы **нт.п** и **тп** обозначают соответственно нетормозной и тормозной пути.

Для модификации этого самолета, имеющего взлетную массу 24 т по методике, предложенной ЦАГИ [7], посчитаны эти же участки пробега (при неизменной площади крыла). Результаты расчетов показаны на рис. 6, б.

В этом случае

$$L_{пр}^M = L_{нт.п}^M + L_{тп}^M = 223 + 470 = 693 \text{ м;}$$

$$t_{пр}^b = t_{нт.п}^M + t_{тп}^M = 4 + 18 = 22 \text{ с.}$$

Как видим, длина пробега у модифицированного самолета увеличилась на 104 м, а время пробега – на 3 с.

Использование ДЭК в амортизационных системах этого самолета позволяет компенсировать такое увеличение прежде всего путем сокращения пребывания самолета в нетормозном пробеге.

Как отмечалось, применение ДЭК с рациональными значениями S_p , K_d и f_{ox} обеспечивает безотрывное движение самолета по ВПП с самого первого момента касания колесами посадочной полосы, что и позволяет в этот момент использовать тормоза колес, т.е. сократить нетормозной пробег.

Анализ показывает, что выход винтов на нормированный реверс тяги [2] не превышает 1,5–2 с. Поэтому участки нетормозного пути у модифицированного самолета (рис. 4, в) сокращаются как минимум на 2 с.

Таким образом, пробег модифицированного самолета с наличием в амортизационной системе шасси ДЭК будет таким (см.рис. 6, в)

