

УДК 629.735.015:533.6.013.43

Б.М. ШИФРИН

Государственная летная академия, Кировоград, Украина

## ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА УСТОЙЧИВОСТЬ ШАССИ САМОЛЕТА ПРИ ЗНАЧИТЕЛЬНЫХ СКОЛЬЖЕНИЯХ КОЛЕС

Изучена устойчивость по первому приближению стационарных режимов движения подвески шасси самолета относительно корпуса. Расчетная схема соответствует традиционным схемам, используемым при изучении колебаний шимми. В отличие от известных работ рассматриваются случаи значительного скольжения колес шасси и учтена боковая составляющая скорости корпуса. Упомянутые случаи реализуются при усложненных условиях движения – снос или занос при боковом ветре, предельное отклонение колес передней опоры с последующей блокировкой и т.п. Исходные уравнения движения приведены к безразмерному виду и записаны относительно углов увода и рыскания. При описании сил трения использована основная модель теории чистого увода шины. С помощью корней характеристического уравнения изучено влияние выноса колес и других конструктивных параметров на устойчивость стационарных движений. Расчетная часть выполнена для основной опоры шасси. Полученные результаты сопоставлены с результатами численного интегрирования и проанализированы.

**Ключевые слова:** устойчивость, шасси, угол увода, колесо, шина, вынос колеса, шимми, математическая модель, уравнения движения.

### Введение

Усталостная прочность элементов шасси самолета продолжает оставаться актуальной проблемой. В ее решении важное место занимает математическое моделирование движений склонной к шимми (или шиммигенной) подвески передней и основной опор шасси самолета. Основным препятствием при упомянутом моделировании является отсутствие модели колеса с пневматической шиной (далее модели *шины*), которая бы работала при произвольном движении и была бы удобной для анализа полученных результатов. Как правило, при изучении шиммигенных систем считают, что скольжение шин отсутствует, а корпус совершает прямолинейное равномерное движение при отсутствии аэродинамического скольжения. В данной работе изучается устойчивость шиммигенной подвески шасси самолета при значительном скольжении колес и движении его корпуса достаточно общего вида. Рассматривается традиционная двухступенная расчетная схема подвески шасси [1 – 3]; для описания сил трения на шине привлечена основная модель чистого увода [4 – 6].

### 1. Уравнения движения

На рис. 1 показан вид сверху на подвеску шасси самолета. Центр масс приведенного колеса (далее просто *колеса*) обозначен  $C$ , а точка крепления подвески к корпусу –  $A$ . Корпус самолета и колесо движутся плоско параллельно опорной поверхности. Колесо установлено с выносом  $L$ ; через  $\vec{F}$  обозна-

чена сила трения. Движение корпуса задано функциями  $X_*(t), Z_*(t), \Phi_*(t)$ ,  $t$  – время в секундах.

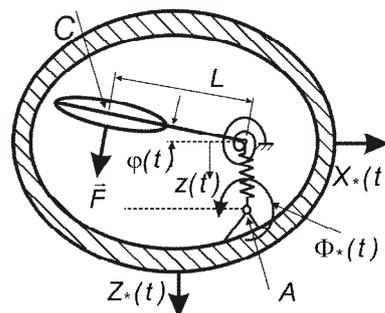


Рис. 1. Шиммигенная система шасси

Изучим движение колеса относительно корпуса. Это движение определяется функциями поперечного смещения  $z(t)$  и угла рыскания  $\varphi(t)$ ; Массу колеса обозначим  $m$ , а его момент инерции относительно вертикальной оси, проходящей через точку  $A$ , –  $J_A$ .

