

УДК 629.735.33

Л.В. Капитанова, Н.В. Кузнецова, А.Н. Джуринский*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ НА ЭТАПЕ ПРИЗЕМЛЕНИЯ САМОЛЕТА**

Предложена математическая модель оценки движения самолета на наиболее скоростном участке его посадочной дистанции на этапе «парашютирования», т.е. в процессе первого удара самолета о взлетно-посадочную полосу. Отличительная особенность предложенной модели состоит в том, что в нее кроме основных параметров планера, шасси и ВПП введен параметр неуровновешенности посадочной массы подъемной силой крыла самолета. Исследована взаимосвязь нового параметра с вертикальной скоростью приземления на основе критерия безотрывности движения самолета в наземных режимах перемещения. Показано, что выбор параметров планера и шасси с учетом такого критерия позволяет сократить длину посадочной дистанции на 90–180 м.

Ключевые слова: модификация самолета, взлетно-посадочные характеристики, этап приземления, длина пробега, длина разбега.

Введение

Типичная посадочная дистанция самолета, как известно [1], состоит из участков: планирования, выравнивания, непосредственного приземления, нетормозного и тормозного пробега (рис. 1). Каждый из этих участков имеет свою специфическую особенность и, естественно, оказывает влияние на величину горизонтальной проекции посадочной дистанции ($L_{пд}$), которая является одной из важнейших характеристик самолета любого типа [2].

Исследованию движения самолета на каждом из этих участков посвящено значительное число работ, которые позволяют еще на этапе выбора параметров планера и шасси прогнозировать поведение самолета на каждом участке посадочной дистанции [3, 4].

Наименее исследованным является участок непосредственного приземления, когда самолет с высоты $h_{п}$ «парашютирует» с вертикальной скоростью V_y , а колеса опор шасси впервые соприкасаются со взлетно-посадочной полосой (ВПП). Этот участок наиболее короткий и по времени, и по длине $L_{пз}$, но именно условия парашютирования определяют возникающую при этом перегрузку n_y , возможное повторное отделение самолета от ВПП, подскоки типа «козления» и даже «прогрессирующего козления» [5]. От условий непосредственного приземления зависят и длины последующих участков посадочной дистанции: нетормозного и тормозного пробега.

Постановка задачи исследований

На характеристики участка приземления решающее влияние, кроме параметров планера и шасси самолета, оказывает техника пилотирования в виде формирования приемлемого соотношения посадочной массы m и подъемной силы крыла Y [6].

$$\beta = \frac{Y}{mq}, \quad (1)$$

где β — коэффициент некомпенсированности посадочной массы и подъемной силы крыла (рис. 1) на различных участках посадочной дистанции самолета $L_{пд}$;

$L_{пл}$, $L_{вр}$, $L_{пз}$, $L_{нт.п}$, $L_{тп}$ — длины участков планирования, выравнивания, приземления (парашютирования), нетормозного и тормозного пути соответственно.

Величина коэффициента β на участке приземления, естественно, меньше единицы, а ее значение оказывает решающее влияние на все переходные процессы как по усилиям, так и по перемещениям в процессе первых ударов самолета о ВПП. Поэтому выбор рациональной величины этого коэффициента из условия отмеченных выше переходных процессов и является предметом данного исследования.

Решение поставленной задачи

В практике расчетов и сравнений удобно пользоваться относительной величиной коэффициента некомпенсированности β

$$\bar{\beta} = 1 - \frac{Y}{mq} \quad (2)$$

Если учесть, что $Y = C_y q S_{ум}$, то величина $\bar{\beta}$ определяется выражением

$$\bar{\beta} = 1 - \frac{C_y q}{p} \quad (3)$$

где C_y – величина коэффициента подъемной силы в момент приземления самолета;
 q – скоростной напор;
 p – удельная нагрузка на крыло.

