

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОКРАЩЕНИЯ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ МАНЁВРЕННОГО САМОЛЁТА

© 2023

М. Ю. Стрелец главный конструктор программы;
ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого»,
г. Москва;
info@sukhoi.org

А. З. Тарасов кандидат технических наук, главный конструктор по аэродинамике,
начальник отдела аэродинамики;
ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого»,
г. Москва;
aztar@yandex.ru

И. А. Гришин ведущий конструктор отдела аэродинамики;
ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого»,
г. Москва;
berkyt68reg@yandex.ru

Рассматривается проблема реализации посадки манёвренного самолёта лётчиком на неповреждённый участок взлётно-посадочной полосы минимальной длины. Предлагается метод посадки самолёта, включающий движение по посадочной глиссаде с минимальными скоростями и углами атаки $12...14^\circ$, выпуск посадочного парашюта до касания взлётно-посадочной полосы основными колёсами таким образом, чтобы к моменту касания земли колёсами парашют полностью раскрылся, опускание носового колеса и последующее торможение с максимальным замедлением. Рассматривается упрощённая математическая модель, позволяющая оценить длину пробега и результаты расчётов при различных параметрах посадочной массы и высоты выпуска тормозного парашюта. Приводятся результаты выполнения таких посадок в лётных испытаниях, которые сопоставляются с результатами расчётных оценок. Полученные расчётные и экспериментальные результаты позволяют говорить о принципиальной выполнимости поставленной задачи посадки на ограниченный по длине участок взлётно-посадочной полосы.

Манёвренный самолёт; посадка; неповреждённый участок посадочной полосы; тормозной парашют; тормозная система; торможение основными колёсами; замедление; скорость пробега; дистанция пробега; угол атаки; глиссада; коэффициент подъёмной силы; система управления

Цитирование: Стрелец М.Ю., Тарасов А.З., Гришин И.А. Оценка возможности сокращения посадочной дистанции манёвренного самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-89-98

Введение

Современный этап развития военной авиации характеризуется появлением поколения самолётов, обладающих повышенными характеристиками манёвренности, в частности высокой управляемостью при малых скоростях и больших углах атаки. Помимо повышения боевой эффективности это также позволяет поставить вопрос об улучшении характеристик базирования самолёта. Так, одной из актуальных задач является реализация посадки самолёта лётчиком на неповрежденный участок взлётно-посадочной полосы (ВПП) как можно меньшей длины (далее – посадка в сложных условиях – ПСУ). Для решения задачи по обеспечению на самолёте таких возможностей необходимо исследовать принципиальную возможность выполнения таких посадок, разработать методику соответствующих действий лётчика и поэтапного выполнения этапов маневрирования и определить необходимое информационное обеспечение режима ПСУ.

Следует отметить, что возможность сокращения посадочной дистанции уже рассматривалась ранее. Чрезвычайно интересные результаты были получены в совместной исследовательской программе США – ФРГ VECTOR, которая использовала второй экземпляр экспериментального сверхманёвренного самолёта X-31A (серийный номер BuNo 164585, первый экземпляр разбился в 1996 г.) с управлением отклонения вектора тяги. В рамках этой программы исследовался вариант динамической посадки с движением по посадочной глиссаде на малых скоростях и на больших углах атаки (до 24...26°) с последующим энергичным разворотом самолёта перед касанием ВПП [1; 2] (рис. 1).



*Рис. 1. Экспериментальный сверхманёвренный самолёт X-31A.
Динамическая посадка на больших углах атаки в автоматическом режиме*

В 2002-2003 гг. на этом самолёте были выполнены автоматические посадки на малых скоростях с выходом на большие углы атаки. По материалам моделирования скорость самолёта при касании составляла ≈ 122 км/ч [2]. После успешного выполнения экспериментальных работ на самолёте X-31A программа VECTOR в 2003 г. была закрыта. Данные по внедрению такой технологии посадки на серийных самолётах отсутствуют.

Следует отметить, что проблема выполнения посадки на короткий участок ВПП решена для самолётов корабельного базирования, однако короткий пробег при палубной посадке обеспечивается использованием специальной тормозной системы, включающей тормозной гак на самолёте, зацепляющийся за тросы корабельной аэрофинишерной системы. Кинетическая энергия самолёта гасится аэрофинишерной системой, что и обеспечивает малую длину пробега - это существенно отличает палубную посадку от рассматриваемой ситуации посадки на ограниченный участок ВПП, которая должна решаться на самолёте, спроектированном под требования обычной посадки на ВПП.

