

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСЧЕТА ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Ключевые слова: прерванный взлет, длина участка торможения, алгоритм в реальном времени, уравнение Риккати.

Введение

Анализ авиационных происшествий и серьезных инцидентов в гражданской авиации [1, 2] показывает, что выкатывание воздушного судна (ВС) за пределы взлетно-посадочной полосы (ВПП) и концевой полосы безопасности при прерывании взлета случается не часто, но является чрезвычайно опасным. Назовем некоторые причины подобных происшествий и инцидентов: несвоевременные действия экипажа (пилота) по прекращению взлета; несоответствие условий выполнения прерванного взлета расчетным. В первом случае экипаж реагирует на появление факторов опасности (ФО) с опозданием, больше допустимого. Во втором — условия прерванного взлета не соответствуют принятым при предварительных расчетах.

И в том и другом случаях ВС не успевает остановиться в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета (Accelerate-Stop Distance Available — ASDA), так как получаемая дистанция прерванного взлета (Accelerate-Stop Distance — ASD) превышает ASDA.

Основная причина принятия решения о прекращении разбега на взлете — отказ двигателя. Предполагается, что если экипаж примет решение о прекращении взлета на скорости, меньшей или равной так называемой скорости принятия решения V_1 [3], ВС остановится в пределах ASDA. Результаты расчетов V_1 и других характеристик прерванного взлета представляются в Руководстве по эксплуатации (РЛЭ) конкретного ВС в виде графиков и номограмм, в зависимости от режима работы двигателей, взлетной массы и условий аэродрома [4, 5].

Однако реальные условия выполнения или прекращения взлета могут отличаться от использованных при расчетах графиков и номограмм РЛЭ (Airplane Flight Manual) вследствие возможного воздействия ФО. В случае прерванного взлета такими факторами могут быть возможные отличия действительных характеристик двигателей, взлетной массы ВС и условий аэродрома (особенно трения при разбеге и торможении) от характеристик, используемых при расчетах графиков и номограмм РЛЭ. Влияние таких ФО приведет к отклонению характеристик прерванного взлета от расчетных и представленных в РЛЭ. Таким образом, исследование влияния ФО на характеристики прерванного взлета актуально.

В [6] предложен алгоритм расчета дистанции прерванного взлета в режиме реального времени. В алгоритме учитывалось действительное запаздывание пилота в управляющих действиях по прекращению взлета и инерционное запаздывание в изменении тяги двигателя, изменение эффективности тормозных устройств и последовательность их применения.

Данная статья продолжает и развивает исследования работ [6–8]. Математическое моделирование расчета дистанции прерванного взлета, с использованием модификации разработанного в [6] алгоритма, позволяет оценить точность и скорость алгоритма, а также его соответствие реальным данным номограмм и РЛЭ. Моделирование также позволяет исследовать влияние различных факторов опасности на характеристики прерванного взлета.

© В.И. ВИШЕНСКИЙ, В.В. КУЛЕШИН, А.А. БЕЛОУСОВ, 2020

Международный научно-технический журнал
«Проблемы управления и информатики», 2020, № 6

Динамическая модель движения самолета по ВПП

Уравнение движения самолета по ВПП при разбеге, используемое в [6], имеет следующий вид:

$$m \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha_p - Q - mg \sin \theta + f(Y - mg) \cos \theta, \quad (1)$$

$$\frac{dl}{dt} = v, \quad (2)$$

с начальными условиями

$$v(0) = 0, \quad l(0) = 0, \quad (3)$$

где t — время; v — скорость движения самолета по ВПП; l — пройденный путь при движении самолета по ВПП; m — средняя масса самолета на разбеге; P — суммарная сила тяги двигателей; α_p — угол атаки двигателей; $Q = c_x \frac{\rho v^2}{2} S$ — сила лобового сопротивления самолета; $Y = c_y \frac{\rho v^2}{2} S$ — подъемная сила самолета; c_x — безразмерный коэффициент лобового сопротивления самолета; c_y — безразмерный коэффициент подъемной силы самолета; S — характерная площадь; ρ — плотность воздуха на высоте аэродрома; g — ускорение свободного падения; θ — угол уклона ВПП; f — средний коэффициент трения качения при движении самолета по ВПП.

