

Управление в технических системах

© 2023 г. С.Л. СЕМАКОВ, д-р физ.-мат. наук (slsemakov@yandex.ru)
(Московский физико-технический институт;
Московский автомобильно-дорожный институт),
М.В. СЕМАКОВА (marina.semakowa@yandex.ru)
(Московский государственный технический университет
гражданской авиации)

УПРАВЛЕНИЕ ТЯГОЙ ПРИ ПОСАДКЕ САМОЛЕТА НА КОРАБЛЬ

Рассматривается посадка самолета на корабль. Предлагаются схема вычисления вероятности ухода на второй круг и схема вычисления максимальной просадки траектории самолета после схода с палубы. Одним из управляющих параметров, определяющих указанные вероятность и просадку, является момент увеличения тяги двигателя перед касанием палубы. Существующие требования, налагаемые на упомянутые вероятность и максимальную просадку, позволяют определить диапазон допустимых моментов увеличения тяги. Приводятся результаты численных расчетов, полученные при рассмотрении посадки реального самолета на реальный авианесущий корабль.

Ключевые слова: посадка самолета, корабль, вероятность, управление, тяга, траектория.

DOI: 10.31857/S0005231023030066, EDN: ZZFTZN

1. Описание проблемы

Хорошо известно, что посадка является наиболее сложным и ответственным этапом полета. Вопросам обеспечения точности и безопасности посадки самолета, в частности самолетов корабельного базирования, посвящено немало работ отечественных и зарубежных авторов (см., например, [1–13]). Посадка на корабль усложнена тем, что посадочная поверхность является подвижной и ограничена по длине. Это предъявляет повышенные требования к точности посадки корабельных самолетов и обуславливает специфику их приземления, заключающуюся в зацеплении гаком самолета одного из нескольких тросов аэрофинишера, натянутых поперек посадочного участка палубы. При этом предусматривается возможность незацепления аэрофинишера и, как следствие, пробега самолета по палубе, являющегося одновременно и разбегом для последующего взлета и ухода на второй круг¹. Число

¹ Решение об уходе на второй круг может быть принято, конечно, и до предполагаемого момента касания палубы, если станет ясно, что по той или иной причине вероятность успешного приземления недостаточно высока. Этот аспект корабельной посадки подробно рассматривается в [10].

таких уходов на второй круг достаточно велико и по статистике составляет один-два процента от общего числа посадок.

В случае незацепления аэрофинишера из-за малости времени пробега по палубе (полторы-две секунды) самолет не успевает разогнаться до приемлемой скорости к моменту схода с палубы, так что непосредственно после схода с палубы сила тяжести преобладает над подъемной силой, вследствие чего начальный участок траектории самолета после схода с палубы имеет некоторую просадку по отношению к уровню палубы. При фиксированных углах тангажа и атаки в момент схода и заданном законе управления рулем высоты максимальная просадка однозначно определяется скоростью самолета в момент схода с палубы. Чтобы предотвратить возможное касание водной поверхности и обеспечить успешный взлет самолета, необходимо стремиться как можно меньшей сделать максимальную просадку. А для этого нужно повышать скорость самолета в момент схода с палубы.

Увеличение скорости схода может быть достигнуто за счет приращения тяги двигателя. Тяга нарастает не мгновенно, и в случае незацепления аэрофинишера для ощутимого разгона самолета при его движении по палубе летчику приходится увеличивать тягу двигателя до предполагаемого момента касания палубы. При этом нужно учитывать следующее обстоятельство, ограничивающее диапазон возможных моментов дачи тяги как сверху, так и снизу. Если тягу увеличивать рано, то скорость схода будет высокой, максимальная просадка — небольшой. Но раннее увеличение тяги приведет к заметному возрастанию посадочной скорости, что, в свою очередь, вызовет тенденцию к перелету зоны аэрофинишера и уменьшению вероятности успешного приземления. Если же увеличение тяги двигателя происходит поздно, то — в случае незацепления аэрофинишера — самолет будет иметь недостаточную скорость схода и, как следствие, недопустимо большую максимальную просадку траектории после схода с палубы.

Таким образом, возникает вопрос о нахождении диапазона допустимых моментов дачи тяги: с одной стороны, нужно обеспечить достаточно высокую вероятность успешного приземления, а с другой — при незацеплении аэрофинишера — незначительную максимальную просадку, гарантирующую некасание с водой. Ответ на этот вопрос и является целью настоящей работы.