Также для обеспечения посадки на короткую полосу рассматривались различные варианты реверсивных устройств на силовой установке. Известны варианты реализации реверса двигателя на шведском самолёте SAAB 37 «Viggen» (самолёт 3-го поколения) с реверсивным устройством до выходного сечения реактивного сопла [3] и на европейском самолёте Panavia «Tornado» [4]. Во втором случае на двухдвигательном самолёте были применены реверсивные устройства ковшового типа, т.е. установленные за выходным сечением реактивного сопла (похожая схема реализуется на гражданских самолётах). Применение реверса тяги на «Viggen» совместно с интенсивным торможением колёс обеспечивало длину пробега 370 м, при этом было отмечено, что основной

вклад в сокращение длины пробега вносило торможение колёс. Однако реализация реверсивного устройства для двигателей манёвренных самолётов, особенно при двухдвигательной схеме самолёта, представляет очевидную сложность.

В случае посадки обычного манёвренного самолёта наземного базирования на ограниченный участок взлетно-посадочной полосы рассмотренные конструктивные особенности (реверс тяги) и инфраструктура (корабельный аэрофинишер) отсутствуют, поэтому актуальной является задача разработки методики посадки самолёта, оборудованного только стандартными посадочными средствами (тормозной парашют и тормоза колёс) на полосу минимальной длины.

При этом необходимо обеспечить лётчика на фоне внекабинной обстановки необходимой информацией о параметрах движения, сформировав визуальную индикацию и речевую сигнализацию для своевременного выполнения им процедур в процессе посадки.

Предлагаемая методика посадки

Для оценки областей допустимых значений параметров движения самолёта, при которых возможна посадка в сложных условиях, и оценки принципиальной возможности выполнения на обычном самолёте посадки с такой короткой длиной пробега рассмотрим упрощённую схему посадки, которую можно представить состоящей из следующих участков:

1. Движение самолёта по заключительному участку посадочной глиссады с углом наклона $\theta_{гг}$, с повышенными углами атаки $\alpha_{гг}$ и со скоростью $V_{пр.гг}$. Угол атаки будет ограничиваться углом обзора из кабины вперёд-вниз и максимально его значение может составлять $12...14^\circ$.

2. Выпуск тормозного парашюта (ТП), который осуществляется до момента касания ВПП основными колёсами таким образом, чтобы в момент касания ТП полностью раскрылся.

3. После касания самолёта ВПП основными колёсами, которое происходит со скоростью $V_{кас.впп}$ меньшей, чем скорость движения по глиссаде $V_{пр.гг}$, через промежуток времени $\Delta t_{по}$ передняя опора шасси опускается на ВПП и сразу начинается торможение основными колёсами.

4. После начала торможения основными колёсами считается, что тормозная система обеспечивает поддержание постоянного темпа замедления $n_{х\text{торм}} \approx \text{const}$, при этом следует учитывать, что современные системы управления движением, реализованные на самолётах «ОКБ Сухого», поддерживают постоянной ту часть величины замедления, которая обусловлена торможением основными колёсами. Это обеспечивается за счёт введения соответствующих компенсирующих сигналов в алгоритмы управления торможением основных колёс и позволяет обеспечить сложение тормозных усилий от ТП и от тормозов основных колёс. Поэтому для оценки динамики торможения самолёта эти составляющие величины замедления можно учитывать независимо.

При этом необходимо обеспечить лётчика на фоне внекабинной обстановки необходимой информацией о параметрах движения, сформировав визуальную индикацию и речевую сигнализацию для своевременного выполнения им процедур в процессе посадки.

Основываясь на описанной схеме посадки и задавшись балансирующим углом атаки на глиссаде $\alpha_{гг}$, а также массой самолёта m , можно определить скорость $V_{пр.гг}$ из соотношений балансировки самолёта по силам при установившемся движении на глиссаде с углом наклона $\varphi_{гг}$ (считается положительным на пикирование):

$$\begin{aligned} P \cos \alpha_{\text{гл}} - X_a (Y_a) + G \sin \varphi_{\text{гл}} &= 0, \\ Y_a (\alpha_{\text{гл}}) - G \cos (\varphi_{\text{гл}}) + P \sin \alpha_{\text{гл}} &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь P – тяга двигателя; G – вес самолёта; X_a – аэродинамическое сопротивление; Y_a – подъёмная сила (скоростные оси). Аэродинамические силы вычисляются из известных соотношений:

$$Y_a = qSC_{ya}(\alpha); \quad X_a = qSC_{xa}(C_{ya}),$$

где q – скоростной напор; S – площадь крыла; C_{xa}, C_{ya} – аэродинамические коэффициенты.