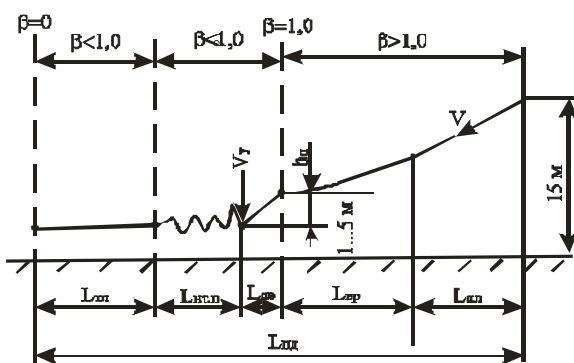


Рис. 1. Значения нескомпенсированности массы самолета подъемной силой крыла (коэффициент) на различных участках посадочной дистанции

Существуют альтернативы в выборе величины $\bar{\beta}$. При малых значениях этого коэффициента перегрузки при приземлении не превышают 1,3...1,4, что приемлемо и для пассажиров, и для шасси самолета, однако, при этом увеличивается длина участка пробега и возможны возникновения неконтролируемых тангажных колебаний типа «козления» [5].

Поскольку основные величины, входящие в выражение (1), сами являются многопараметрическими функциями, то отыскание оптимального значения $\bar{\beta}_{опт}$ путем исследования целевой функции такого коэффициента становится невозможным. Поэтому воспользуемся методикой выбора $\bar{\beta}$ на основе анализа переходных процессов по перемещениям и усилиям путем последовательных приближений.

Рассмотрим движение самолета по ровной ВПП без крена и рыскания с поступательной скоростью \dot{x} , вертикальной скоростью \dot{y} , углом тангажа θ и угловой скоростью $\dot{\theta}$ относительно поперечной оси. Считается, что самолет совершает плоскопараллельное движение.

Для записи уравнения движения описанной модели вводится земная (неподвижная) система координат с началом отсчета в точке 0, ось y системы направлена вертикально вниз, ось x – вперед по полету, ось z – по правому борту крыла перпендикулярно плоскости ХОУ.

Начало отсчета (точка 0) находится над уровнем ВПП на высоте, равной расстоянию от центра масс самолета до нижнего обреза, равной расстоянию от центра масс самолета до нижнего обреза пневматиков колес основной опоры при горизонтальном расположении оси самолета (угол тангажа $\theta = 0^0$) и необжатой амортизации шасси.

Дифференциальные уравнения, описывающие динамику посадки самолета при определенной идеализации, рассмотрены в [6, 7]. В настоящей работе особое внимание уделено вопросу воспроизведения изменения перемещений и усилий в опорах шасси с учетом наличия в них дополнительных энергетических камер (ДЭК) и несбалансированности подъемной силы крыла и массы самолета, выражаемой коэффициентом $\bar{\beta}$ [8].

При такой постановке основные выражения, описывающие движение самолета на переходном воздушно-наземном участке взлетной дистанции (рис. 2), запишем в следующем виде:

- уравнение продольного движения центра масс самолета (проекция сил на ось x)

$$m\ddot{x} = X + \mu_{п} P_{п} + 2\mu_0 P_0 - P_{дв} \cos \theta; \quad (4)$$

- уравнение продольного движения центра масс самолета (проекция сил на ось y)

$$m\ddot{y} = Y + P_{п} + 2P_0 - G + P_{дв} \sin \theta. \quad (5)$$

Если учесть, что при «парашютировании» возникает неуравновешенность массы самолета и подъемной силы крыла, возникшая при парашютировании самолета, то уравнения (4) и (5) преобразуются к виду:

$$\frac{C_y q S_{кр}}{(1 - \bar{\beta}) q} \ddot{x} = X + \mu_{п} P_{п} + 2\mu_0 P_0 - P_{дв} \cos \theta; \quad (6)$$

$$\frac{C_y q S_{кр}}{(1 - \bar{\beta}) q} \ddot{y} = Y + P_{п} + 2P_0 - \frac{C_y q S_{кр}}{1 - \bar{\beta}} + P_{дв} \sin \theta. \quad (7)$$

При движении самолета на нетормозном участке следует также учесть равновесие моментов относительно центра масс самолета

$$J_{zz} \ddot{\theta} + b \dot{\theta} - 2P_0 [e_0 \cos \theta - (H_0 - S_0) \sin \theta] - 2\mu_0 P_0 [e_0 \sin \theta - (H_0 - S_0) \cos \theta] + P_{п} \times [a_0 \cos \theta - (H_{п} - S_{п}) \sin \theta] - \mu_{п} P_{п} \times [-a_0 \sin \theta + (H_0 - S_0) \cos \theta] - M_z^{авп} \pm M_z^{авп} = 0. \quad (8)$$