Дифференциальное уравнение (1) можно привести к виду уравнения Риккати:

$$\frac{dv}{dt} = -\Lambda v^2 + G, \quad (4)$$

где

$$\Lambda = \frac{\rho S}{2m} \cdot (c_x - f \cdot c_y), \quad (5)$$

$$G = \frac{\cos \alpha_p}{m} \cdot P - g(\sin \theta + f \cdot \cos \theta). \quad (6)$$

Интерполяция параметров ВС фиксированными значениями

В работе [6] предложен алгоритм оценки дистанции прерванного взлета в режиме реального времени, который использует ступенчатую интерполяцию тяги. Однако реальный процесс разгона и прерванного взлета значительно сложнее. Тяга двигателя во время разгона может быть не постоянной. Например, для самолета Ан-124 [4] в начале разбега первые три секунды режим работы двигателей — 0,7 номинала, затем взлетный. Тяга двигателя зависит от скорости — уменьшается по мере возрастания скорости. После принятия решения о прекращении взлета, помимо перехода на реверсную тягу, экипаж увеличивает аэродинамическое сопротивление и уменьшает подъемную силу самолета, отклоняя, например, глиссадные и тормозные интерцепторы (изменение аэродинамических коэффициентов c_x , c_y в (1)). Используются также тормоза колес, при этом изменяется коэффициент торможения f . Тяга реверса уменьшается по мере убывания скорости, а когда скорость пробега ВС уменьшится до определенного значения [4], тяга реверса падает до величины так называемого реверса малого газа. Таким образом, при моделировании движения ВС с использованием участков с постоянными значениями параметров можно считать, что некоторые величины изменяются в известные нам фиксированные моменты времени, и на этих временных интервалах $\Delta_i = t_{i+1} - t_i$ нужно оценить $l_{i+1} = l(t_{i+1})$, $v_{i+1} = v(t_{i+1})$, зная t_i , t_{i+1} , $l(t_i)$, $v(t_i)$. Например, мы считаем, что величина тяги $P(t)$ на заданном ин-

тервале $[t_0, t^*]$ составляет 0,7 величины номинальной тяги P_0 ($t_0 = 0$ — время начала разбега, t^* — заданное время достижения номинальной тяги P_0). Далее тяга уменьшается плавно в зависимости от скорости $P = P(v)$. По достижении скорости принятия решения V_1 вступает в силу алгоритм перехода к режиму реверса, описанный в [3, 6], где временные интервалы известны. Время t_1 достижения скорости V_1 заранее не известно. Однако величина тяги в момент t_1 известна, так как $P(t_1) = P(V_1)$. В результате на интервале $[t^*, t_1]$ можно интерполировать тягу постоянной величиной $\frac{1}{2}[P_0 + P(V_1)]$. Время t_1 необходимо вычислить. Аналогично можно считать известными времена изменения c_x, c_y — это 1–2 с после перехода на реверс. Время перехода на реверс малого газа заранее не известно и вычисляется в процессе моделирования.

Оценка скорости, пути и времени при фиксированных параметрах ВС

В [6] показано, что при постоянных Λ и G уравнение (4) имеет три разных явных решения, соответствующих случаям $\Lambda G > 0$, $\Lambda G < 0$, $\Lambda G = 0$. Эти решения можно использовать для оценки времени, пройденного пути и скорости ВС, используя интерполяцию параметров ВС фиксированными величинами.

Покажем, что уравнения (2) и (4) с начальными условиями

$$v(t_0) = v_0, \quad l(0) = 0, \quad (7)$$

при постоянных Λ и G позволяют получить как явные зависимости величин $l(t)$, $v(t)$ от времени t , так и аналитически выразить зависимость $t(v)$.