2. Предлагаемая схема решения проблемы

Будем рассматривать только продольное движение самолета. Траекторию, по которой происходит посадка при отсутствии дачи тяги вплоть до момента касания палубы и по которой самолет движется при отсутствии возмущений, будем называть номинальной. Номинальная траектория представляет собой прямую линию (наклонная пунктирная линия на рис. 1); ее пересечение с палубой корабля при отсутствии качки происходит в заданной точке O (см. рис. 1). Через $s_{\text{аф}}$ обозначена длина участка палубы, занимаемого аэрофинишером. Для описания посадочной траектории введем в рассмотрение

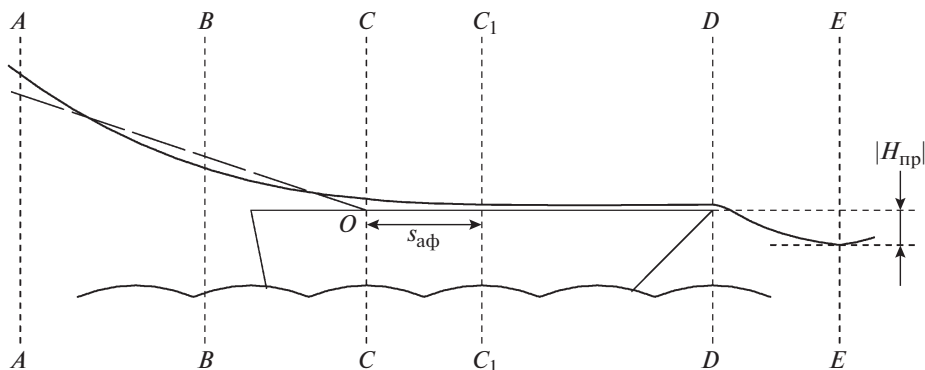


Рис. 1.

вспомогательные плоскости $A-A$, $B-B$, $C-C$, C_1-C_1 , $D-D$ и $E-E$, перпендикулярные вертикальной плоскости, в которой рассматриваются движения самолета и корабля и которая совпадает с плоскостью рис. 1. Линиями $A-A$, $B-B$, $C-C$, C_1-C_1 , $D-D$ и $E-E$ на рис. 1 изображены проекции соответствующих плоскостей на плоскость рис. 1. Плоскость $A-A$ находится на расстоянии 2,5-секундного полета по номинальной траектории до момента касания палубы; в системе координат, связанной с кораблем, эта плоскость неподвижна. Плоскость $B-B$ соответствует моменту дачи тяги, т.е. в тот момент, когда самолет пересекает плоскость $B-B$, летчик увеличивает тягу двигателя. Плоскости $C-C$ и C_1-C_1 связаны с кораблем и ограничивают участок палубы, занимаемый аэрофинишером. Плоскость $D-D$ тоже связана с кораблем и соответствует моменту схода самолета с палубы, если не произошло зацепления аэрофинишера. В этой работе будем предполагать, что зацепление аэрофинишера не происходит только в том случае, если имеет место перелет зоны $s_{\text{аф}}$. В противном случае предполагается, что зацепление происходит с вероятностью 1. Наконец, плоскость $E-E$ соответствует моменту достижения траекторией максимальной просадки после схода самолета с палубы.

Предлагаемая схема решения задачи заключается в следующем. По методу², описанному в [5, 13] (см. также [2, 9]), поточно определяется вероятность $P_{\text{нз}}$ перелета зоны аэрофинишера $s_{\text{аф}}$ (вероятность незацепления) в зависимости от момента t_p увеличения тяги двигателя. В качестве случайных возмущений выступают атмосферная турбулентность и качка корабля. После этого рассматриваются те траектории, которым соответствует фактический перелет зоны аэрофинишера. При этом оказывается, что при заданном моменте t_p дачи тяги модуль $v = |\mathbf{v}|$ вектора $\mathbf{v}$ скорости самолета в момент схода с палубы и, как следствие, максимальная просадка $|H_{\text{пр}}|$ траектории после схода практически не зависят от разброса точек касания самолета с палубой и однозначно определяются моментом t_p и углом θ между вектором $\mathbf{v}$ в момент схода самолета с палубы и горизонтальной плоскостью. Это позволяет

² Этот метод основан на результатах, полученных в [14] и затем усиленных в [15, 16].

упрощенно рассматривать участок движения самолета по палубе и после схода с нее в детерминированной постановке и путем интегрирования уравнений движения численно определить $H_{\text{пр}}$ в функции от t_p и θ .

В результате получаются две зависимости: $P_{\text{нз}}(t_p)$ и $H_{\text{пр}}(t_p, \theta)$. Существуют общепринятые ограничения на $P_{\text{нз}}$. Такие же ограничения существуют и на $H_{\text{пр}}$ при отсутствии качки корабля, т.е. при $\theta = 0$. Последнее обстоятельство позволяет сделать еще одно упрощение, а именно не учитывать качку корабля при рассмотрении пробега самолета по палубе. Из условия соблюдения ограничений на $P_{\text{нз}}$ и $H_{\text{пр}}$ затем и определяется диапазон допустимых моментов t_p увеличения тяги двигателя.