Уравнения движения колеса относительно корпуса получим методом Лагранжа. Будем полагать

$$\sin \varphi \cong \varphi, \cos \varphi \cong 1; \dot{X}_* \gg \rho_i \Omega \varphi.$$

Выполнив процедуру Лагранжа, получим:

$$\left. \begin{aligned} m \left( \frac{d^2 z}{dt^2} + L \frac{d^2 \varphi}{dt^2} \right) + c_z z + k_z \frac{dz}{dt} + F = -F_*; \\ J_A \frac{d^2 \varphi}{dt^2} + mL \frac{d^2 z}{dt^2} + c_\varphi \varphi + k_\varphi \frac{d\varphi}{dt} + F(L + e) = -M_* \end{aligned} \right\}, (1)$$

где

$$\left. \begin{aligned} F_* &= m \left( \frac{d^2 Z_*}{dt^2} + L \frac{d^2 \Phi_*}{dt^2} \right); \\ M_* &= \left( J_A \frac{d^2 \Phi_*}{dt^2} + mL \frac{d^2 Z_*}{dt^2} \right), \end{aligned} \right\}$$

где  $c_z, c_\phi$  – линейная и крутильная жесткости;

$k_z, k_\phi$  – коэффициенты демпфирования;

$e$  – вынос силы трения относительно центра масс колеса.

Если опустить правые части уравнений (1), то придем к уравнениям движения [1 – 3].

Видоизменим уравнения движения. Введем в рассмотрение угол увода  $U$  (рис. 2):

$$U = \varphi_1 + \varphi, \quad (2)$$

где

$$\varphi_1 = \frac{d(Z_* + z) / dt + Ld(\varphi + \Phi_*) / dt}{dX_* / dt} \quad (3)$$

и относительный угол увода

$$u = U / U_{cr}, \quad (4)$$

где  $U_{cr}$  – далее описанный критический угол.

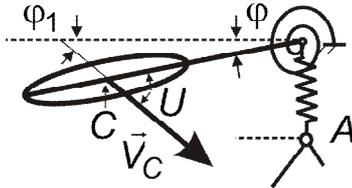


Рис. 2. К определению угла увода

Запишем уравнения (1) в безразмерном виде. Для этого введем ряд обозначений:

$\tau = \omega_z t$  – безразмерное время,

$\omega_z = \sqrt{c_z / m}$  – парциальная частота поперечных колебаний;

$\rho = \sqrt{J_A / m}$  – радиус инерции колеса;

$$\bar{z}(\tau) = \frac{z(\tau)}{\rho U_{cr}}; \bar{z}_*(\tau) = \frac{Z_*(\tau)}{\rho U_{cr}}; \bar{\Phi}_*(\tau) = \frac{\Phi_*(\tau)}{U_{cr}};$$

$$\bar{L} = \frac{L}{\rho}; \bar{e} = \frac{e}{\rho}; v = \frac{\omega_\phi}{\omega_z} \text{ – частотное отношение};$$

$\omega_\phi = \sqrt{c_\phi / J_A}$  – парциальная частота колебаний по рысканию;

$\phi = \varphi / U_{cr}$  – относительный угол рыскания;

$$\kappa = \frac{V_X}{\rho \omega_z}; V_X = \frac{dX_*}{dt}; \bar{k}_z = \frac{k_z}{\omega_z m}; \bar{k}_\phi = \frac{k_\phi}{m \rho^2 \omega_z};$$

$$\bar{F} = F / F_0, F_0 = m \omega_z^2 \rho U_{cr}.$$

С учетом этих обозначений вместо (1) получим:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\bar{z}} + \bar{L} \ddot{\phi} + \bar{z} + \bar{k}_z \dot{\bar{z}} + \bar{F} &= -\ddot{\bar{z}}_* - \bar{L} \ddot{\bar{\Phi}}_*; \\ \ddot{\phi} + \bar{L} \ddot{\bar{z}} + v^2 \phi + \bar{k}_\phi \dot{\phi} + \bar{F}(\bar{L} + \bar{e}) &= -\bar{L} \ddot{\bar{z}}_* - \ddot{\bar{\Phi}}_* \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Произведем замену фазовой переменной – вместо  $\bar{z}(\tau)$  будем использовать  $u(\tau)$ . Для этого, используя выше описанные обозначения и зависимости (2) – (4), сначала найдем:

$$\dot{\bar{z}} = \kappa(u - \phi) - \bar{L}(\dot{\bar{\Phi}}_* + \dot{\phi}) - \dot{\bar{z}}_*.$$