Как и в [6], рассмотрим функцию $x(t) = e^{\Lambda l(t)}$. Для этой функции имеем

$$\frac{dx}{dt} = \Lambda e^{\Lambda l} \frac{dl}{dt} = \Lambda x v, \quad (8)$$

$$\frac{d^2 x}{dt^2} = \Lambda \cdot \left[\frac{d e^{\Lambda l}}{dt} v + e^{\Lambda l} \frac{dv}{dt} \right] = \Lambda \cdot \left[\Lambda e^{\Lambda l} v^2 + e^{\Lambda l} (-\Lambda v^2 + G) \right] = \Lambda G x.$$

Случай $\Lambda G = 0$ детально рассматривать не будем, так как он не реализуется на практике при движении ВС.

1. Пусть $\Lambda G > 0$. Обозначим $\gamma = \sqrt{\Lambda G}$. Тогда [6]

$$x(t) = C_1 \operatorname{sh} \gamma t + C_2 \operatorname{ch} \gamma t, \quad (9)$$

постоянные C_1, C_2 определяются из начальных условий:

$$C_1 = \frac{\Lambda v_0}{\gamma}, \quad C_2 = 1. \quad (10)$$

Из (8) и (9) с учетом (10) получаем

$$x = \frac{\Lambda v_0}{\gamma} \operatorname{sh} \gamma t + \operatorname{ch} \gamma t, \quad (11)$$

$$\Lambda v x = \Lambda v_0 \operatorname{ch} \gamma t + \gamma \operatorname{sh} \gamma t, \quad (12)$$

откуда имеем

$$\frac{\Lambda^2 v_0 v}{\gamma} \operatorname{sh} \gamma t + \Lambda v \operatorname{ch} \gamma t = \Lambda v_0 \operatorname{ch} \gamma t + \gamma \operatorname{sh} \gamma t, \quad \text{т.е.} \quad \left(\frac{\Lambda^2 v_0 v}{\gamma} - \gamma \right) \operatorname{sh} \gamma t + \Lambda(v - v_0) \operatorname{ch} \gamma t = 0.$$

Поскольку $\operatorname{sh} x = \frac{\operatorname{th} x}{\sqrt{1 - \operatorname{th}^2 x}}$, $\operatorname{ch} x = \frac{1}{\sqrt{1 - \operatorname{th}^2 x}}$, то $\frac{\Lambda^2 v_0 v - \gamma^2}{\gamma} \operatorname{th} \gamma t + \Lambda(v - v_0) = 0$, откуда

$$\operatorname{th} \gamma t = \frac{\Lambda \gamma (v_0 - v)}{\Lambda^2 v_0 v - \gamma^2}. \quad (13)$$

Учитывая, что $\operatorname{th}^{-1} z = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{1+z}{1-z} \right)$, получаем явную зависимость времени t от скорости v :

$$t = \frac{1}{2\gamma} \ln \left(\frac{1+z}{1-z} \right), \quad z = \frac{\Lambda \gamma (v_0 - v)}{\Lambda^2 v_0 v - \gamma^2}. \quad (14)$$

Формулы для вычисления $l(t)$, $v(t)$ получены в [6] из (11) и (12):

$$l(t) = \frac{1}{\Lambda} \ln \left(\frac{\Lambda v_0}{\gamma} \operatorname{sh}(\gamma t) + \operatorname{ch}(\gamma t) \right), \quad (15)$$

$$v(t) = e^{-\Lambda l(t)} \left[v_0 \operatorname{ch}(\gamma t) + \frac{\gamma}{\Lambda} \operatorname{sh}(\gamma t) \right]. \quad (16)$$

2. Пусть $\Lambda G < 0$. Обозначим $\omega = \sqrt{-\Lambda G}$. Тогда [6]

$$x(t) = C_1 \sin \omega t + C_2 \cos \omega t, \quad (17)$$

постоянные C_1, C_2 определяются из начальных условий:

$$C_1 = \frac{\Lambda v_0}{\omega}, \quad C_2 = 1. \quad (18)$$

Из (8) и (17) с учетом (18) получаем

$$x = \frac{\Lambda v_0}{\omega} \sin \omega t + \cos \omega t, \quad (19)$$

$$\Lambda v x = \Lambda v_0 \cos \omega t - \omega \sin \omega t, \quad (20)$$

из (19) и (20) имеем

$$\frac{\Lambda^2 v_0 v}{\omega} \sin \omega t + \Lambda v \cos \omega t = \Lambda v_0 \cos \omega t - \omega \sin \omega t.$$