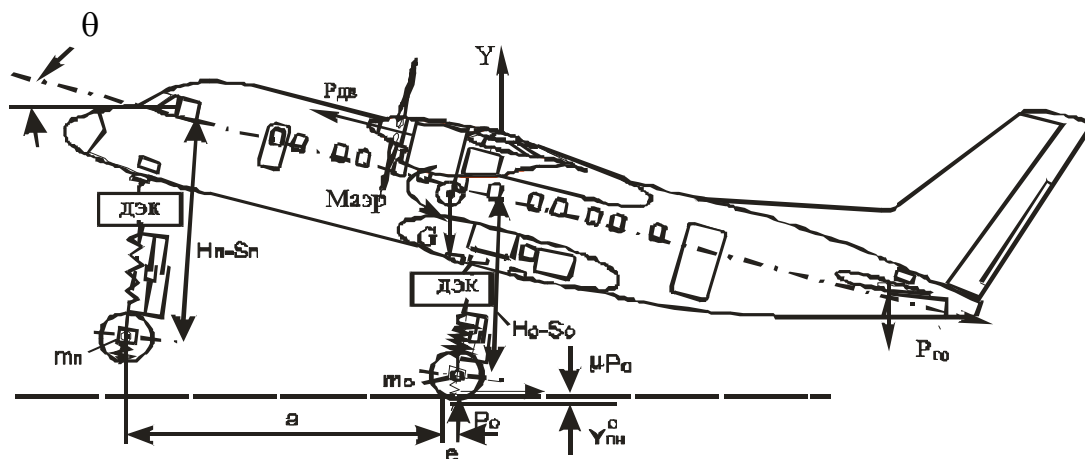


Рис. 2. Расчетная модель самолета в момент его первого посадочного удара о ВПП с наличием ДЭК в стойках шасси

К уравнениям (6), (7) и (8) следует также добавить уравнения движения подвижных частей опор шасси в проекции на ось амортизационной системы (амортизатора):

- по передней опоре

$$m_n(\ddot{y}_n \cos \theta - \ddot{S}_n) = m_n q \cos \theta - P_n \cos \theta + Q_n; \quad (9)$$

- по основным опорам

$$m_0(\ddot{y}_0 \cos \theta - \ddot{S}_0) = m_0 q \cos \theta - P_0 \cos \theta + Q_0, \quad (10)$$

а также уравнения раскрутки колес:

- для передней опоры

$$\ddot{\varphi}_n = \frac{1}{J_k^n} \mu_n \frac{P_n}{z_n} (R_n - y_{nn}^n); \quad (11)$$

- для основных опор

$$\ddot{\varphi}_0 = \frac{1}{J_k^0} \mu_0 \frac{P_0}{z_0} (R_0 - y_{nn}^0), \quad (12)$$

где m – посадочная масса самолета;

V_y – вертикальная составляющая посадочной скорости;

J_z – момент инерции самолета относительно оси z ;

$\dot{\theta}$ – скорость тангажных колебаний самолета при посадке;

$P_{дв}$ – тяга двигателя;

b – коэффициент демпфирования самолета при его вращении относительно оси z ;

S – ход амортизатора;

$M_z^{aэр}$ – аэродинамический момент крыла самолета;

$M_z^{дв}$ – момент, создаваемый силой тяги двигателей;

P – вертикальная нагрузка на колеса передней и основных опор;

Q – усилие в амортизационной стойке;

J_k – момент инерции колеса;

z_n, z_0 – количество колес на оси;

μ_n, μ_0 – коэффициенты сопротивления качению колес о ВПП передних и основных опор соответственно;

R_n, R_0 – радиусы колес.

Работа амортизационной системы рассмотрена в четырех случаях движения самолета на участках приземления:

первый (I) – касание ВПП только основными опорами (посадка на основные опоры) и движение на основных опорах;

второй (II) – касание ВПП основными и передней опорами (посадка на три точки) и движение на основных опорах и передней опорах одновременно;

третий (III) – отрыв от ВПП основных и передней опор одновременно;

четвертый (IV) – касание ВПП только передней опорой и движение на передней опоре.

При вычислениях следует учесть, что в промежутках времени, соответствующих первому, третьему и четвертому случаям движения самолета по ВПП, дифференциальные уравнения (4) – (12) структурно меняются.

Движение системы в эти моменты происходит в фазовом пространстве меньшей размерности из-за исключения из системы (4) – (12) тех уравнений (или членов уравнений), которые не оказывают влияния на динамику самолета в каждой конкретной фазе.