Только что приведенное выражение подставим в (5), предварительно продифференцировав первое из них по безразмерному времени  $\tau$ . Дифференцирование выполним, полагая

$$V_X = \text{const}.$$

Придем к уравнениям:

$$\left. \begin{aligned} \kappa(\ddot{u} + \bar{k}_z \dot{u} + u) - \kappa(\ddot{\phi} + \bar{k}_z \dot{\phi} + \phi) - \bar{L}(\bar{k}_z \ddot{\phi} + \dot{\phi}) &= \\ = \dot{\bar{z}}_* + \bar{k}_z \dot{\bar{z}}_* + \bar{L}(\dot{\bar{\Phi}}_* + \bar{k}_z \ddot{\bar{\Phi}}_*) - \dot{\bar{F}}; \\ (1 - \bar{L}^2) \ddot{\phi} + (\bar{k}_\phi - \kappa \bar{L}) \dot{\phi} + v^2 \phi + \kappa \bar{L} \dot{u} &= \\ = -(1 - \bar{L}^2) \ddot{\bar{\Phi}}_* - (\bar{L} + \bar{e}) \dot{\bar{F}}. \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

Введем ряд дополнительных обозначений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\bar{L}}{\kappa} &= a; \frac{\bar{k}_\phi - \kappa \bar{L}}{1 - \bar{L}^2} = b; \frac{v^2}{1 - \bar{L}^2} = c; \\ \frac{\kappa \bar{L}}{1 - \bar{L}^2} &= d; \frac{\bar{L} + \bar{e}}{1 - \bar{L}^2} = g. \end{aligned} \right\}$$

Укажем, что  $\bar{L}^2 \neq 1, \bar{L}^2 < 1$ . Для упрощения положим

$$\bar{k}_z = \ddot{\bar{\Phi}}_* = 0. \quad (7)$$

С учетом (7) и вновь введенных обозначений вместо (6) после элементарных преобразований будем иметь:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{u} + u = \ddot{\phi} + a \dot{\phi} + \phi + \kappa^{-1}(\bar{V}_Z^* - \dot{\bar{F}}); \\ \ddot{\phi} + b \dot{\phi} + c \phi = -d \dot{u} - g \bar{F}, \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

где  $\bar{V}_Z^* = \dot{\bar{z}}_* + \bar{L} \dot{\bar{\Phi}}_* = \text{const}$  – приведенная поперечная скорость корпуса самолета.

Уравнения (8) являются основной математической моделью задачи; их необходимо доопределить законами изменения силы и момента трения (или, что равносильно, выноса  $e$ ). Введем обозначения для начальных значений фазовых переменных:

$$u(\tau = 0) = u_0; \dot{u}(\tau = 0) = \dot{u}_0;$$

$$\phi(\tau = 0) = \phi_0; \dot{\phi}(\tau = 0) = \dot{\phi}_0.$$

Перезапишем уравнения (8) как систему 4-х дифференциальных уравнений первого порядка. После введения ниже описанных фазовых переменных  $x, y$  и элементарных преобразований найдем:

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= x; \\ \dot{x} &= -u + (a-b)y + (1-c)\phi - \\ & - dx - \kappa^{-1}\ddot{\bar{F}} - g\bar{F} + \kappa^{-1}\bar{V}_Z^*; \\ \dot{\phi} &= y; \\ \dot{y} &= -by - c\phi - dx - g\bar{F}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

## 2. Сила и момент трения на колесе

Опишем силу и момент трения, полагая, что в зоне контакта колеса с опорной поверхностью отсутствуют продольные силы трения. Сила и момент трения являются функциями угла увода  $U$  и график типовой зависимости  $F(U)$  при  $U = U_{cr}$  содержит стационарную точку [4 – 6]. Момент силы трения  $F$  относительно вертикальной оси, проходящей через центр масс колеса, обозначим  $M$ :

$$M = Fe. \quad (10)$$

Тогда [4 – 6]:

$$\left. \begin{aligned} F &= \mu_* N f_f(u); \\ M &= \mu_* N h f_m(u), \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

где  $\mu_* = \text{const}$  – кулонов коэффициент трения;

$N = \text{const}$  – нормальная реакция опорной поверхности;

$h$  – полудлина зоны контакта;

$f_f(u), f_m(u)$  – безразмерные функции или характеристики трения:

$$\left. \begin{aligned} f_f(u) &= u(3-3u+u^2), \quad u \in [0;1]; \\ f_m(u) &= u(1-3u+3u^2-u^3), \quad u \in [0;1]. \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

На рис. 3 сверху приведены графики функции (линии «1», «2»)  $f_f(u)$ , внизу (линия «3») –  $f_m(u)$ .