3. Вероятность незацепления аэрофинишера

Будем считать, что с момента t_p тяга двигателя $F(t)$ нарастает по экспоненциальному закону, т.е.

$$(1) \quad F(t) = \begin{cases} F_0 & \text{при } t \leq t_p, \\ F_0 + \Delta F \left(1 - \exp \left\{ -\frac{t - t_p}{\tau} \right\} \right) & \text{при } t \geq t_p, \end{cases}$$

где t_p — момент дачи тяги, τ — постоянная, характеризующая приемистость двигателя, F_0 и ΔF — фиксированные величины. Вероятность удара самолета о кормовой срез палубы корабля пренебрежимо мала³, так что вероятность незацепления аэрофинишера, принимаемая равной вероятности перелета зоны аэрофинишера $s_{\text{аф}}$, может быть определена как $P_{\text{нз}} = 1 - P$, где P — вероятность приземления самолета на участок палубы корабля от линии кормового среза до линии, совпадающей с последним тросом аэрофинишера, т.е. с правым концом отрезка $s_{\text{аф}}$ на рис. 1.

Для определения вероятности P используем метод, описанный в [5, 13]. Этот метод предполагает линеаризацию уравнений движения самолета (уравнений (9) из [5]) относительно номинальной траектории посадки, по которой двигался бы самолет при отсутствии возмущений. Отличие от [5, 13] в данном случае носит чисто технический характер и связано с тем, что номинальная траектория посадки является прямой линией только до момента t_p дачи тяги, а после этого момента она отклоняется от прямой линии вследствие новой зависимости тяги от времени по формуле (1); в [5, 13] тяга предполагалась постоянной вплоть до момента касания палубы.

Расчеты проводились при $\Delta F = F_0$, т.е. тяга после момента t_p асимптотически увеличивалась в два раза, и для трех значений постоянной τ , характеризующей приемистость двигателя: $\tau = 1$ с, $\tau = 1,5$ с и $\tau = 2$ с. Рассматривался тот же самолет с тем же законом управления (по принципу автоматической обратной связи), что и в [5, 13]. По своим характеристикам

³ Меньше 10^{-5} при умеренных балльностиях волнения моря [1].

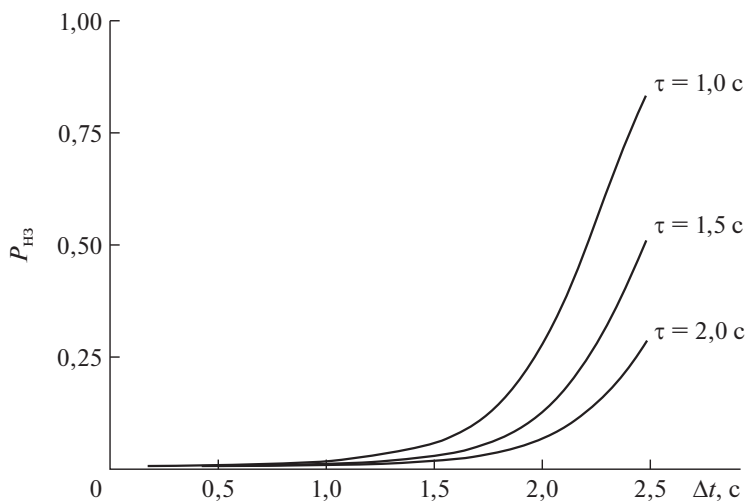


Рис. 2.

этот самолет идентичен корабельному самолету МиГ-29К. Полученные результаты для вероятности $P_{\text{нз}}$ представлены на рис. 2. По горизонтальной оси отложен промежуток времени $\Delta t = t_{\text{land}} - t_p$, определяющий момент дачи тяги t_p и представляющий собой время от момента t_p до предполагаемого (математического ожидания) момента t_{land} касания палубы в случае, если бы увеличения тяги не произошло. Численные значения вероятности $P_{\text{нз}}$, по которым построены графики на рис. 2, вынесены в Приложение и представлены в табл. 1.

4. Скорость самолета в момент касания палубы

Эта скорость необходима для последующего нахождения просадки $H_{\text{пр}}$. Продольное движение самолета в неспокойной атмосфере описывается системой (9) из [5]. Решая задачу определения искомой скорости в детерминированной постановке, т.е. при отсутствии атмосферной турбулентности и качки, получим в корабельной системе координат Oxy (см. рис. 3) из упомя-

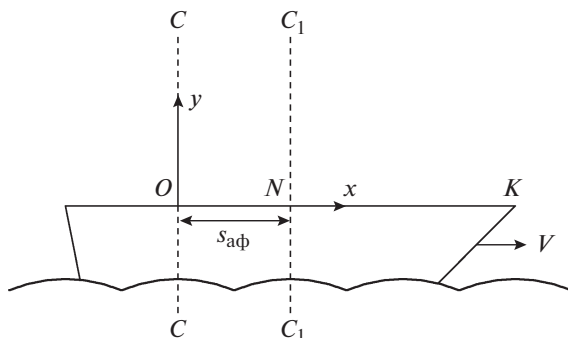


Рис. 3.

