

УДК 629.7

DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.1-1/04>**Колесниченко С.Ф.**

Летная академия Национального авиационного университета

Рагулин С.В.

Летная академия Национального авиационного университета

ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ НА СТАТИЧЕСКУЮ И ДИНАМИЧЕСКУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

Розглянуто задачу впливу центрування легких літальних апаратів на статичну і динамічну стійкість. Безпека польотів вимагає доказових досліджень із метою визначення критичних параметрів льотних характеристик літального апарату. Для легких і надлегких ЛА центрування значно змінюється навіть в експлуатаційних межах (різна вага пілотів при тандемному розташуванні, наявність підвісних баків і коливання рідини і т.п.). Методика моделювання щодо забезпечення параметрів стійкості та керованості надлегких і легких літальних апаратів у даний час практично відсутня. У зв'язку із цим виникає необхідність аналізу та моделювання динамічних параметрів під час зміни зовнішніх і внутрішніх факторів, що впливають на безпеку льотної експлуатації. У даній статті вирішується завдання з визначення параметрів стійкості та керованості за умов зміни центрування.

Основне і вирішальне значення для стійкості і керованості літака, його сприйнятливості до зовнішніх впливів мають характеристики короткоперіодичних коливань, тому в статті розглядається вплив основних конструктивних і аеродинамічних параметрів літака саме на ці характеристики.

Рішення завдання виконано на основі математичного моделювання короткоперіодичного руху літального апарату.

На чисельному прикладі показано вплив зміни центрування $\Delta \bar{X}_m = 0.1$ на перехідні процеси, статичну і динамічну стійкість. Обидва варіанти мають статичну стійкість, але перехідні процеси відрізняються: варіант із більш передньою центровкой значно швидше відновлює вихідний кут атаки.

Слід зазначити, що зміна центрування на легких літальних апаратах значною мірою впливає на динамічну стійкість і меншою мірою – на статичну стійкість.

Ключові слова: центрування літального апарату, статична і динамічна стійкість, демпфіруючі моменти, кут атаки, радіус інерції, відносна щільність літака, управління рухом літального апарату.

Постановка проблеми. Проектирование, производство и эксплуатация легких летательных аппаратов получила в наше время широкое распространение. Однако безопасность полетов требует широких и доказательных исследований с целью определения критических параметров летных характеристик каждого летательного аппарата. В настоящее время для проектирования и аэродинамических расчетов сверхлегких и очень легких летательных аппаратов (СЛА и ОЛА) [1; 2] предлагаются общие рекомендации и общепринятые методы расчетов. Точные методы расчетов в аналитической форме предлагаются для скоростных маневренных самолетов [3; 4]. Динамика продольного движения и методы математического моделирования управления предлагаются в [5; 6].

Методика моделирования по обеспечению параметров устойчивости и управляемости сверхлегких и лёгких летательных аппаратов в данное

время практически отсутствует. Для легких и сверхлегких ЛА центровка значительно изменяется даже в эксплуатационных пределах (различный вес пилотов при тандемном расположении, наличие подвесных баков и колебания жидкости и т. п.). В связи с этим возникает необходимость анализа и моделирования динамических параметров при изменении внешних и внутренних факторов, влияющих на безопасность лётной эксплуатации. В данной статье решается задача определения параметров устойчивости и управляемости при изменении центровки СЛА и ОЛА.

Изложение основного материала. Основное и решающее значение для управляемости самолета и его восприимчивости к внешним воздействиям имеют характеристики короткопериодических колебаний, поэтому в дальнейшем будем рассматривать влияние основных конструктивных и аэродинамических параметров самолёта именно на эти характеристики.

Основными параметрами короткопериодического продольного движения является изменение угла атаки $\Delta\alpha$ и угловая скорость ω_z .