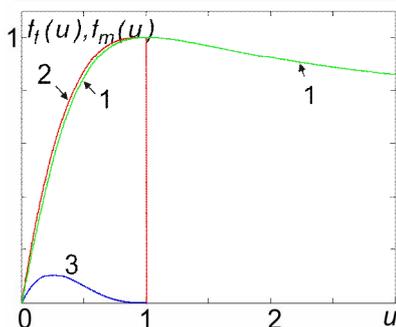


Рис. 3. Характеристики трения

Линии «2» и «3» построены по формулам (12). Линия «1» построена с помощью, так называемой, *магической* формулы [7] в более широком диапазоне значений аргумента. Постоянные магической формулы подобраны так, чтобы на участке  $u \in [0;1]$

имело место совпадение линий «1» и «2». Линия «1» построена по формуле:

$$f_f(u) = \sin(C_0 \arctg(\arctg(u))), \quad (13)$$

где постоянная  $C_0 = 2,35$ .

Положим

$$u \in [0, 7; 1, 3].$$

Такие значительные углы увода возникают при боковом сносе или заносе в условиях бокового ветра. Понятно, что при этом колебания колес не только являются фактором снижения усталостной прочности, но и являются серьезным фактором снижения безопасности полетов.

Обратим внимание (рис. 3), вблизи стационарной точки кривой  $f_f(u)$  значения характеристики  $f_m(u)$  близки к нулю. Поэтому будем считать, что  $e = 0$ .

## 3. Подвеска шасси с нулевым выносом колеса

Рассмотрим важный частный случай установки опоры шасси самолета с нулевым выносом колеса

$$\bar{L} = 0. \quad (15)$$

Тогда вместо (9) получим

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= x; \\ \dot{x} &= -u - by + (1-c)\phi - \kappa^{-1}\bar{F}'(u)x + \kappa^{-1}\bar{V}_Z^*; \\ \dot{\phi} &= y; \\ \dot{y} &= -by - c\phi, \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

где  $\bar{F}' = d\bar{F} / du$ .

Обратим внимание, что два последних уравнения содержат лишь две неизвестные функции –  $\phi(\tau), \dot{\phi}(\tau)$ , т.е. моды  $u(\tau), \phi(\tau)$  связаны слабо.

При специальных начальных условиях:

$$x_0 = y_0 = 0; \quad u_0 = u^\circ; \quad \phi_0 = \phi^\circ$$

в системе (16) реализуется стационарный режим движения или состояние равновесия колеса относительно корпуса:

$$\left. \begin{aligned} x(\tau) &= y(\tau) = \text{const} = 0; \\ u(\tau) &= \text{const} = u^\circ; \\ \phi(\tau) &= \text{const} = \phi^\circ. \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

Неизвестные параметры этого режима движения  $u^\circ, \phi^\circ$  легко найти:

$$\left. \begin{aligned} u^\circ &= \kappa^{-1}\bar{V}_Z^*; \\ \phi^\circ &= 0. \end{aligned} \right\}$$

Изучим устойчивость по первому приближению стационарного режима движения (17) по отношению к изменению начальных условий [8, 9].

Рассмотрим малые вариации переменных  $u, x, \phi, y$  вблизи состояния равновесия, обозначив их  $\xi_u, \xi_x, \xi_\phi, \xi_y$  соответственно. Уравнения в вариациях будут следующими:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi}_u &= \xi_x; \\ \dot{\xi}_x &= -\xi_u - A^\circ \xi_x + (1-c)\xi_\phi - b\xi_y; \\ \dot{\xi}_\phi &= \xi_y; \\ \dot{\xi}_y &= -c\xi_\phi - b\xi_y, \end{aligned} \right\}$$

где  $A^\circ = \kappa^{-1} \bar{F}'(u^\circ)$ , а характеристическое уравнение системы –

$$\lambda^4 + (A^\circ + b)\lambda^3 + (1 + bA^\circ + c)\lambda^2 + (b + cA^\circ)\lambda + c = 0.$$