При этом следует использовать полученную из реальных полётов зависимость аэродинамического коэффициента подъёмной силы $C_{ya}(\alpha) \approx C_n(\alpha) \cos \alpha$, где коэффициент нормальной силы C_n определяется из полётных данных, пример показан на рис. 2 для двух экземпляров самолёта во взлётно-посадочной конфигурации (ВПК).

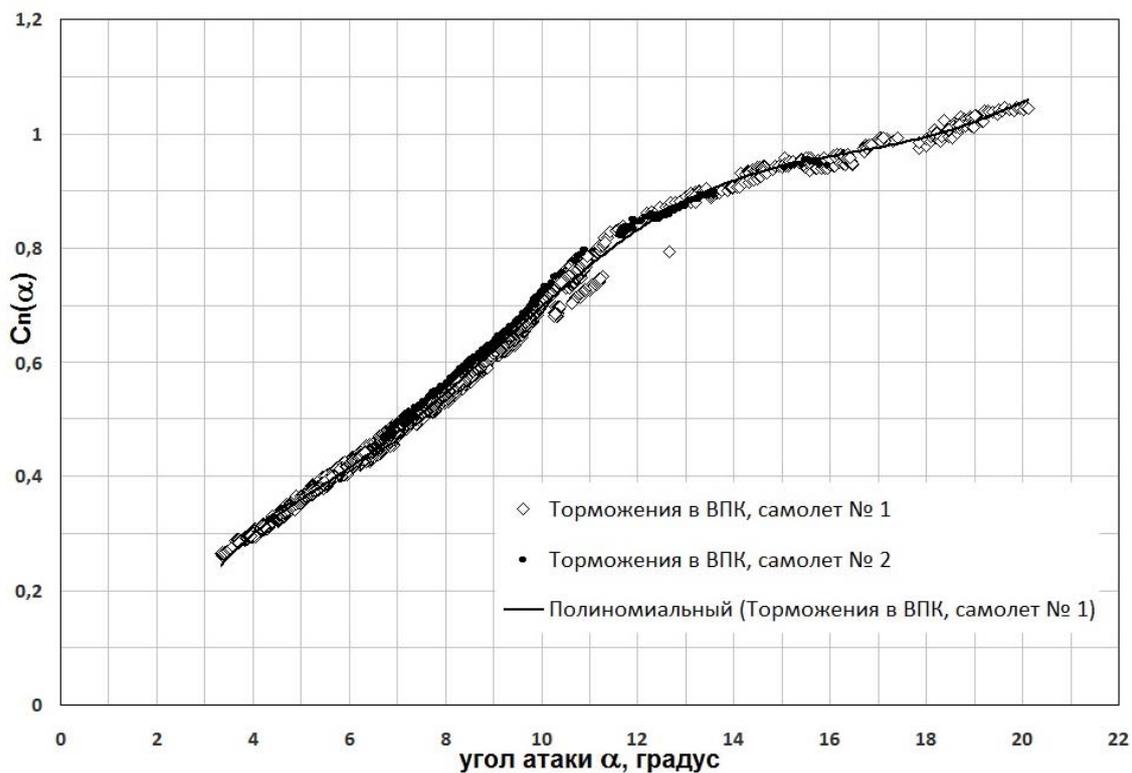


Рис. 2. Балансировочный коэффициент нормальной силы $C_n(\alpha)$, определённый из результатов натурных испытаний в функции угла атаки

В качестве коэффициента силы сопротивления C_{xa} можно использовать зависимость, полученную из испытаний модели самолёта в аэродинамической трубе. Типичная зависимость для посадочных условий показана на рис. 3.