В уравнении (1) представлена динамическая модель свободных колебаний по углу атаки летательного аппарата, так как выход угла атаки на критические значения угрожает срывом потока на крыле. Основными параметрами, определяющими колебания, является коэффициент a_1 , который демпфирует колебания, и коэффициент a_2 , определяющий восстанавливающие моменты углового движения. Коэффициенты определялись по известным формулам [4].

$$\frac{d^2\Delta\alpha}{dt^2} + a_1 \frac{d\Delta\alpha}{dt} + a_2\Delta\alpha = 0 \quad (1)$$

где

$$a_1 = C_y^\alpha - \frac{m_z^{\omega} + m_z^{\dot{\alpha}}}{r_z}; \quad a_2 = -\frac{\mu m_z^{\alpha} + C_y^\alpha m_z^{\omega}}{r_z}$$

m_z^{α} – коэффициент продольной статической устойчивости;

m_z^{ω} – коэффициент демпфирующего момента;

$m_z^{\dot{\alpha}}$ – коэффициент момента, вызванного запаздыванием скоса потока у оперения;

r_z – относительный радиус инерции;

μ – коэффициент относительной плотности самолета;

$\bar{t} = \frac{t}{\tau}$ – безразмерное время; $\tau = \frac{2m}{\rho S V}$

Решение данного уравнения определяется двумя вещественными, или комплексными корнями, которые определяют характер устойчивости углового движения. Демпфирование определя-

ется коэффициентом a_1 , который определяет степень затухания колебаний. Характер колебаний определяется коэффициентами a_1 и a_2 , которые определяют частоту и период колебаний. В нашем случае изменение центровки влияет в основном на коэффициент a_2 .

Определим параметры переходного процесса для сверхлегкого самолета $m_{\text{взл}} = 450$ кг и $S_{\text{кр}} = 10$ м² нормальной схемы с разницей в центровке $\Delta\bar{X}_m = 0.1$.

Решение уравнения (1) определяется парой комплексных корней

$$\lambda_1 = -\frac{a_1}{2} + i\sqrt{a_2 - \frac{a_1^2}{4}} = -3.0000 + 4.1231i;$$

$$\lambda_2 = -\frac{a_1}{2} - i\sqrt{a_2 - \frac{a_1^2}{4}} = -3.0000 - 4.1231i;$$

$$\lambda'_1 = -\frac{a_1}{2} + i\sqrt{a_2 - \frac{a_1^2}{4}} = -3.0000 + 1.0000i;$$

$$\lambda'_2 = -\frac{a_1}{2} - i\sqrt{a_2 - \frac{a_1^2}{4}} = -3.0000 - 1.0000i;$$

и представлено на рис. 1. Оба варианта обладают статической устойчивостью, но переходные процессы отличаются: вариант с более передней центровкой значительно быстрее восстанавливает исходный угол атаки.

Более наглядно динамическую устойчивость определяют переходные функции угла атаки на вертикальной порыве со $\varnothing V_y = 1$ м/сек.

Вариант с передней центровкой более устойчив по перегрузке и реагирует уменьшением угла атаки. Вариант с задней центровкой практически переходит на полет под новым углом атаки и значительно изменяет траекторию продольного движения.