$$L_{пр}^{Mд} = L_{нт.п}^{Mд} + L_{тп}^{Mд} = 111 + 446 = 557 \text{ м;}$$

$$t_{пр}^{Mд} = t_{нт.п}^{Mд} + t_{тп}^{Mд} = 2 + 17 = 19 \text{ с.}$$

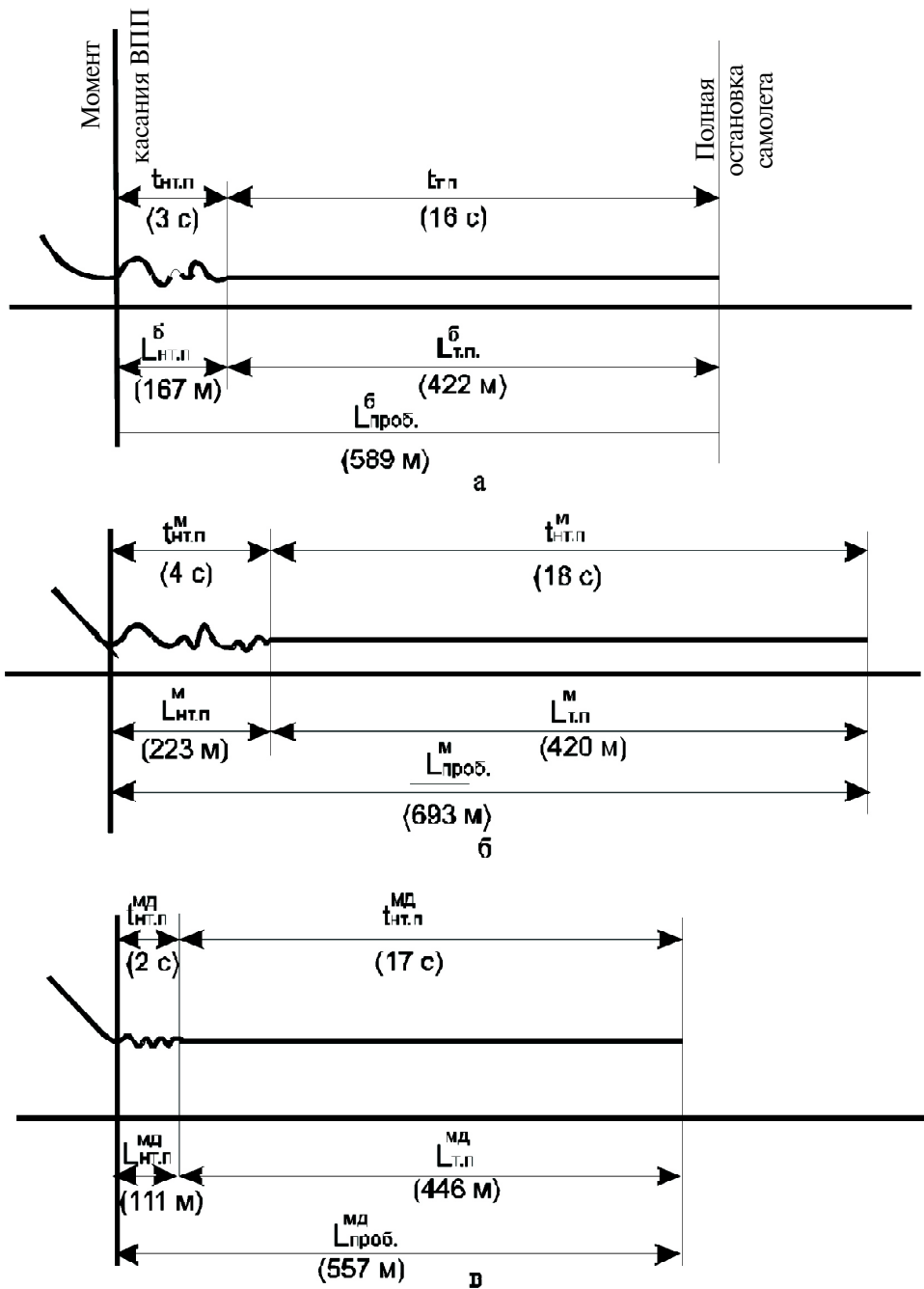


Рис. 6. Дистанции пробег при посадке самолета: а – базовый вариант самолета ($m_0^6 = 21 \text{ т}$) со штатной амортизационной системой шасси; б – модифицированный самолет ($m_0^M = 24 \text{ т}$) со штатной амортизационной системой шасси; в – модифицированный самолет ($m_0^M = 24 \text{ т}$) с амортизационной системой шасси, содержащей ДЭК

С учетом данных рис. 6 и табл. 1, приведены посадочные характеристики базового варианта самолета и его модификаций с массой $m_0^M = 24 \text{ т}$.

Посадочные характеристики базового варианта регионального самолета и его модификаций

Параметры						
Максимальная масса m_0 , т	Площадь крыла, S , м ²	Нагрузка на крыло p_0 , кг/м ²	Модификации шасси	Посадочные характеристики		Возможные аэродромы базирования
				$L_{пр}$	$L_{прерв}$	
21,0	55,6	376	Без ДЭК	584	1470	III кл
			Наличие ДЭК	484	1120	IV кл
24,0	55,6	432	Без ДЭК	693	2000	II кл
			Наличие ДЭК	557	1440	III кл

Как следует из полученных значений длин пробега $L_{пр}$ и величины дистанции прерванно-го взлета $L_{прерв}$, использование дополнительных энергетических камер в амортизационных стойках этого самолета позволяет существенно повлиять на основные посадочные параметры и с успехом решить изначальную задачу обеспечения ВПХ модификаций с увеличенной на 3 т массой на уровне аналогичных параметров у базового варианта этого самолета.

Выводы

В работе представлены математическая модель и методика ее реализации по выбору основных параметров дополнительных энергетических камер (ДЭК), таких, как ход поршня S_p и коэффициент демпфирования K_d , обеспечивающих безотрывное движение самолета с момента первого его касания ВПП.

Реализация предложенной модели осуществлена на примере регионального самолета с $m_0 = 21$ т и его возможных модификаций с увеличенной взлетной массой.