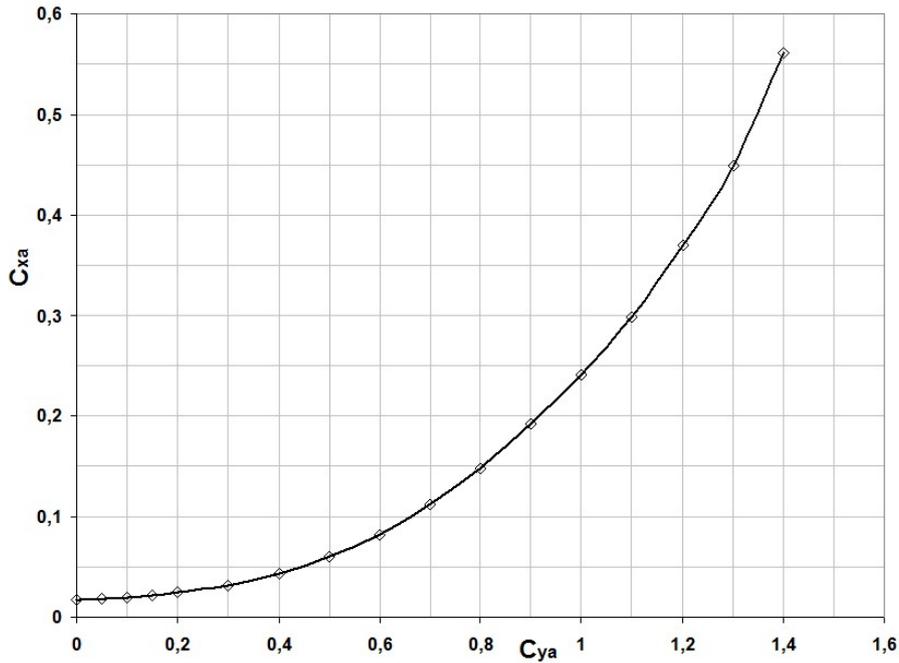


Рис. 3. Коэффициент сопротивления C_{xa} в функции коэффициента подъёмной силы C_{ya} по данным испытаний моделей в аэродинамических трубах

В технической системе единиц величина приборной скорости на глиссаде $V_{пр.гл}$ определяется из системы (1) подстановкой тяги P из 1-го уравнения во 2-е, в результате чего получаем:

$$q = \frac{G}{S} \cdot \frac{\cos \alpha_{гл} \cos \varphi_{гл} + \sin \alpha_{гл} \sin \varphi_{гл}}{C_{ya}(\alpha_{гл}) \cos \alpha_{гл} + C_{xa}(C_{ya}(\alpha_{гл})) \sin \alpha_{гл}} \quad [\text{кГ/м}^2], \quad (2)$$

$$V_{пр.гл} \approx 14,4q^{1/2} \quad [\text{км/ч}].$$

Далее, с использованием описанной выше схемы посадки, можно рассчитать длину пробега самолёта $L_{проб}$ после касания ВПП основными колёсами, если задаться величиной замедления, обеспечиваемого тормозной системой $n_{x \text{ торм}}$, замедление от трения качения принять как $n_{x \text{ кач}} = 0,04$, а замедление, обеспечиваемое тормозным парашютом $n_{x \text{ тп}}$ рассчитывать через текущий скоростной напор $q = \frac{1}{2} \rho_0 V^2$, $\rho_0 = 0,1249 \text{ [ТЕМ/м}^3]$. Уравнение изменения скорости V на пробеге имеет вид:

$$\frac{dV}{dt} = -g \left(\frac{q S_{тп} C_{xтп}(t)}{G} + n_{x \text{ торм}} + n_{x \text{ кач}} \right). \quad (3)$$

В уравнении (3) также принимается, что тяга двигателя на пробеге равна нулю.

Функция $C_{xтп}(t)$ имитирует запаздывание в раскрытии тормозного парашюта с помощью уравнения аperiodического звена:

$$T_{\text{тп}} \frac{dC_{\text{хтп}}}{dt} + C_{\text{хтп}} = C_{\text{хтп0}}, \quad T_{\text{тп}} = 0,8 \dots 1,0 \text{ с.} \quad (4)$$

Типичное изменение параметров движения в схеме посадки, описываемой уравнениями (2) – (4), начиная от момента выпуска тормозного парашюта на высоте $H_{\text{тп}} = 4$ м, показано на рис. 4, там же отмечены основные участки посадки.