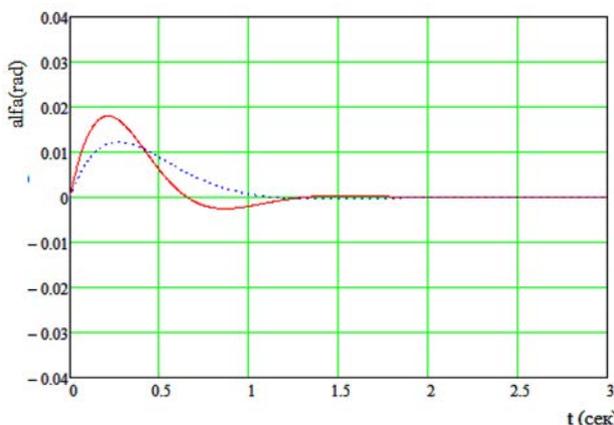


Рис. 1. Изменение угла атаки $\Delta\alpha(t)$ продольного движения

----- - передняя центровка; - - - - задняя центровка

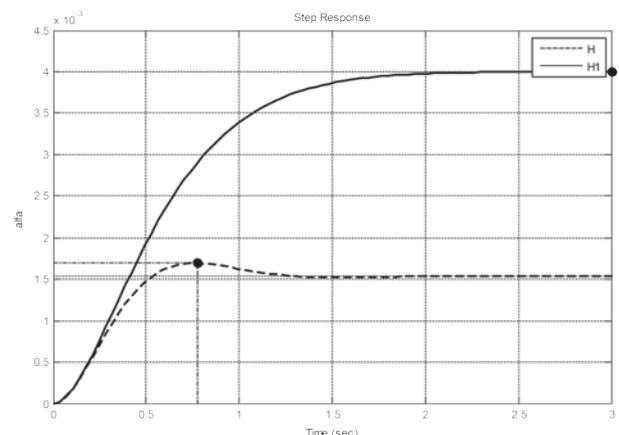


Рис. 2. Переходные функции $\Delta\alpha(t)$ при вертикальном порыве $\varnothing V_y = 1$ м/сек