Обратим внимание,

$$\kappa^{-1} \bar{V}_Z^* = \frac{(\dot{Z}_* + L\dot{\Phi}_*)\omega_Z}{V_X U_{cr}}; \quad \frac{\dot{Z}_*\omega_Z}{V_X} = \beta,$$

где  $\beta$  – угол аэродинамического скольжения самолета. Введем в рассмотрение угол  $\beta_* \approx \beta$  такой, что

$$\kappa^{-1} \bar{V}_Z^* = \beta_* / U_{cr},$$

а также – обозначение

$$\beta_* / U_{cr} = \bar{\beta}.$$

Для упрощения оценок произведения  $\mu_* N$  положим

$$\mu_* N = nG,$$

где  $G$  – вес приведенного колеса;

$n$  – число, показывающее, во сколько раз максимальное значение поперечной силы трения превышает вес колеса. Для случая  $\mu_* = 1$  параметр  $n$  равен отношению нормальной нагрузки на колесе к его весу.

Руководствуясь [4, 10], зададимся базовыми значениями параметров для основной опоры шасси:

$$n = 20; \quad k_\phi = 4 \text{ кНм} \cdot \text{с} / \text{рад}; \quad m = 340 \text{ кг};$$

$$J_A = 40 \text{ кгм}^2; \quad \omega_Z = 12 \text{ Гц}; \quad V_X = 55 \text{ м} / \text{с};$$

$$U_{cr} = 0,2 \text{ рад}; \quad v = 1.$$

Теперь с помощью корней характеристического уравнения установим критерий устойчивости стационарного режима. Найдем, что потеря устойчивости происходит при

$$u^\circ > 1. \quad (18)$$

Другими словами, потеря устойчивости произойдет, если угол скольжения  $\beta_*$  превысит значе-

ние критического угла увода  $U_{cr}$ . Разумеется, при этом  $\bar{\beta} > 1$ .

С помощью численного интегрирования системы (16) методом Рунге-Кутты убеждаемся в справедливости критерия (18).

#### 4. Подвеска шасси с произвольным выносом колеса

Отменим условие (14) и назначим

$$u^\circ = \text{var}; \quad \bar{L} = \text{var}; \quad v = \text{var}.$$

Остальные параметры равны базовым. Приняв во внимание (11), распишем безразмерную силу:

$$\bar{F}(u) = \mu_* N (c_z \rho U_{cr})^{-1} \cdot f_f(u).$$

Располагая системой (9), легко найдем уравнения для определения параметров стационарных режимов (17):

$$\left. \begin{aligned} u^\circ - \phi^\circ &= \bar{\beta}; \\ \phi^\circ &= -\frac{gnG}{cc_z \rho U_{cr}} \cdot f_f(u^\circ). \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

Для заданных базовых значений задачи имеем:

$$\phi^\circ = -0,503 v^{-2} f_f(u^\circ) (1 - \bar{L}^2). \quad (20)$$

При  $v \rightarrow 0$  можем получить нереализуемые значения угла рыскания. Располагая (19), (20), построим типовые графики функций  $\bar{\beta}(v), \phi^\circ(v)$ , рис. 4. Зависимость  $\phi^\circ(u^\circ)$  оказывается выраженной слабо.

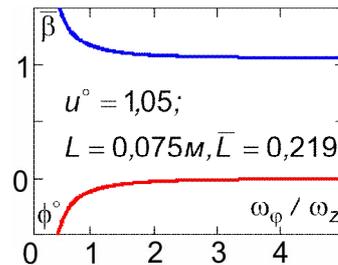


Рис. 4. Параметры стационарного режима

Изучим устойчивость режима (17) по отношению к изменениям начальных условий. Приведем уравнения в вариациях:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi}_u &= \xi_x; \\ \dot{\xi}_x &= -a_{21}\xi_u - a_{22}\xi_x + a_{23}\xi_\phi + a_{24}\xi_y; \\ \dot{\xi}_\phi &= \xi_y; \\ \dot{\xi}_y &= -a_{41}\xi_u - d\xi_x - c\xi_\phi - b\xi_y, \end{aligned} \right\}$$