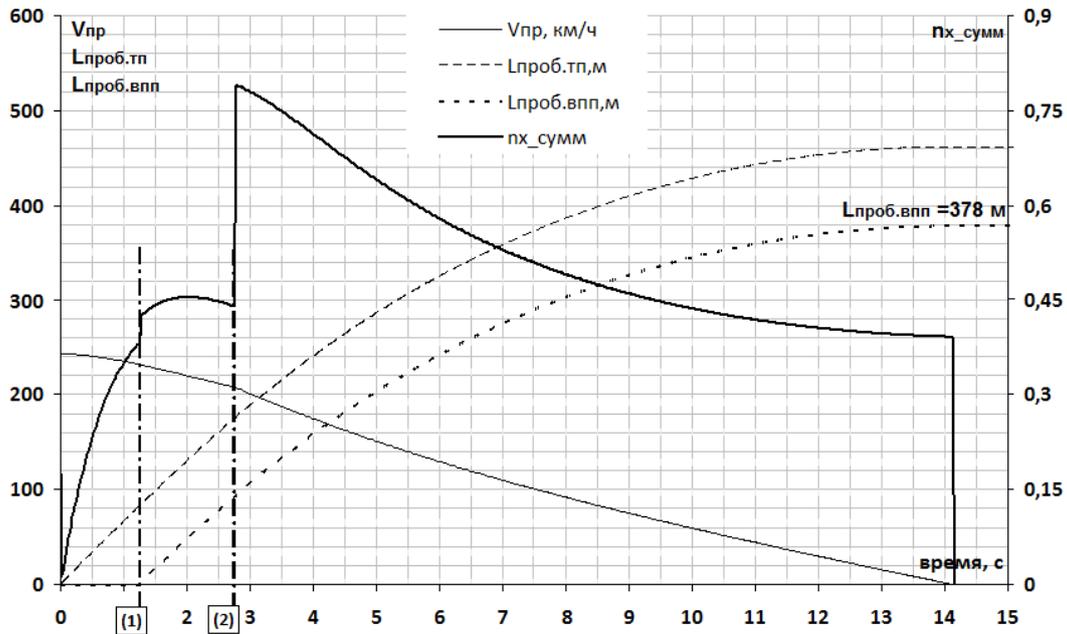


Рис. 4. Изменение параметров движения от выпуска ТП и при торможении самолёта на ВПП: выпуск парашюта происходит на заданной высоте $H_{\text{тп}}$ в момент времени $t = 0$, $n_{x \text{ сумм}} = n_{x \text{ тп}}$. Характерные моменты движения: (1) – касание ВПП основными колёсами, $n_{x \text{ сумм}} = n_{x \text{ тп}} + n_{x \text{ кач}}$; (2) – опускание носового колеса на ВПП и начало торможения колёсами, $n_{x \text{ сумм}} = n_{x \text{ тп}} + n_{x \text{ кач}} + n_{x \text{ торм}}$; $L_{\text{проб.тп}}$ – дистанция от момента выпуска ТП; $L_{\text{проб.впп}}$ – дистанция от момента касания ВПП основными колёсами

Итоговые зависимости длины пробега после касания ВПП основными колёсами $L_{\text{проб.впп}}$ для нескольких масс, полученных по рассмотренной расчётной схеме, с учётом замедлений, обеспечиваемых тормозной системой, а также при нескольких значениях высоты $H_{\text{тп}}$ выпуска тормозного парашюта приведены на рис. 5. На рис. 6 показаны соответствующие скорости полёта на глиссаде для рассмотренных масс самолёта.

Используемые при расчётах параметры: $m = m_{\text{сн}} + G_{\text{т.мин}} + \Delta G_{\text{т}}$ – посадочная масса; $m_{\text{сн}}$ – масса снаряжённого самолёта без топлива; $G_{\text{т.мин}}$ – минимальный принятый запас топлива; $\Delta G_{\text{т}}$ – варьируемый остаток топлива; $\alpha_{\text{гл}} = 13^\circ$ – угол атаки на глиссаде, угол наклона глиссады $\theta_{\text{гл}} = -2,7^\circ$, $V_{\text{пр.гл}} = 242,6$ км/ч. В процессе торможения на ВПП приняты следующие параметры тормозной системы и тормозного парашюта: $n_{x \text{ торм}} = 0,35$; $n_{x \text{ кач}} = 0,04$; $S_{\text{тп}} C_{\text{хтп0}} = 37,5 \text{ м}^2$.