отсюда

$$(\Lambda^2 v_0 v + \omega^2) \sin \omega t + \Lambda \omega (v - v_0) \cos \omega t = 0. \quad (21)$$

Выражение (21) запишем в виде

$$A \sin(\omega t + \varphi) = 0, \quad (22)$$

где $A^2 = a^2 + b^2$, $\operatorname{tg} \varphi = b/a$, $a = \Lambda^2 v_0 v + \omega^2$, $b = \Lambda \omega (v - v_0)$. Значит, поскольку $A > 0$, получаем явную зависимость времени t от скорости v :

$$t = -\frac{1}{\omega} \operatorname{arctg} \frac{\Lambda \omega (v - v_0)}{\Lambda^2 v_0 v + \omega^2}. \quad (23)$$

Зависимости $l(t)$, $v(t)$ получаем из (19) и (20):

$$l(t) = \frac{1}{\Lambda} \ln \left(\frac{\Lambda v_0}{\omega} \sin \omega t + \cos \omega t \right), \quad (24)$$

$$v(t) = e^{-\Lambda t} \left(v_0 \cos \omega t - \frac{\omega}{\Lambda} \sin \omega t \right). \quad (25)$$

Таким образом, на каждом интервале интерполяции параметров ВС фиксированными значениями можно аналитически выразить зависимости расстояния, времени и скорости при заданных начальных условиях. Если известно время, используем (15), (16) или (24), (25) в зависимости от знака ΛG . Если время неизвестно, но известна скорость в конце интервала, то время находим из (14) или (23).

Моделирование

Для проверки и исследования предложенного алгоритма оценки дистанции прерванного взлета в режиме реального времени создана система компьютерного моделирования. С ее помощью сравнивались оценки дистанции прерванного взлета, полученной с использованием предложенного алгоритма, с расстоянием, вычисленным на основе полной модели движения (1)–(3) путем численного интегрирования. Система позволяет изменять различные параметры системы (более 30). Расчеты выполнялись на основе исходных данных самолета Ан-124. Кроме упоминаемых выше параметров, учитываются также температура, наклон взлетно-посадочной полосы, плотность воздуха, скорость выгорания топлива, количество работающих двигателей, зависимость тяги от скорости и т.д. Можно задавать различные начальные условия (массу ВС, скорость принятия решения, после которой начинается торможение и т.п.), изменять временные параметры, влияющие на процесс разбега и торможения (например, время реакции экипажа, временные характеристики перехода от полной тяги к реверсу [6], времена изменения c_x, c_y). Можно также варьировать величину скорости перехода от полной тяги реверса к тяге реверса малого газа. С помощью системы исследовался как весь участок от старта до останова (разбег и торможение), так и процесс только прерывания взлета (задается скорость принятия решения и вычисляется дистанция до момента останова). Собственно, для вычислений в режиме реального времени необходимо использовать именно эту часть системы. Для таких расчетов возьмем всего восемь участков с аппроксимацией параметров системы фиксированными значениями. Для моделирования как разбега, так и торможения, понадобилось десять участков.

На рис. 1 показана аппроксимация тяги двигателя P (килоньютонах, kN) во время разгона и торможения. Жирная линия (Real) показывает изменение тяги двигателя от момента старта до момента полной остановки. Тяга зависит от времени t и от скорости. Тонкая линия (Emulated) показывает кусочно-постоянную аппроксимацию тяги.