где  $a_{21} = a_{21}(u^\circ) = 1 + g\bar{F}'(u^\circ)$ ;

$$a_{22} = a_{22}(u^\circ) = d + \kappa^{-1}\bar{F}'(u^\circ);$$

$$a_{23} = \text{const} = 1 - c;$$

$$a_{24} = \text{const} = a - b;$$

$$a_{41} = a_{41}(u^\circ) = a_{21}(u^\circ) - 1,$$

а также – характеристическое уравнение:

$$\lambda^4 + A_2\lambda^3 + A_3\lambda^2 + A_4\lambda + A_5 = 0,$$

где  $A_2 = b + a_{22}$ ;  $A_3 = a_{22}b + a_{24}d + a_{21} + c$ ;

$$A_3 = a_{22}b + a_{24}d + a_{21} + c;$$

$$A_4 = da_{23} + ca_{22} + ba_{21} + a_{41};$$

$$A_5 = a_{23}a_{41} + ca_{21}.$$

Результаты изучения представим на рис. 5, где критическое значение  $u^\circ$  обозначим через  $u_*^\circ$ . Линии 1, 2, 3 получены при  $L = 0,05; 0,075; 0,10$  м соответственно.

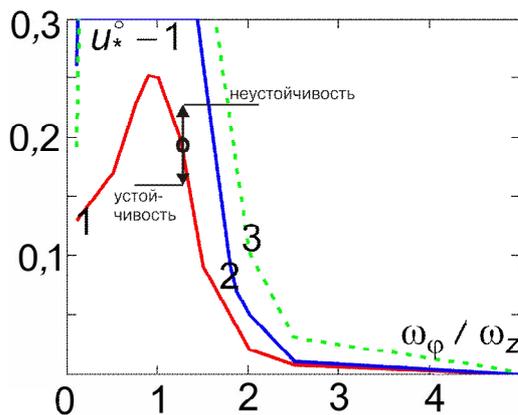


Рис. 5. Области устойчивости

## 5. Выводы

1. Изучена устойчивость стационарных режимов движения склонной к шимми подвески шасси опор шасси самолета. В отличие от многих известных работ (к примеру, [1 – 3]), посвященных этой проблеме, изучение выполнено для заведомо больших углов увода колес, когда существенно скольжение.

2. При нулевом выносе колес шасси получен простой критерий устойчивости.

3. Для реально существующих конструкций подвески шасси и режимов движения вынос колес обуславливает расширение областей устойчивости.

Наиболее выражено влияние выноса колеса при равенстве парциальных частот поперечных колеба-

ний и колебаний по углу рыскания.

4. Движение самолета по ВПП со значительным аэродинамическим скольжением может сопровождаться потерей устойчивости стационарных режимов движения.

Результаты работы целесообразно использовать при моделировании движения пневмоколесных машин при усложненных режимах движения – боковом сносе, заносе, экстренном и сложном маневрировании; конструировании подвесок шасси пневмоколесных машин, обладающих значительным ресурсом; анализе причин летных или дорожных происшествий. В виду сложности построения физико-математической модели произвольного движения шины для широкого диапазона углов увода представляется целесообразным, как это показано в данной работе, выделить и теоретически изучить движения в ограниченных диапазонах углов увода, где построение упомянутой модели возможно.