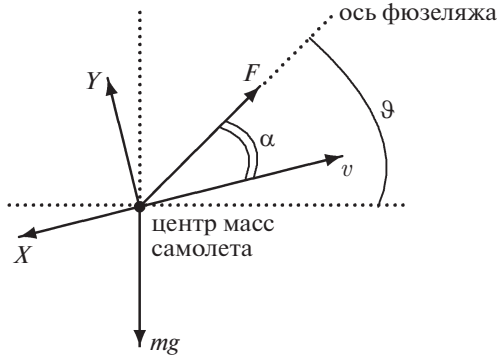


Рис. 4.

нутой выше системы (9) следующую:

$$(2) \quad \begin{cases} m \frac{dv}{dt} = F(t) \cos \alpha - mg \sin(\vartheta - \alpha) - qSC_x, \\ mv \frac{d(\vartheta - \alpha)}{dt} = qSC_y + F(t) \sin \alpha - mg \cos(\vartheta - \alpha), \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} = qSb_A m_z, \\ \frac{dy}{dt} = v \sin(\vartheta - \alpha), \\ \frac{dx}{dt} = v \cos(\vartheta - \alpha) - V. \end{cases}$$

Все используемые здесь обозначения подробно описаны в [5, 13]. Они являются общепринятыми для задач динамики полета самолета. В частности,

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^\delta \delta, \quad C_x = C_{x0} + AC_y^2, \\ m_z &= m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta + \frac{b_A}{v_0} m_z^{\bar{w}_z} w_z, \quad q = \frac{\rho v^2}{2}, \end{aligned}$$

где δ — отклонение органа продольного управления; v — модуль вектора скорости самолета в неподвижной земной системе координат; C_{y0} , C_y^α , C_y^δ , A , C_{x0} , m_z^α , m_z^δ , m_{z0} , $m_z^{\bar{w}_z}$ — аэродинамические коэффициенты самолета; $\bar{w}_z = \frac{w_z b_A}{v_0}$; C_x — безразмерный коэффициент силы сопротивления воздуха $\mathbf{X}$ (см. рис. 4); $C_x = |\mathbf{X}|/qS$; C_y — безразмерный коэффициент подъемной силы $\mathbf{Y}$: $C_y = |\mathbf{Y}|/qS$; b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла; m_z — безразмерный коэффициент продольного момента M_z : $M_z = m_z qS b_A$; I_z — соответствующий момент инерции самолета; ϑ — угол тангажа, т.е. угол между осью фюзеляжа и горизонтальной плоскостью; S — площадь крыла в плане; $g = |\mathbf{g}|$, где $\mathbf{g}$ — вектор ускорения свободного падения.

Закон управления для δ примем таким же, как в [5, 13]. Это замкнет систему уравнений (2), после чего последняя может быть проинтегрирована численно.

Реальные наблюдения показывают, что при незацеплении аэрофинишера скорость самолета в момент схода с палубы практически не зависит от точки начального касания самолета с палубой и однозначно определяется моментом t_p . Поэтому в качестве точки начального касания самолета с палубой можно принять точку N (см. рис. 3), соответствующую касанию палубы сразу за последним тросом аэрофинишера, а искомую скорость $v_{\text{кас}}$ самолета в момент касания определить как $v_{\text{кас}} = v(t_{\text{кас}})$, где $v(t)$ — функция, определяемая в результате численного интегрирования системы (2), а момент $t_{\text{кас}}$ предварительно определяется при этом из условия $x(t_{\text{кас}}) = s_{\text{аф}}$ (см. рис. 3).

Результаты численных расчетов скорости $v_{\text{кас}}$ в зависимости от момента t_p для трех рассматриваемых значений приемистости двигателя τ ($\tau = 1$ с, $\tau = 1,5$ с и $\tau = 2$ с) представлены в Приложении в табл. 3.

5. Скорость самолета в момент схода с палубы

Движение самолета по палубе описывается уравнением

$$(3) \quad m \frac{dv}{dt} = F(t) - \frac{\rho v^2}{2} SC_x - fG,$$

где $G = mg$, f — коэффициент трения, ρ — плотность воздуха. Будем считать, что при движении по палубе $\alpha \equiv 0$ и $\delta \equiv 0$. Представим $v(t)$ в виде суммы

$$v(t) = v_{\text{кас}} + \Delta v(t), \quad t_{\text{кас}} \leq t \leq t_{\text{сх}},$$

где $t_{\text{сх}}$ — момент схода самолета с палубы. Заметим, что $\Delta v(t) \ll v_{\text{кас}}$ в силу малости времени $t_{\text{сх}} - t_{\text{кас}}$ пробега по палубе. Поэтому можно линеаризовать уравнение (3) относительно функции $\Delta v(t)$. Это приводит к уравнению

$$\frac{d\Delta v}{dt} + \rho \frac{C_x}{m/S} v_{\text{кас}} \Delta v = g \left(\frac{F_0}{G} - f - \frac{C_x}{m/S} \frac{\rho v_{\text{кас}}^2}{2} \right) + g \frac{F(t) - F_0}{G},$$