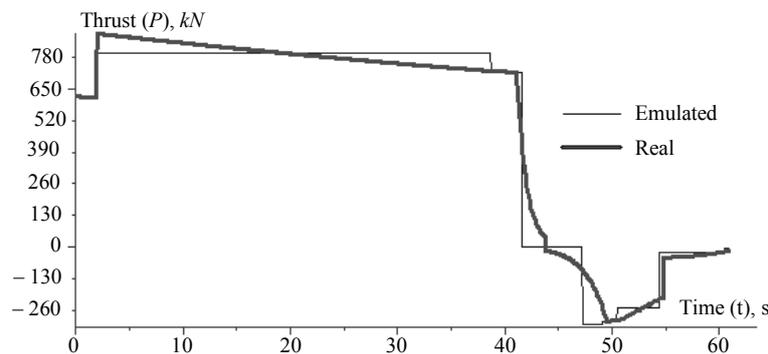


Рис. 1

На рис. 2 показано изменение скорости самолета v от старта до останова. Жирная линия (Real) показывает скорость, рассчитанную численным интегриро-

ванием уравнений движения (1)–(3), где тяга изменяется, как изображено на рис. 1, а другие параметры также зависят от времени и скорости. Тонкая линия соответствует фиксированным значениям скорости и времени, рассчитанным по формулам (14)–(16) и (23)–(25), используя кусочно-постоянные аппроксимации тяги и других параметров.

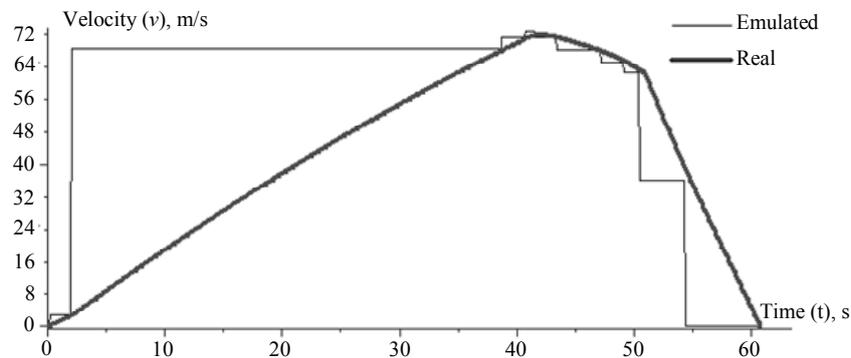


Рис. 2

На рис. 3 показано расстояние l , пройденное самолетом от момента достижения скорости принятия решения до остановки. Жирная линия (Real) — расстояние, рассчитанное численным интегрированием уравнений движения (1)–(3). Тонкая линия соответствует фиксированным значениям расстояния и времени, рассчитанным по формулам (14)–(16) и (23)–(25).

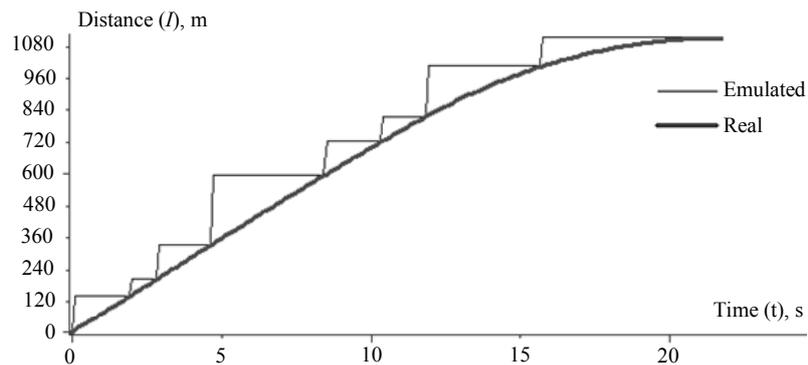


Рис. 3

В табл. 1 показаны характерные значения расстояния до остановки (после достижения скорости принятия решения), вычисленные данным алгоритмом, в сравнении с результатом численного интегрирования полной модели.