Таким образом, выполненные оценки показывают, что при массах манёвренного самолёта, не превышающих $m = m_{\text{сн}} + G_{\text{т.мин}} + (1000 \text{ кг})$, при движении по глиссаде с уг-

лами атаки не менее $\alpha_{гл} = 13...14^\circ$, при выпуске тормозного парашюта на высоте $H_{тп} \approx 4$ м и с использованием торможения колёсами с замедлением от тормозов $n_{х\text{торм}} = 0,35$ можно ожидать, что дистанция пробега $L_{проб}$ самолёта составит около 380 м. Это позволяет при наличии неповреждённого участка длиной 450...500 м иметь участок для касания ВПП длиной 70...120 м, длина которого представляется достаточной с точки зрения обеспечиваемой точности приземления.

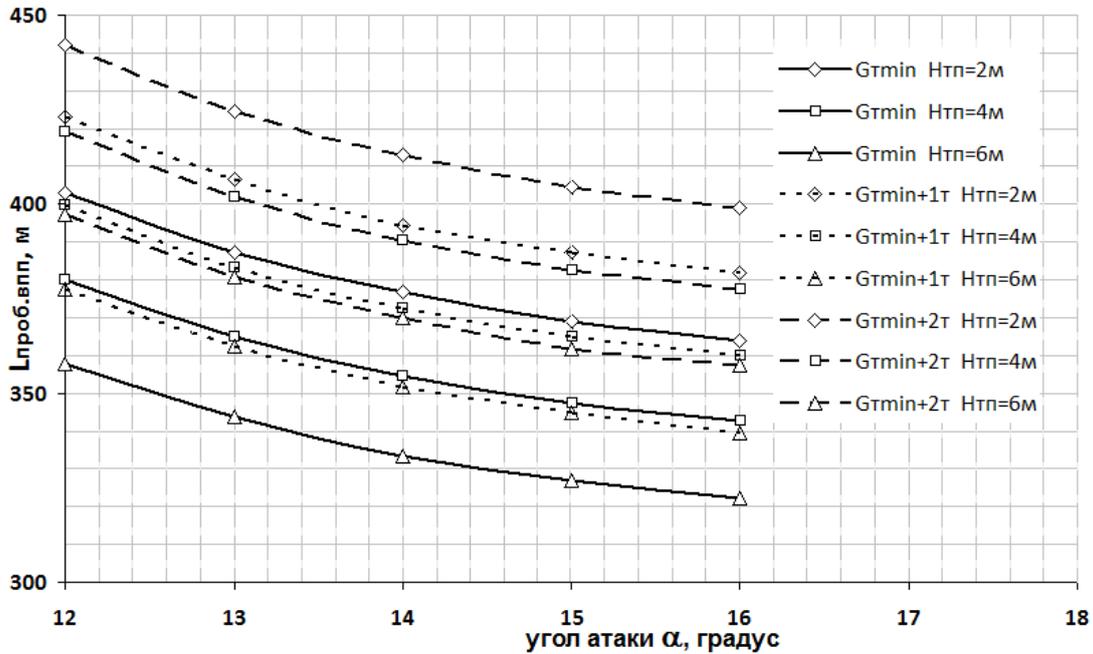


Рис. 5. Длина пробега после касания ВПП основными колёсами в зависимости от угла атаки на глиссаде, запаса топлива и высоты выпуска тормозного парашюта $H_{тп}$