где $C_x = C_{x0} + AC_{y0}^2$, поскольку $\alpha = \delta = 0$; $\Delta v(t_{\text{кас}}) = 0$. Решая это уравнение, получим для функции $\Delta v(t)$, $t_{\text{кас}} \leq t \leq t_{\text{сх}}$, явное выражение:

$$\begin{aligned} \Delta v(t) = & \frac{b_1 + g\Delta F_0/G}{a_1} \left(1 - \exp\{-a_1(t - t_{\text{кас}})\} \right) + \\ & + \frac{g\Delta F_0}{G} \frac{\tau}{1 - a_1\tau} \exp\left\{-\frac{t_{\text{кас}} - t_p}{\tau}\right\} \left(\exp\left\{-\frac{t - t_{\text{кас}}}{\tau}\right\} - \exp\{-a_1(t - t_{\text{кас}})\} \right), \end{aligned}$$

где

$$a_1 = \rho \frac{C_x v_{\text{кас}}}{m/S}, \quad b_1 = g \left(\frac{F_0}{G} - f - \frac{C_x}{m/S} \frac{\rho v_{\text{кас}}^2}{2} \right).$$

Обозначим через T время пробега самолета по палубе от момента $t_{\text{кас}}$ до момента $t_{\text{сх}}$, т.е. $T = t_{\text{сх}} - t_{\text{кас}}$, а через L — длину участка палубы, пробегаемого самолетом от момента $t_{\text{кас}}$ до момента $t_{\text{сх}}$. Как было замечено в предыдущем разделе 4, скорость самолета в момент схода с палубы практически не зависит от точки начального касания палубы. Поэтому можно принять $L = NK$ (см. рис. 3). Тогда

$$NK = \int_{t_{\text{кас}}}^{t_{\text{кас}}+T} (v_{\text{кас}} + \Delta v(t) - V) dt = \left(v_{\text{кас}} - V + \frac{b_1 + g\Delta F_0/G}{a_1} \right) T + \\ + \frac{g\Delta F_0}{G} \frac{\tau^2}{1 - a_1\tau} \exp \left\{ -\frac{t_{\text{кас}} - t_p}{\tau} \right\} \left(1 - \exp \left\{ -\frac{T}{\tau} \right\} \right) - \\ - \left(\frac{b_1 + g\Delta F_0/G}{a_1} + \frac{g\Delta F_0}{G} \frac{\tau}{1 - a_1\tau} \exp \left\{ -\frac{t_{\text{кас}} - t_p}{\tau} \right\} \right) \frac{1 - \exp\{-a_1 T\}}{a_1}.$$

Отсюда получается следующее уравнение для определения T :

$$(4) \quad T = \psi(T),$$

где

$$\psi(T) = \tilde{\psi}(T) / \left(v_{\text{кас}} - V + \frac{b_1 + g\Delta F_0/G}{a_1} \right), \\ \tilde{\psi}(T) = NK + \left(\frac{b_1 + g\Delta F_0/G}{a_1} + \frac{g\Delta F_0}{G} \frac{\tau}{1 - a_1\tau} \exp \left\{ -\frac{t_{\text{кас}} - t_p}{\tau} \right\} \right) \times \\ \times \frac{1 - \exp\{-a_1 T\}}{a_1} - \frac{g\Delta F_0}{G} \frac{\tau^2}{1 - a_1\tau} \exp \left\{ -\frac{t_{\text{кас}} - t_p}{\tau} \right\} \left(1 - \exp \left\{ -\frac{T}{\tau} \right\} \right).$$

Решение уравнения (4) находится методом последовательных приближений:

$$T = \lim_{n \rightarrow \infty} T_n, \quad T_n = \psi(T_{n-1}), \quad n = 1, 2, \dots,$$

где T_0 — начальное приближение. Скорость самолета $v_{\text{сх}}$ в момент схода с палубы определяется по формуле

$$v_{\text{сх}} = v_{\text{кас}} + \Delta v(t_{\text{кас}} + T),$$

где $\Delta v(t_{\text{кас}} + T)$ есть значение функции $\Delta v(t)$ при $t = t_{\text{кас}} + T$. При проведении численных расчетов использовались характеристики корабля, соответствующие авианесущему крейсеру “Адмирал Кузнецов”. Результаты численных расчетов скорости $v_{\text{сх}}$ в зависимости от момента t_p дачи тяги для трех рассматриваемых значений приемистости двигателя τ ($\tau = 1$ с, $\tau = 1,5$ с и $\tau = 2$ с) представлены в Приложении в табл. 4.