Таблица 1

МАССА, Т	250	276	300	325	350	376
Скорость принятия решения, м/с	65,6	66,5	68	68,39	69,5	70,7
Дистанция до останова, м — оценка с помощью алгоритма	1068	1081	1106	1104	1132	1154
Дистанция до останова, м — численное интегрирование	1063	1077	1103	1101	1129	1151

Из табл. 1 видно, что вычисление дистанции прерванного взлета с помощью предложенного алгоритма соответствует результатам интегрирования уравнения (1). Таким образом, кусочно-постоянная интерполяции тяги двигателя и других параметров самолета правомерна.

Проверка адекватности модели (верификация модели)

Подтверждение адекватности используемой модели проведено путем сравнения результатов математического моделирования движения самолета Ан-124 при прерванном взлете с результатами, полученными из номограмм РЛЭ для самолета Ан-124 [4]. Выполнено моделирование прерванного взлета для ряда значений скорости принятия решения V_1 и взлетной массы самолета m . При моделировании учитывалось, что значения временных интервалов $\Delta_i = t_{i+1} - t_i$, используемых в модели, в нормативных документах не определены жестко, поэтому допускают некоторую вариацию относительно обычно используемых значений.

В табл. 2 представлены результаты сравнения длины прерванного взлета, рассчитанные с помощью математического моделирования и номограмм, при одних и тех же значениях параметров модели (номинальной тяги, коэффициентов лобового сопротивления, подъемной силы, трения и т.д.).

Таблица 2

МАССА, Т	250	275	300	325	350	375
Скорость принятия решения, км/ч	236,3	239,7	243	246,2	250	254,5
Длина прекращенного взлета, номограммы, м	2008	2164	2319	2504	2689	2875
Длина прекращенного взлета, моделирование, м	1967	2144	2330	2520	2768	3028

Как видно из табл. 2, моделирование позволяет получить результаты, весьма близкие к данным из номограмм. Таким образом, используемая модель адекватна и применима для исследований влияния факторов опасности на характеристики прерванного взлета.

Заключение

Предложенный алгоритм расчета дистанции прерванного взлета в режиме реального времени основан на кусочно-постоянной интерполяции тяги двигателя и других параметров самолета. Эта интерполяция позволяет получить явные решения уравнения Риккати на участках с постоянными параметрами. Соответствующие вычисления на малом количестве участков интерполяции выполняются очень быстро. Следовательно, в любой момент разгона самолета можно получить уточненное значение дистанции прерванного взлета, что позволит экипажу принять более точное и безопасное решение о целесообразности прерывания взлета. Моделирование показало высокую точность алгоритма, что в сочетании с простотой и скоростью делает его пригодным для использования в бортовых системах для выдачи рекомендаций экипажу в момент возникновения аварийной ситуации. Сравнение данных моделирования и расчетов, основанных на номограммах реального ВС, подтверждает адекватность модели, которая после уточнения ряда параметров может использоваться в условиях реального взлета.

В.І. Вишенський, В.В. Кулешин, О.А. Белоусов

МОДЕЛЮВАННЯ РОЗРАХУНКУ ДИСТАНЦІЇ ПЕРЕРВАНОВОГО ЗЛЬОТУ

Аналіз авіаційних подій та серйозних інцидентів у цивільній авіації показує, що викочування повітряного судна за межі злітно-посадочної смуги і кінцевої смуги безпеки при перериванні зльоту трапляється не часто, але є надзвичайно небезпечним. Якщо причина переривання зльоту (наприклад, відмова двигуна) виявляється до швидкості, яка менше «швидкості прийняття рішення», то повітряне судно, як правило, встигає зупинитися в межах аеродрому. Як показує аналіз аварійних ситуацій, реальна дистанція перерваного зльоту (довжина ділянки гальмування до повної зупинки літака) може відрізнятися від значення, розрахованого заздалегідь. Тому уточнений розрахунок дистанції перерваного зльоту в режимі реального часу може допомогти екіпажу прийняти більш точне