----- - передняя центровка; - - - - задняя центровка

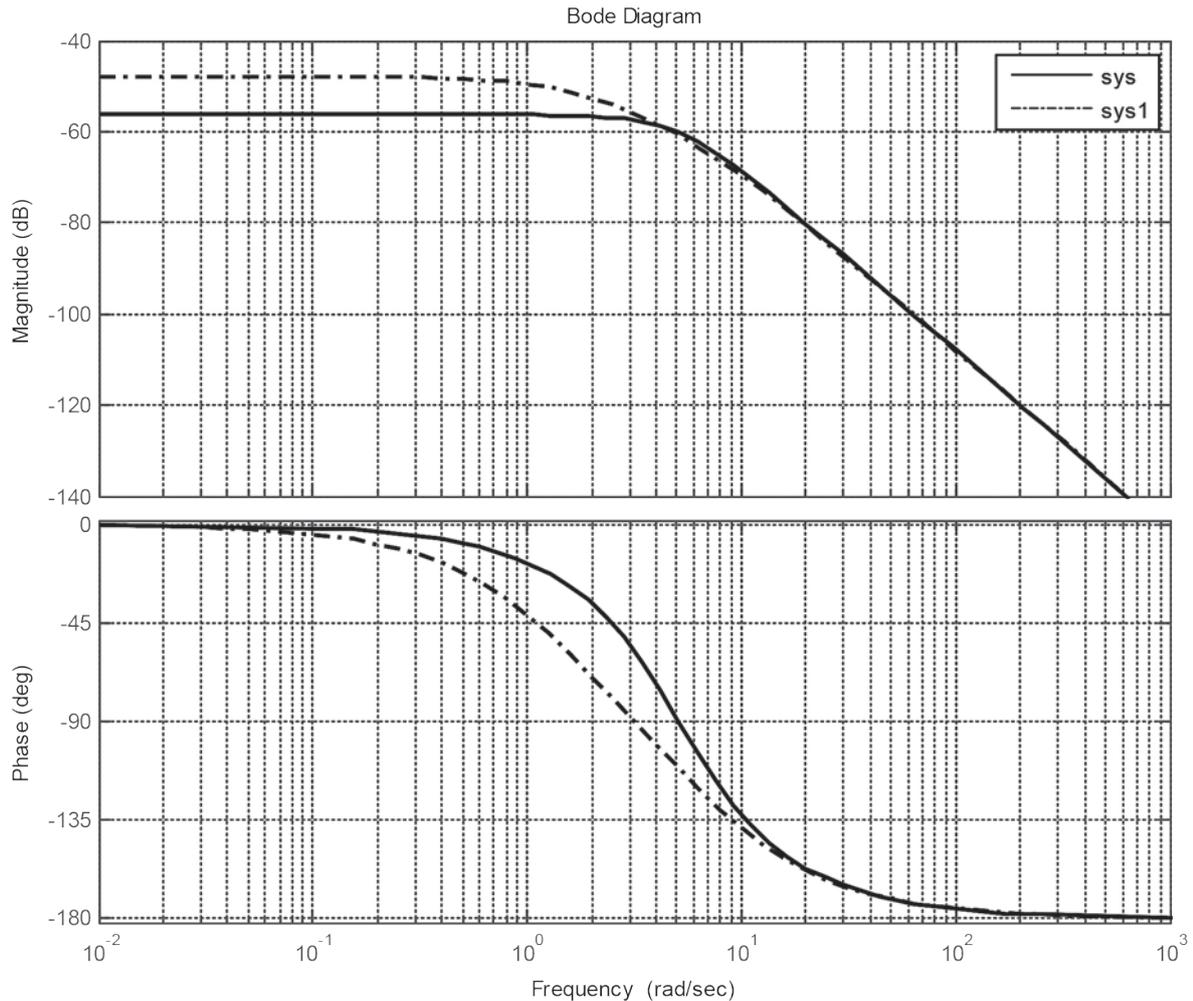


Рис. 3. Амплитудно-фазовая характеристика $\Delta\alpha$
 ----- передняя центровка; - - - - - задняя центровка

Дополнительную информацию о характере динамической устойчивости можно получить из диаграммы Бode (рис. 3), которая определяет управляемость при различных частотах входного сигнала. Задняя центровка снижает устойчивость на частоте $\omega_z = 1$ рад/сек и приводит к запаздыванию по фазе при частотах $\omega_z = 0.1$ рад/сек.

Выводы. В статье рассмотрена задача влияния центровки легких самолетов на статическую и динамическую устойчивость продольного движения; определены факторы, влияющие на характер

переходных процессов; на численном примере показано влияние центровки на параметры свободного движения летательного аппарата по углу атаки, с использованием методов математического моделирования и переходных функций показана реакция самолёта на внешнее возмущение в виде вертикального порыва. В качестве вывода следует отметить, что изменение центровки на легких летательных аппаратах в значительной степени влияет на динамическую устойчивость и в меньшей степени – на статическую устойчивость.

Список литературы:

1. European Aviation Safety Agency . Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA. 2009. 121 с.
2. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.М. Проектирование легких самолетов. Москва : Машиностроение, 1978. 208 с.
3. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолетов. Пространственное движение. Москва : Машиностроение, 1983. 320 с.
4. Пашковский И.М. Устойчивость и управляемость самолета. Москва : Машиностроение, 1975. 328 с.
5. Остославский И.В., Калачев Г.С. Продольная устойчивость и управляемость самолета. Москва : Машиностроение, 1969. 367 с.
6. Тунік А.А., Абрамович О.О. Основи сучасної теорії управління. Київ : Вид. НАУ, 2010. 260 с.

Kolesnychenko S.F., Rahulin S.V. THE INFLUENCE OF THE CENTER OF GRAVITY OF LIGHT AIRCRAFT ON STATIC AND DYNAMIC STABILITY

The problem of the influence of the center of gravity (CoG; C.G.) of light aircraft on static and dynamic stability is considered. Flight safety requires evidence-based research to determine the critical parameters of the aircraft flight characteristics. For light and ultralight aircraft, the C.G. position is varied significantly even within the operational limits (different weight of pilots in tandem arrangement, the presence of suspension tanks and fluid oscillations, etc.). The modeling technique for ensuring the stability and controllability parameters of ultralight and light aircraft is currently practically absent. In this regard, there is a need for analysis and modeling of dynamic parameters when changing external and internal factors affecting the safety of flight operation. This article solves the problem of determining the parameters of stability and controllability when the C.G. position changing.

The main and decisive importance for the stability and controllability of the aircraft, its susceptibility to external influences are the characteristics of short-period oscillations, therefore, the article considers the influence of the basic structural and aerodynamic parameters of the aircraft on these characteristics.

The solution to the problem is based on mathematical modeling of the short-period motion of the aircraft.

A numerical example shows the effect of the C.G. position changing on transients, static and dynamic stability. Both options are statically stable, but the transients are different: the option with a more forward alignment much faster restores the original angle of attack.

It should be noted that the C.G. position changing on light aircraft significantly affects dynamic stability and, to a lesser extent, static stability.

Key words: *aircraft centering, static and dynamic stability, damping moments, attack angle, radius of inertia, relative density of the aircraft, motion control of the aircraft.*