Представленная математическая модель позволяет провести оценку переходных процессов, в

т.ч. оценку перемещений центра масс самолета в первые доли секунд касания самолета колесами ВПП, и по характеру и количественным характеристикам переходного процесса оценить устойчивость продольного движения самолета и установить время его безотрывного движения при пробеге.

Отличительной особенностью рассматриваемой модели является то обстоятельство, что она может учесть влияние дополнительной энергетической камеры (ДЭК, рис.2) в стойках шасси и нескомпенсированность посадочной массы самолета подъемной силой крыла $\bar{\beta}$ в их влиянии на основные характеристики самолета на участке его приземления.

Наибольший интерес представляют изменения перемещения центра масс самолета и усилий в опорах шасси в процессе первого и повторного ударов при различной нескомпенсированности посадочной массы и подъемной силы крыла, т.е. различной величине коэффициента $\bar{\beta}$.

В графическом изображении такие исследования показаны на рис. 3 и 4 при изменении $\bar{\beta}_{ш} = 0,05...0,35$ и при скоростях снижения $V_y = 1,0$ и $3,05$ м/с. За безотрывность движения самолета по ВПП принято условие, что перемещение центра масс самолета во всем диапазоне времени приземления

$$Y_1(t) \geq 0. \quad (13)$$

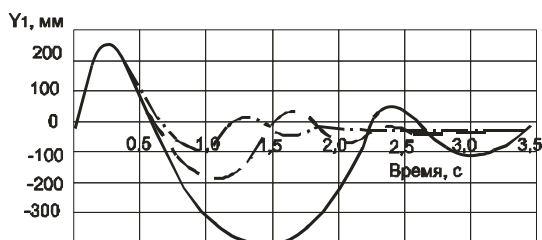


Рис. 3. Перемещения центра масс самолета в момент первого удара о ВПП: $m = 21$ т; $V_y = 1$ м/с;
- $\bar{\beta} = 0,15$; - - $\bar{\beta} = 0,1$; --- $\bar{\beta} = 0,05$

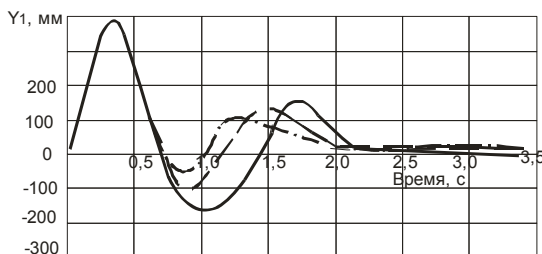


Рис. 4. Перемещения центра масс самолета в момент его первого удара о ВПП: $m = 21$ т; $V_y = 3,05$ м/с;
- $\bar{\beta} = -0,25$; - - $\bar{\beta} = 0,3$; --- $\bar{\beta} = 0,35$

Анализируя представленные на указанных рисунках зависимости, можно прийти к следующему заключению:

- при скорости снижения $V_y = 1$ м/с и $\bar{\beta} = 0,05$ безотрывность движения не наступает,

т.е. тормоза колес нельзя включать. Если $\bar{\beta}$ увеличить до значений $0,15$, то безотрывное движение наступает через $0,9$ с и это дает возможность перейти к процессу торможения;

- при скорости снижения $V_y = 2$ м/с минимальное время безотрывного движения самолета существенно возрастает до $1,7$ с ($\bar{\beta} = 0,22$);

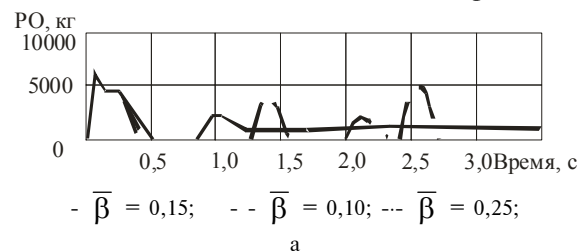
- при скорости снижения $V_y = 3$ м/с (рис. 4) приемлемое со значением $\bar{\beta} = 0,25$ время безотрывного движения наступает через $1,4$ с.

Как следует из приведенных данных, безотрывное движение достигается существенным увеличением $\bar{\beta}$. Причем каждому значению V_y соответствует определенное значение $\bar{\beta}$, при котором полностью выполняется условие $Y_1(t) \geq 0$ при непосредственном приземлении и на последующем пробеге.