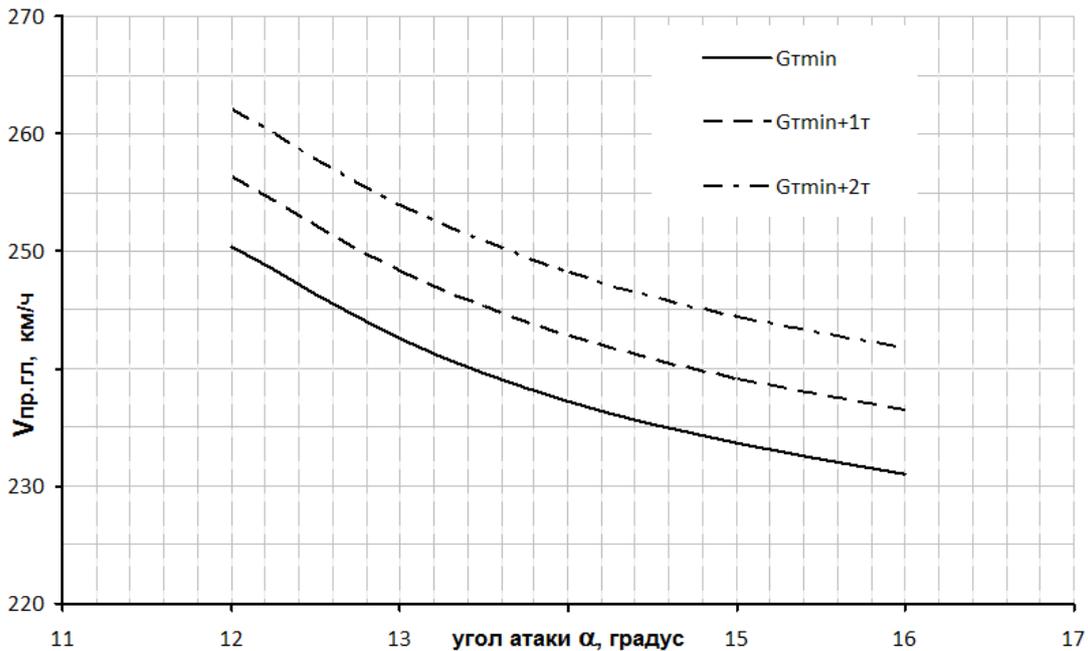


Рис. 6. Скорость полёта на глиссаде в функции угла атаки при различных массах самолёта

Экспериментальные исследования

Для проверки описанной схемы посадки в натуральных условиях лётных испытаний на двух экспериментальных самолётах штатное оборудование испытываемого манёвренного самолёта было доработано следующим образом:

– по сигналу от резервированного радиовысотомера на заданной высоте $H_{\text{тп}}$ над ВПП лётчику выдавался предупреждающий звуковой двухтональный сигнал, после которого он выпускал тормозной парашют;

– на широкоугольном коллимационном авиационном индикаторе (ШКАИ) лётчику на протяжении посадки выводились следующие дополнительные индикационные указатели: метка вектора скорости, значение текущей высоты над ВПП (рядом с меткой вектора скорости), метка торца посадочного участка ВПП.

Кроме того, система управления самолёта обеспечивала после касания земли основными колёсами отклонение механизации крыла, которое увеличивало прижатие колёс к ВПП для увеличения тормозного усилия и снижения вероятности работы антиюзовой автоматики.

Были разработаны соответствующие методические указания для лётчиков по выполнению посадки по рассматриваемой схеме, проведены тренировки лётчиков на пилотажном стенде. Всего было выполнено на двух самолётах тринадцать полётов, из которых зачётными были семь крайних по времени. Усреднённые результаты представлены в табл. 1 для трёх характерных моментов времени: момента выпуска ТП, момента наполнения ТП, момента касания ВПП основными колёсами. Параметр длины пробега до остановки на ВПП был приведён к условиям стандартной атмосферы без ветра.

Таблица 1. Усреднённые параметры и отклонения по данным лётных испытаний при выполнении посадки в сложных условиях для двух самолётов

Момент выпуска ТП		Момент касания ВПП основными колёсами	
Параметр	Значение	Параметр	Значение
Высота $H_{\text{тп}}$ над ВПП, м	3,7 _{+2,3/-1,7}	Приборная скорость $V_{\text{пр}}$, км/ч	239,9 _{+12,1/-10,9}
Приборная скорость $V_{\text{пр}}$, км/ч	260,0 _{+10,0/-16}	Угол тангажа, градус	11,9 _{+1,7/-2,2}
Угол тангажа, градус	13,1 _{+2,5/-2,3}	Вертикальная скорость V_y , м/с	-1,9 _{+1,6/-0,6}
Момент наполнения ТП		Вертикальная перегрузка n_y , ед. пер.	2,2 _{+0,7/-0,8}
Параметр	Значение		
Высота над ВПП $H_{\text{нап.тп}}$, м	1,9	Длина пробега до остановки на ВПП, м	447 _{+33/-26}
Приборная скорость $V_{\text{пр}}$, км/ч	255,7	Разброс точек касания на ВПП, м	-50...+50
Угол тангажа, градус	12,5	–	–
Запаздывание от момента выпуска ТП $t_{\text{нап.тп}}$, с	2,0	–	–