6. Максимальная просадка траектории самолета после схода с палубы

После схода с палубы движение самолета рассматривается в детерминированной постановке и описывается системой (2) со следующими начальными условиями:

$$(5) \quad v = v_{cx}, \quad \alpha = 0, \quad \vartheta = 0, \quad \omega_z = 0, \quad y = 0, \quad x = s_{ag} + NK,$$

где NK — длина участка палубы от точки N до точки K (см. рис. 3). Отклонение δ органа продольного управления предполагается постоянным и определяется из условия балансировки

$$m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \delta = 0$$

при $\alpha = \alpha_{\text{бал}} = 15^\circ$.

Максимальная просадка $|H_{\text{пр}}|$ (см. рис. 1) определяется по минимальной координате y в результате численного интегрирования системы (2) с начальными условиями (5). Полученные результаты для просадки $H_{\text{пр}}$ представлены на рис. 5. Как и на рис. 2, по горизонтальной оси отложен промежуток времени $\Delta t = t_{\text{land}} - t_p$, определяющий момент дачи тяги t_p и представляющий собой время от момента t_p до предполагаемого (математического ожидания) момента t_{land} касания палубы в случае, если бы увеличения тяги не произошло. Численные значения просадки $H_{\text{пр}}$, по которым построены графики на рис. 5, вынесены в Приложение и представлены в табл. 2.

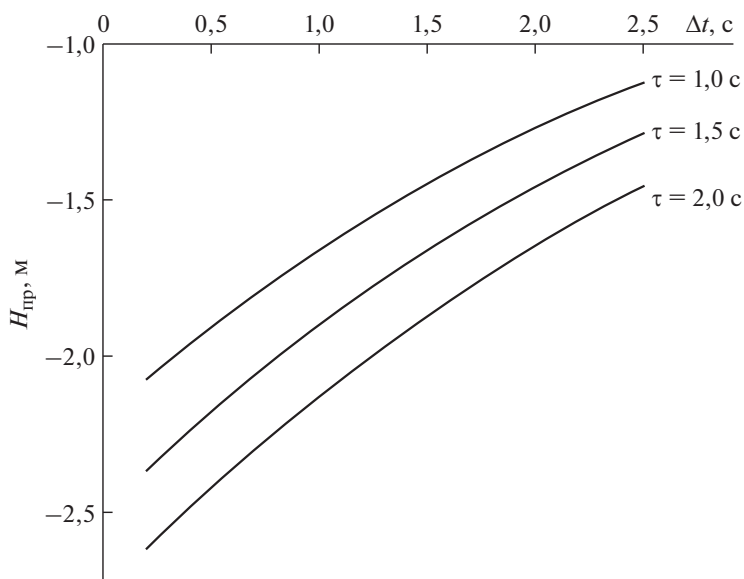


Рис. 5.

7. Определение допустимых моментов дачи тяги

При выборе допустимых моментов дачи тяги принято рассматривать ограничение не на вероятность $P_{\text{нз}}$ незацепления аэрофинишера после одного захода на посадку, а ограничение на вероятность $P_{\text{аб}}$ посадки на аварийный барьер. Вероятность $P_{\text{аб}}$ принимают равной вероятности незацепления после n заходов, т.е. $P_{\text{аб}} = P_{\text{нз}}^n$. При этом из условия ограниченности запаса топлива допустимое число повторений захода на посадку обычно принимают равным $n = 3$, так что $P_{\text{аб}} = P_{\text{нз}}^3$.

При посадке на аварийный барьер самолет может получить серьезные повреждения. Требуют, чтобы $P_{\text{аб}} < 10^{-4}$ [1], что равносильно неравенству $P_{\text{нз}} < 0,0464$. С учетом результатов, полученных выше для $P_{\text{нз}}$, это приводит к следующим ограничениям на время Δt , определяющее момент увеличения тяги двигателя:

$$\Delta t < \Delta t_{\text{max}}, \quad \text{где} \quad \Delta t_{\text{max}} = \begin{cases} 1,40 \text{ с} & \text{при } \tau = 1 \text{ с}, \\ 1,65 \text{ с} & \text{при } \tau = 1,5 \text{ с}, \\ 1,85 \text{ с} & \text{при } \tau = 2 \text{ с}, \end{cases}$$

т.е. при постоянной двигателя $\tau = 1$ с увеличение тяги должно происходить не ранее, чем за 1,40 с до предполагаемого момента касания палубы; при $\tau = 1,5$ с — не ранее, чем за 1,65 с; при $\tau = 2$ с — не ранее, чем за 1,85 с.