Следует отметить, что величина несбалансированности посадочной массы подъемной силой крыла, выражаемая коэффициентом $\bar{\beta}$, оказывает существенное влияние и на изменения усилий в опорах шасси в момент первого удара самолета о ВПП. Так на рис. 5 показан переходный процесс изменения усилия в основной стойке шасси самолета с посадочной массой 21 т при его приземлении с вертикальной скоростью $V_y = 1$ м/с и $V_y = 3,05$ м/с.

Как видим, увеличение вертикальной составляющей посадочной скорости V_y ведет к существенному, почти предельно допустимому росту усилий в основных опорах шасси, тогда как величина $\bar{\beta}$ не оказывает существенного влияния по времени до $0,8$ с.

Исследования переходных процессов (рис. 3 – 5) показали, что существенное влияние коэффициент $\bar{\beta}$ оказывает на характер перемещений центра масс самолета, предопределяя тем самым тип его движения самолета в послепосадочном пробеге.



- $\bar{\beta} = 0,15$; - - $\bar{\beta} = 0,10$; --- $\bar{\beta} = 0,25$;
а

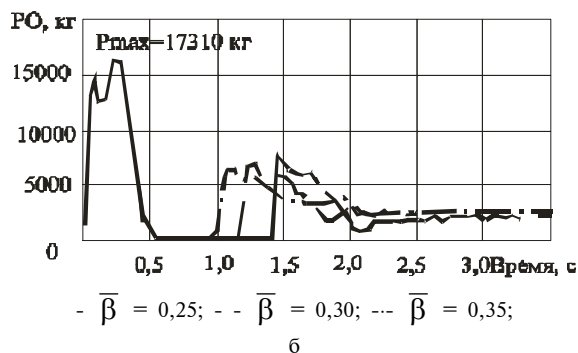


Рис. 5. Изменение усилий в основных опорах шасси при приземлении самолета с $m = 21$ т:
 а — $V_y = 1,0$ м/с; б — $V_y = 3,05$ м/с

С учетом этого обстоятельства итерационным путем получена обобщенная зависимость $\bar{\beta} = f(V_y)$ (рис. 6), разграничивающая области этих параметров по критерию безотрывности движения самолета от ВПП после первого посадочного удара. Как и следовало ожидать, при совершении посадок с повышенной скоростью приземления V_y следует использовать большие значения неуровновешенности посадочной массы подъемной силой крыла самолета.

Таким образом, с помощью предложенной модели путем анализа переходных процессов на этапе приземления самолета с учетом ограничений можно осуществить выбор параметров амортизационной системы шасси, обеспечивающих в ожидаемых условиях эксплуатации изначально безотрывное движение самолета при его пробеге.

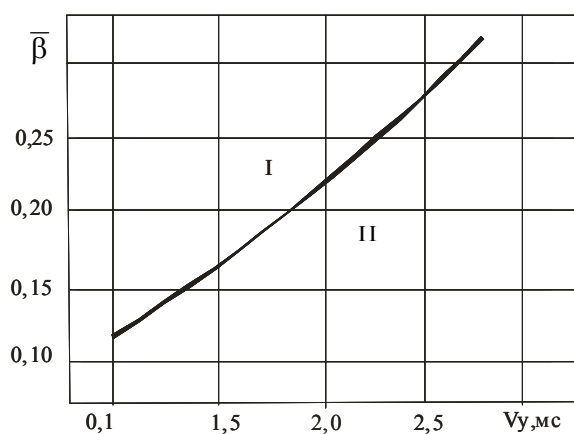


Рис. 6. Зависимость коэффициента $\bar{\beta}$ от вертикальной составляющей посадочной скорости V_y : I — область безотрывного движения самолета; II — движение с повторным отделением самолета от ВПП

Такие решения позволяют включать тормозную систему с момента первого касания колеса ВПП, т.е. сократить или почти полностью

исключить нетормозной пробег, уменьшив тем самым его длину на 90...180 м.

Выводы

В работе предложена математическая модель для оценки движения самолета на наиболее скоротечном участке его посадочной дистанции — на этапе «парашютирования», т.е. в процессе первого удара самолета о взлетно-посадочную полосу при его посадке.