Таким образом, средняя длина пробега составила 447 м, что почти на 70 м больше, чем получено выше в расчётной оценке (378 м). Причина такого различия, вероятно заключается в том, что тормоза основных колёс в реальных условиях не реализуют среднюю величину замедления, равную максимальной заданной $n_{x \text{ торм}}$, имеются отличия в посадочной массе, время опускания переднего колеса на ВПП $\Delta t_{\text{по}}$ также имеет разброс. Для подтверждения этого с использованием расчётной схемы уравнений

(2) – (4) были подобраны следующие параметры, которые дают хорошее совпадение со средними экспериментальными данными: угол атаки на глиссаде 13° , посадочная масса превышает массу снаряжённого самолёта без топлива на $G_{\text{тмин}} + 1000$ кг, среднее замедление, реализуемое тормозной системой $n_{x \text{ торм сред}} \approx 0,3g$, время опускания переднего колеса на ВПП $\Delta t_{\text{но}} = 2,0$ с, при этом длина пробега составила 441 м и практически совпала с экспериментальной величиной. Очевидно, что данные значения находятся в диапазоне возможных отклонений параметров при выполнении посадки.

Заключение

Расчётные и экспериментальные результаты, полученные в лётных испытаниях, позволяют говорить о принципиальной выполнимости поставленной задачи – посадке на ограниченный участок взлётно-посадочной полосы с длиной в пределах 400...500 м при условии обеспечения эффективной работы тормозов колёс, применении эффективного тормозного парашюта и информационно-индикационного обеспечения лётчика.

Библиографический список

1. Мороз С. Экспериментальный сверхманёвренный самолёт Мессершмит – Рокуэлл X-31A. <https://naukatehnika.com/messershmit-rokuell-x-31a.html>
2. Beh H., Fischer B., van den Bunt R. High angle of attack approach and landing control law design for the X-31A // Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.2002-247
3. SAAB A/J37 Viggen. <https://airwar.ru/enc/fighter/aj37.html>
4. Tornado IDS (Gr.1). https://airwar.ru/enc/fighter/tornd_gr.html

ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY OF SHORTENING THE LANDING DISTANCE OF MANEUVERABLE AIRCRAFT

© 2023

- M. Yu. Strelets** Program Chief Designer;
PAO “UAC” “OKB Sukhoi”, Moscow, Russian Federation;
info@sukhoi.org
- A. Z. Tarasov** Candidate of Science (Engineering), Chief Designer in Aerodynamics,
Chief of Aerodynamics Department;
PAO “UAC” “OKB Sukhoi”, Moscow, Russian Federation;
aztar@yandex.ru
- I. A. Grishin** Leading Designer of the Aerodynamics Department;
PAO “UAC” “OKB Sukhoi”, Moscow, Russian Federation;
berkyt68reg@yandex.ru

The problem of implementing the landing of a maneuverable aircraft by a pilot on an undamaged section of a runway of minimum length is considered. A method of landing the aircraft is proposed, including movement along the landing glide path with minimum speeds and angles of attack of 12-14 deg., the release of the landing parachute before touching the runway with the main wheels so that by the time the wheels touch the ground, the parachute fully opens, lowering the nose wheel and subsequent braking with maximum deceleration. A simplified mathematical model is considered that makes it possible to estimate the length of the run and the results of calculations for various parameters of the landing mass and the height of the release of the braking parachute. The results of such landings in flight tests are presented and compared with the results of calculated estimates. The calculated and

experimental results obtained allow us to speak about the fundamental feasibility of the task of landing on a runway section limited in length.

Maneuverable aircraft; landing; undamaged runway section; drag parachute; braking system; main wheels braking; deceleration; rolling speed; rolling distance; angle of attack; glide path; lift force coefficient; control system

Citation: Strelets M.Yu., Tarasov A.Z., Grishin I.A. Assessment of the possibility of shortening the landing distance of maneuverable aircraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-89-98

References

1. Moroz S. *Eksperimental'nyy sverkhmanevrennyy samolet Messershmit – Rokuell X-31A* [Experimental supermaneuverable aircraft Messerschmitt-Rockwell X-31A]. Available at: <https://naukatehnika.com/messershmit-rokuell-x-31a.html>
2. Beh H., Fischer B., van den Bunt R. High angle of attack approach and landing control law design for the X-31A. *Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.)*. DOI: 10.2514/6.2002-247
3. SAAB A/J37 Viggen. Available at: <https://airwar.ru/enc/fighter/aj37.html>
4. Tornado IDS (Gr.1). Available at: https://airwar.ru/enc/fighter/tornd_gr.html