Посмотрим теперь, какие требования на Δt налагает условие ограниченности максимальной просадки самолета после схода с палубы. Просадка определялась выше при нулевой бальности волнения моря, т.е. без качки. Понятно, что при наличии качки максимальная просадка заметно увеличится за счет сходов с палубы с отрицательными углами θ . Тем не менее просадку нормируют и при отсутствии качки, предполагая при этом ее соответствующее увеличение при появлении качки. Так, например, в [1] указано, что в соответствии с нормами для палубных самолетов и авианосцев США максимальная просадка при отсутствии качки должна удовлетворять условию $H_{\text{пр}} > -3$ м. Если следовать этому критерию, то при использованных в рассмотренном примере численных значениях параметров задачи, характеризующих выбранные самолет и корабль, получается, что дачу тяги можно не делать вплоть до момента касания палубы и единственным ограничением на момент дачи тяги является условие $\Delta t < \Delta t_{\text{max}}$. Однако когда требуется удовлетворить более жесткому условию на $H_{\text{пр}}$, например $H_{\text{пр}} > -2$ м (это условие, помимо прочего, определяется высотой палубы корабля над водной поверхностью), то получаем уже двустороннее ограничение на Δt :

$$\Delta t_{\text{min}} < \Delta t < \Delta t_{\text{max}}, \quad \text{где} \quad \Delta t_{\text{min}} = \begin{cases} 0,30 \text{ с} & \text{при } \tau = 1 \text{ с}, \\ 0,75 \text{ с} & \text{при } \tau = 1,5 \text{ с}, \\ 1,20 \text{ с} & \text{при } \tau = 2 \text{ с}, \end{cases}$$

т.е. при постоянной двигателя $\tau = 1$ с увеличение тяги должно происходить не раньше, чем за 1,40 с, но не позже, чем за 0,30 с до предполагаемого момента касания палубы; при $\tau = 1,5$ с — не раньше, чем за 1,65 с, но не позже, чем за 0,75 с; при $\tau = 2$ с — не раньше, чем за 1,85 с, но не позже, чем за 1,20 с.

8. Заключение

Предложен алгоритм нахождения диапазона допустимых моментов увеличения тяги двигателя при посадке самолета на корабль. При существенном использовании результатов ранее опубликованных работ авторов предложена схема вычисления вероятности $P_{\text{нз}}$ незацепления аэрофинишера и — при незацеплении аэрофинишера — максимальной просадки $H_{\text{пр}}$ траектории самолета после схода с палубы. Вероятность $P_{\text{нз}}$ и просадка $H_{\text{пр}}$ вычисляются как функции от момента увеличения тяги двигателя, что позволяет, опираясь на существующие общепринятые ограничения на $P_{\text{нз}}$ и $H_{\text{пр}}$, определить диапазон возможных моментов увеличения тяги. Предложенная схема проиллюстрирована численными расчетами, проведенными для реальных самолета и корабля, идентичных корабельному самолету МиГ-29К и авианесущему крейсеру “Адмирал Кузнецов”.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Таблица 1

$\Delta t, \text{ с}$	$P_{\text{нз}}$		
	$\tau = 1 \text{ с}$	$\tau = 1,5 \text{ с}$	$\tau = 2 \text{ с}$
0,2	0,0081	0,0079	0,0078
0,3	0,0086	0,0082	0,0079
0,4	0,0090	0,0085	0,0081
0,5	0,0096	0,0088	0,0083
1,0	0,0172	0,0129	0,0108
1,5	0,0545	0,0302	0,0206
1,7	0,1003	0,0498	0,0307
1,8	0,1385	0,0658	0,0389
1,9	0,1917	0,0885	0,0501
2,0	0,2635	0,1202	0,0658
2,1	0,3562	0,1642	0,0876
2,2	0,4689	0,2237	0,1178
2,3	0,5945	0,3015	0,1592
2,4	0,7205	0,3987	0,2148
2,5	0,8312	0,5123	0,2873

Таблица 2

$\Delta t, \text{ с}$	$H_{\text{пр}}, \text{ м}$		
	$\tau = 1 \text{ с}$	$\tau = 1,5 \text{ с}$	$\tau = 2 \text{ с}$
0,2	−2,052	−2,334	−2,590
0,3	−1,993	−2,270	−2,523
0,4	−1,937	−2,208	−2,458
0,5	−1,881	−2,147	−2,394
1,0	−1,633	−1,871	−2,099
1,5	−1,425	−1,635	−2,844
1,7	−1,352	−1,552	−1,752
1,8	−1,317	−1,512	−1,708
1,9	−1,284	−1,473	−1,666
2,0	−1,251	−1,436	−1,625
2,1	−1,220	−1,400	−1,585
2,2	−1,190	−1,365	−1,546
2,3	−1,161	−1,332	−1,509
2,4	−1,133	−1,299	−1,472
2,5	−1,106	−1,268	−1,437