і безпечне рішення про можливість припинення зльоту. В статті продовжуються дослідження попередньої роботи авторів. Запропонований алгоритм використовує кусково-постійну інтерполяцію не тільки тяги, як в попередній роботі, але і інших параметрів літака. При такій інтерполяції рівняння Ріккати руху літака має явні рішення. Крім використання відомих часових інтервалів інтерполяції, явно обчислюється час до досягнення заданої швидкості, оскільки деякі параметри змінюються стрибком з досягнення певної швидкості. Для перевірки і дослідження запропонованого алгоритму оцінки дистанції перерваного зльоту в режимі реального часу створено систему комп'ютерного моделювання. За допомогою цієї системи порівнювалися оцінки дистанції перерваного зльоту, отриманої з використанням запропонованого алгоритму, з відстанню, обчисленою на основі повної моделі руху шляхом чисельного інтегрування. Для підтвердження адекватності алгоритму результати моделювання порівнювалися зі значеннями, отриманими на основі номограм реального літака. Запропонований алгоритм після уточнення ряду параметрів може використовуватися в реальних умовах перерваного зльоту.

Ключові слова: перерваний зліт, довжина ділянки гальмування, алгоритм у реальному часі, рівняння Ріккати.

V.I. Vyshenskyi, V.V. Kuleshyn, A.A. Belousov

COMPUTER SIMULATION OF THE REJECTED TAKEOFF DISTANCE CALCULATION

Analysis of accidents and serious incidents in civil aviation shows that an aircraft exiting the runway and terminal safety strip does not happen often when the takeoff is canceled, but it is extremely dangerous. If the cause of the aborted takeoff (for example, engine failure) is detected before reaching the «takeoff decision speed», then the aircraft usually has time to stop within the aerodrome. However, as the analysis of emergency situations shows, the real distance of the rejected takeoff (the length of the braking section until the aircraft stops completely) may differ from the value calculated in advance. Therefore, a more precise real time calculation of the rejected takeoff distance can help the crew to make a more accurate and safer “go — no go” decision. The article continues the research of the previous work of the authors. The proposed algorithm uses step interpolation of thrust, as in the previous work, and also of other aircraft parameters. With this interpolation, the Riccati equation of the plane's motion has explicit solutions. In addition to using known interpolation time intervals, the time to reach a given speed is explicitly calculated, since some parameters change abruptly upon reaching a certain speed. To check and investigate the proposed algorithm for estimating the rejected takeoff distance in real time, a computer simulation system was created. This system was used to compare the estimation of the rejected takeoff distance obtained using the proposed algorithm with the distance calculated on the basis of the full motion model using numerical integration. To confirm the adequacy of the model used, the simulation results were compared with the values obtained from the nomograms of a real aircraft. The proposed algorithm, after specifying a number of parameters, can be used in real conditions of a rejected takeoff.

Keywords: rejected takeoff, accelerate-stop distance, real-time algorithm, riccati equation.

1. NLR air transport safety institute, Report no. NLR-TP-2010-177. April 2010. 25 p. <https://reports.nlr.nl/xmlui/bitstream/handle/10921/158/TP-2010-177.pdf>
2. Reducing the Risk of Runway Excursion. RUNWAY SAFETY INITIATIVE. Flight Safety Foundation. May 2009. 235 p. <https://flightsafety.org/files/RERR/fsf-runway-excursions-report.pdf>
3. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. 2015. 288 с.
4. Самолет Ан-124-100. Руководство по летной эксплуатации, Кн. 1. 1993. 478 с.
5. Киселевич В.Г. Разработка рекомендаций по летной эксплуатации самолета Ил-96Т при прерванном взлете. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2015. № 211 (1). С. 79–84.
6. Belousov A.A., Kuleshyn V.V., Vyshenskiy V.I. Real-time algorithm for calculation of the distance of the interrupted take-off. *J. of Automation and Information Sciences*. 2020. 52, N 4. P. 38–46.
7. Belousov A.A., Kuleshyn V.V. Game approach to control of running start of aircraft on its take off. *J. of Automation and Information Sciences*. 2012. 44, N 8. P. 78–84.
8. Chikrii A.A., Rappoport J.S., Chikrii K.A. Multivalued mappings and their selectors in the theory of conflict-controlled processes. *Cybernetics and Systems Analysis*. 2007. 43, N 5. P. 719–730.

Получено 01.09.2020