При этом учтено следующее:

– взлетная масса базового самолета возрастет с 21 до 24 т, а удельная нагрузка на крыло увеличивается с 376 до 432 кгс/м²;

– с учетом таких изменений (m_0 и p_0) потребная длина взлетно-посадочной полосы модифицированного самолета с $m_0 = 24$ т и $p_0 = 432$ кг/м² увеличится на 500–600 м.

Показано, что использование ДЭК в амортизационных системах шасси модификации с $m_0^M = 24$ т позволит сохранить ее ВПХ на уровне базового варианта ($m_0 = 21$ т) и, таким образом, обеспечить базирование модификаций са-

молета Ан-140 на аэродромах третьего класса;

– существенно улучшить взлетно-посадочные характеристики базового варианта самолета Ан-140 ($m_0 = 21$ т), т.е. снизить потребную величину ВПП этого самолета до 1150 м тем самым обеспечить его возможную эксплуатацию с аэродромов четвертого класса.

Перечень ссылок

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

2. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие. / П.В.Балуев, С.А.Бычков, А.Г.Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им.Н.Е.Жуковского "ХАИ", 2003. – Ч. 1. – 454 с.

3. Волох И.Н. К вопросу о применении шасси с управляемой амортизацией / И.Н. Волох // Проектирование самолетных конструкций. – Х.: 1986. – С. 15 – 27.

4. Трофимов В.А. Моделирование процесса возникновения и развития тангажных колебаний при посадках самолетов / В.А. Трофимов, Н.Г. Толмачев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им.Н.Е.Жуковского "ХАИ" Х.: НАКУ "ХАИ". – 2000. – Вып. 5. – С. 130 – 135.

5. 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 "ХАИ". – Х.: НАКУ "ХАИ", 2007. – Вып. 4/51. – С.18 – 25.

6. Капитанова Л.В. Использование энергии пневматиков шасси для сокращения разбега самолета при взлете / Л.В. Капитанова // Вісті академії інженерних наук України. Спец. випуск "Ма-

шинобудування та прогресивні технології”. Наук.-техн. та громад. часопис Президії АІН України. Нац. техн. ун-т України ”КПІ”. – К. : НТУУ ”КПІ”, 2009. – №1(38). – С. 169 – 174.

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

8. Капитанова Л.В. Исследование возможности использования дополнительных энергетичес-

ких камер в качестве гасителей энергии при создании самолетных модификаций / Л.В. Капитанова // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского ”ХАИ”. – Х.: НАКУ ”ХАИ”. – 2000. – Вып. 8 (44). – С. 60 – 65.

9. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М.: МАК, 1994. – 322 с.

Поступила в редакцию 12.05.2010 г.

L.V. Kapitanova, A.N. Naumenko

ADDITIONAL POWER CHAMBERS PARAMETERS FORMATION IN VIEW OF TAKEOFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF AIRPLANE MODIFICATIONS

Запропоновано математичну модель і методику формування раціональних параметрів додаткових енергетичних камер (ДЕК), розташовуваних в основних і передніх стояках шасі літаків з метою поліпшення їхніх злітно-посадних характеристик. Основні параметри ДЕК, такі, як хід поршня й коефіцієнт демпфування вибиралися за критерієм мінімуму переміщення центра мас літака під час його приземлення на ЗПП. Показано позитивний вплив раціональних параметрів ДЕК на дистанції пробігу й перерваного зльоту базового варіанта літака та його модифікацій.

Модифікація літака, злітно-посадні характеристики, етап приземлення, довжина пробігу

The mathematical model and rational parameters formation technique of the additional power chambers (APC) placed in main and forward airplane undercarriage bays with the purpose of improvement of their takeoff and landing characteristics is offered. APC basic parameters such as piston stroke and damping factor are selected by a criterion of minimum airplane center-of-gravity movement when landing on runway. Positive influence of APC rational parameters to landing run and interrupted take-off distances of base airplane version and its modifications is shown.

Airplane modification, takeoff and landing characteristics, landing stage, landing run