Отличительная особенность предложенной модели заключается в том, что в нее кроме основных параметров планера и шасси введен параметр неусовершенствования посадочной массы самолета и подъемной силы его крыла, обозначенный коэффициентом $\bar{\beta}$.

На основе предложенной модели исследована взаимосвязь этого коэффициента и вертикальной составляющей посадочной скорости на этом этапе V_y по критерию безотрывности движения самолета по ВПП в момент приземления и в последующем пробеге.

Показано, что выбор параметров планера и шасси на основе обобщенной зависимости $\bar{\beta} = f(V_y)$ по критерию безотрывности движения самолета в наземных режимах его перемещения позволяет избежать этапа нетормозного пробега либо сократить его на 1,5...1,6 с, что равносильно сокращению посадочной дистанции на 90...180 м.

Литература

1. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета [Текст] // Руководство для конструкторов. — М.: Машиностроение, 1963.—Т.1.—Кн. 2.
2. Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории (АП-25) [Текст] — М., МАК, 1994. — С. 322.
3. Климин А.В., Влияние параметров самолета и техники пилотирования на длину посадочной дистанции [Текст] / А.В. Климин, В.А. Широкопаяс // Самолетостроение. Техника воздушного флота. — М.: Машиностроение, 1982. Вып. — 6-7. — С. 11-16.
4. Кутелев М.М. Математическая модель системы самолет-шасси-взлетно-посадочная полоса [Текст] / М.М. Кутелев // Методы исследований при создании современных самолетов. — М.: Машиностроение, 1966. — №2 — С. 51-58.
5. Головня И.А., Динамика нагружения планера и шасси тяжелого самолета при «козлении» на бетонированной ВПП [Текст] / И.А. Головня, В.Н. Перельштейн // Самолетостроение. Техника воздушного флота. — М.: Машиностроение, 1977. — №9. — С. 42-49.

6. Капитанова Л.В. Исследование возможности использования дополнительных энергетических камер в качестве гасителей энергии при создании самолетных модификаций [Текст] / Л.В. Капитанова // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2000. – Вып. 8 (44) – С. 60-65.

7. Трофимов В.А., Моделирование процесса возникновения и развития тангажных колебаний при посадках самолетов [Текст] / В.А. Трофимов, Н.Г. Толмачев // *Открытые информаци-*

онные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х. 2000. – Вып. 5. – С. 130-135.

8. Кузнецова Н.В., Принятие решений средствами информационных технологий в управлении самолетом на посадочной дистанции [Текст] / Н.В. Кузнецова, Л.В. Капитанова, А.Н. Джуринский // *Авиационно-космическая техника и технологи*. –2012. – № 2 (89). – С. 96-101.

Поступила в редакцию 27.04.2012

Л.В. Капітанова, Н.В. Кузнецова, О.С. Джуринський. Моделювання перехідних процесів на етапі приземлення літака

Запропоновано математичну модель оцінювання руху літака на найбільш швидкоплинній ділянці його посадкової дистанції на етапі «парашутування», тобто в процесі першого удару літака об злітно-посадочну смугу. Відмінна риса запропонованої моделі полягає в тому, що в неї крім основних параметрів планера, шасі й ЗПП уведено параметр незрівноваженості посадкової маси піднімальною силою крила літака. Досліджено взаємозв'язок нового параметра з вертикальною швидкістю приземлення на основі критерію безвідривності руху літака в наземних режимах переміщення. Показано, що вибір параметрів планера й шасі з урахуванням такого критерію дозволяє скоротити довжину посадкової дистанції на 90...180 м.

Ключові слова: *модифікація літака, злітно-посадочні характеристики, етап приземлення, довжина пробігу.*

L.V. Kapitanova, N.V. Kuznetsova, A.N. Djurinskiy. Modeling of transients at airplane landing stage

Mathematical model of airplane movement estimations at the most transient section of its landing run at a stage of «pancaking», i.e. during the first stroke of airplane with a runway is offered. Distinctive feature of the offered model is, that it includes a parameter of landing mass unbalance by lifting force of airplane wing, except for basic parameters of airframe, landing gear and runway. The interrelation of new parameter with vertical landing speed is investigated on the basis of airplane non-lift-off movements criterion at ground moving modes. It is shown, that the airframe and landing gear parameters selection in view of such criterion allows to reduce length of landing run on 90...180 m.

Key words: *airplane modification, takeoff and landing characteristics, landing stage, landing run.*