## Литература

1. Sura N.K. *Stability and response studies on simplified models of nose-wheel landing gear with hard tires* / N.K. Sura, S. Suryanarayn // *IE(I) Journal-AS.* – 2004. – V. 85. – P. 29-36.
2. Sura N.K. *Closed-form analytical solution for the shimmy instability of nose-wheel landing gears* / N.K. Sura, S. Suryanarayn // *Journal of aircraft.* – 2007. – V. 44, No 6. – P. 1985-1990.
3. Besselink I.J.M. *Shimmy of aircraft main landing gears: Dissertation* / I.J.M. Besselink. – 2000. – 201 p.
4. Gim G. *An analytic model of pneumatic tires for vehicle dynamic simulations. Part 1: Pure slips* / G. Gim, P.E. Nikravesh // *Int. J. of vehicle design.* – 1990. – V. 11, No 6. – P. 589-618.
5. Pacejka H.B. *Shear force development by pneumatic tires in steady-state conditions. A review of modeling aspects* / H.B. Pacejka, R.S. Sharp // *Vehicle system dynamics.* – 1991. – V. 20, № 3-4. – P. 121-176.
6. Плахтиенко Н.П. *Одноступенная модель колебаний опоры шасси самолета* / Н.П. Плахтиенко, Б.М. Шифрин // *Техническая механика.* – 2006. – № 1. – С. 16-25.
7. Pacejka H.B. *The magic formula tyre model* / H.B. Pacejka, E. Bakker // *Tyre models for vehicle dynamics analysis: Proc. of 1-st international colloquium on tyre models. Delft, oc. 21-22, 1991.* – P. 178-184.
8. Хаяси Т. *Нелинейные колебания в физических системах* / Т. Хаяси. – М.: Мир, 1968. – 432 с.
9. Бать М.И. *Теоретическая механика в примерах и задачах. Т. 2* / М.И. Бать, Г.Ю. Джанелидзе, А.С. Кельзон. – М.: Наука, 1964. – 664 с.

10. Van der Valk R. An analysis of a civil main Vehicle system dynamics. – 1993. – 22. – P. 97-121.  
gear shimmy failure / R. Van der Valk, H.B. Pacejka //

Поступала в редакцию 15.05.09

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Г.Б. Филимонихин, Кировоградский национальный технический университет, Кировоград.

### ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ПАРАМЕТРІВ НА СТІЙКІСТЬ ШАСІ ЛІТАКА ПРИ ЗНАЧНИХ КОВЗАННЯХ КОЛІС

*Б.М. Шифрин*

Вивчена стійкість по першому наближенню стаціонарних режимів руху підвіски шасі літака щодо корпусу. Розрахункова схема відповідає традиційним схемам, використовуваним при вивченні коливань шиммі. У відмінності від відомих робіт розглядаються випадки значного ковзання коліс шасі і враховується бічна складова швидкості корпусу. Згадані випадки реалізуються за ускладнених умов руху – знос або занесення при бічному вітрі, граничне відхилення коліс передньої опори з подальшим блокуванням і т.п. Початкові рівняння руху приведені до безрозмірного вигляду і записані щодо кутів відведення і рискання. При описі сил тертя використана основна модель теорії чистого відведення шини. За допомогою характеристичного рівняння вивчений вплив винесення коліс і інших конструктивних параметрів на стійкість стаціонарних рухів. Розрахункова частина виконана для основної опори шасі. Отримані результати зіставлені з результатами чисельної інтеграції і проаналізовані.

**Ключові слова:** стійкість, шасі, кут відведення, колесо, шина, винесення колеса, шиммі, математична модель, рівняння руху.

### INFLUENCE OF STRUCTURAL PARAMETERS ON STABILITY OF UNDERCARRIAGE OF AIRPLANE AT THE CONSIDERABLE SLIDING OF WHEELS

*B.M. Shifrin*

Stability is studied on the first approaching of the stationary modes of motion of pendant the undercarriage of airplane in relation to a corps. A calculation chart corresponds traditional charts, to in-use at the study of vibrations shimmy. In a difference from the known works the cases of the considerable sliding of wheels of undercarriage and are examined and the sidetone of speed of corps is taken into account. The mentioned cases will be realized at the complicated terms of motion is tearing down or skidding at side wind, maximum rejection of wheels of front support with the subsequent blocking etc. Initial equalizations of motion are resulted to the dimensionless kind and written in relation to the corners of withdrawal and prowling. For description of forces of friction the basic model of theory of clean withdrawal of tire is used. By the roots of characteristic equalization influence of bearing-out of wheels and other structural parameters is studied on stability of stationary motions. Calculation part is executed for basic support of undercarriage. The got results are confronted with the results of numeral integration and analysed.

**Key words:** stability, undercarriage, corner of withdrawal, wheel, tire, bearing-out of wheel, shimmy, mathematical model, equalizations of motion.

**Шифрин Борис Меерович** – кандидат технических наук, доцент кафедры «Механика и авиационная техника» Государственной летной академии Украины, Кировоград, Украина; e-mail: B\_Shifrin@mail.ru.