Таблица 3

$\Delta t, \text{ с}$	$v_{\text{кас}}, \text{ М/с}$		
	$\tau = 1 \text{ с}$	$\tau = 1,5 \text{ с}$	$\tau = 2 \text{ с}$
0,2	67,210	67,039	66,944
0,3	67,389	67,174	67,053
0,4	67,591	67,322	67,173
0,5	67,786	67,482	67,304
1,0	68,930	68,407	68,079
1,5	70,166	69,464	68,991
1,7	70,664	69,904	69,380
1,8	70,912	70,125	69,577
1,9	71,157	70,348	69,776
2,0	71,402	70,570	69,976
2,1	71,644	70,793	70,177
2,2	71,883	71,014	70,379
2,3	72,120	71,235	70,581
2,4	72,354	71,455	70,783
2,5	72,585	71,674	70,985

Таблица 4

$\Delta t, \text{ с}$	$v_{\text{сх}}, \text{ М/с}$		
	$\tau = 1 \text{ с}$	$\tau = 1,5 \text{ с}$	$\tau = 2 \text{ с}$
0,2	76,941	75,952	75,208
0,3	77,198	76,192	75,430
0,4	77,453	76,433	75,652
0,5	77,705	76,674	75,876
1,0	78,929	77,859	76,991
1,5	80,077	78,997	78,084
1,7	80,153	79,436	78,511
1,8	80,727	79,651	78,722
1,9	80,935	79,865	78,931
2,0	81,142	80,075	79,137
2,1	81,345	80,283	79,342
2,2	81,543	80,487	79,545
2,3	81,739	80,689	79,746
2,4	81,931	80,888	79,944
2,5	82,120	81,084	80,140

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Деккер Р.М.* Испытания по определению годности палубных самолетов к взлетно-посадочным операциям при базировании на авианосце / Технический перевод ЦАГИ № 12242, 1973.
2. *Семаков С.Л.* Выбросы случайных процессов: приложения в авиации. М.: Наука, 2005.
3. *Rife J., Khanafseh S., Pullen S. et. al.* Navigation, interference suppression, and fault monitoring in the sea-based joint precision approach and landing system // Proc. of the IEEE. 2008. V. 96. No. 12. P. 1958–1975.
4. *Isaacs J.T., Ezal K.O., Hespanha J.P.* Local carrier-based precision approach and landing system // Proc. 2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC-2016), Las Vegas, USA, 2016. P. 6284–6290.
5. *Semakov S.L., Semakov I.S.* Estimating the probability of safe landing for aircrafts // Proc. 2019 IEEE 58th Conference on Decision and Control (CDC-2019), Nice, France, 2019. P. 2568–2573.
6. *Hess R.A.* Analysis of the aircraft carrier landing task, pilot + augmentation/automation // IFAC-PapersOnLine. 2019. V. 51. No. 34 (special issue: 2nd IFAC Conference on Cyber-Physical and Human Systems CPHS, Miami, USA, 13–15 December, 2018). P. 359–365.
7. *Sidar M., Doolin B.* On the feasibility of real-time prediction of aircraft carrier motion at sea // IEEE Trans. Autom. Control. 1983. V. 28. No. 3. P. 350–356.
8. *Бем Л.А., Гуров В.Ф., Кабачинский В.В. и др.* Летно-моделирующий комплекс исследования посадочных систем летательных аппаратов корабельного базирования // Патент № RU2042583C1, 1991.

9. *Semakov S.L.* Crossings problems in random processes theory and their applications in aviation. Newcastle, UK: Cambridge Scholars Publishing, 2019.
10. *Semakov S.L.* Aircraft landing strategy // Proc. 2021 IEEE 7th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR-2021), Singapore, Singapore, 2021. P. 184–188.
11. *Barratt S.T., Kochenderfe M.J., Boyd S.P.* Learning probabilistic trajectory models of aircraft in terminal airspace from position data // IEEE Trans. Intell. Transp. Syst. 2019. V. 20. No. 9. P. 3536–3545.
12. *Zhen Z., Yu C., Jiang S., Jiang J.* Adaptive super-twisting control for automatic carrier landing of aircraft // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2020. V. 56. No. 2. P. 984–997.
13. *Semakov S.L., Semakov I.S.* Method of calculating the probability of a safe landing for ship-based aircraft // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2022. V. 58. No. 6. P. 5425–5442.
14. *Семаков С.Л.* Первое достижение границ случайным процессом // АнТ. 1988. № 6. С. 87–95.
15. *Семаков С.Л.* Вероятность первого достижения уровня компонентом многомерного процесса на заданном промежутке с соблюдением ограничений на его другие компоненты // Теория вероятн. и ее примен. 1989. Т. 34. № 2. С. 402–406.
16. *Semakov S.L., Semakov I.S.* Estimating the probability that a random process first reaches the boundary of a region on a given time interval // Proc. 2018 IEEE 57th Conference on Decision and Control (CDC-2018), Miami Beach, USA, 2018. P. 256–261.

Статья представлена к публикации членом редколлегии А.А. Галеевым.

Поступила в редакцию 23.01.2022

После доработки 27.05.2022

Принята к публикации 28.07.2022