

# МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОЦЕНИВАНИЯ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

---

УДК 517.977

*А.А. Белоусов, В.В. Кулешин, В.И. Вишенский*

## АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

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

### Введение

Прерванным взлетом называется ситуация, в ходе которой принято решение — отменить взлет воздушного судна. Причинами прерванного взлета могут быть отказ двигателя, пожар, техническая неисправность и т.д. Перед каждым взлетом рассчитывается величина  $V_1$ , которая называется скоростью принятия решения [1]. Если причина прекращения взлета (например, отказ двигателя) выявляется до скорости  $V_1$ , и пилот реагирует быстро и в соответствии с «Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ)» данного типа воздушного судна (ВС), то прекращение взлета происходит в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета (Accelerate-Stop Distance Available — ASDA). ASDA — это максимальное расстояние, на котором может быть выполнено безопасное прерывание взлета; эта дистанция определяется характеристиками аэродрома. Если отказ двигателя случился при скорости, превышающей  $V_1$ , то должно приниматься решение о продолжении взлета, так как при этом считается, что самолет не успеет остановиться в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета.

Как показывает анализ аварийных ситуаций [1, 2], прерывание взлета после превышения  $V_1$  хоть и случается нечасто, но очень опасно. Главная причина аварий — самолет не успевает остановиться в пределах ASDA, т.е. длина участка торможения до полной остановки ВС (дистанция прерванного взлета, Accelerate-Stop Distance — ASD) превышает ASDA. Случаются также превышения ASDA при скоростях, меньших  $V_1$ .

В РЛЭ конкретного ВС, в зависимости от условий аэродрома, режима работы двигателей и взлетной массы, приводятся номограммы и графики для определения длины ASD и  $V_1$  [3, 4]. Расчет этих величин может выполняться с помощью численного моделирования движения самолета [5], либо используя приближенные формулы [6]. При подготовке к полету оценивается ASD для скорости  $V_1$ , и при необходимости, ограничивается взлетная масса ВС. На неточность вычисления влияют допущения, принятые при расчете ASD и скорости  $V_1$ . В частности,

считается, что распознавание отказа и переход от режима разгона к режиму торможения происходит за фиксированное время [7]. Принимается линейное изменение режима работы двигателей от взлетного до малого газа или реверса; включение тормозных аэродинамических устройств происходит по линейному закону; тормоза колес включаются ступенчато; расчет ASD и, соответственно,  $V_1$  выполняется по среднему ускорению [8–10].

При этом путь, пройденный самолетом после принятия решения о прекращении взлета, оценивается не в процессе разбега, с учетом текущих параметров, а перед началом взлета, что может привести к существенным ошибкам вычисления дистанции прерванного взлета, особенно при больших скоростях, близких к  $V_1$ . Принятые допущения, а также заранее рассчитанные номограммы не гарантируют безопасное завершение прерванного взлета [1, 11].

Таким образом, актуальной является задача разработки алгоритма расчета дистанции прерванного взлета ASD в процессе разбега самолета при взлете. Такой алгоритм должен учитывать действительное запаздывание пилота в управляющих действиях по прекращению взлета и инерционное запаздывание в изменении тяги двигателя. В алгоритме по отдельности должны учитываться силы от тормозных устройств, действующие на ВС в процессе прерванного взлета, и последовательность их появления.

Игровой подход к управлению разбегом самолета на взлете, в целях обеспечения его безопасности, рассматривался авторами ранее [12].

### 1. Динамическая модель движения самолета по ВПП

Рассмотрим уравнения движения самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП) при разбеге, записанные в траекторной системе координат [10]:

$$m \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha_p - Q - mg \sin \theta + f(Y - mg) \cos \theta, \quad v(0) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{dl}{dt} = v, \quad l(0) = 0, \quad (2)$$

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;  $\alpha_p$  — 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;  $\rho$  — плотность воздуха на высоте аэродрома;  $g$  — ускорение свободного падения;  $\theta$  — угол уклона ВПП;  $f$  — средний коэффициент трения качения при движении самолета по ВПП.

Дифференциальное уравнение (1) является уравнением Риккати вида

$$\frac{dv}{dt} = -\Lambda v^2 + G(t), \quad (3)$$

где

$$\Lambda = \frac{\rho S}{2m} (c_x - f \cdot c_y), \quad G = \frac{\cos \alpha_p}{m} P - g (\sin \theta + f \cdot \cos \theta).$$

Рассмотрим функцию  $x(t) = e^{\Lambda t}$ . Для этой функции имеем

$$\frac{d e^{\Lambda t}}{dt} = \Lambda e^{\Lambda t} \frac{dt}{dt} = \Lambda e^{\Lambda t} v,$$

$$\frac{d^2 e^{\Lambda t}}{dt^2} = \Lambda \left[ \frac{d e^{\Lambda t}}{dt} v + e^{\Lambda t} \frac{dv}{dt} \right] = \Lambda [\Lambda e^{\Lambda t} v^2 + e^{\Lambda t} (-\Lambda v^2 + G)] = \Lambda G e^{\Lambda t}. \quad (4)$$

При постоянной тяге  $P(t)$ , а значит и  $G(t)$ , последнее уравнение имеет особенно простой вид.

1. Если  $\Lambda G < 0$ , то  $\ddot{x} = -\omega^2 x$ , где  $\omega = \sqrt{-\Lambda G}$ . Это классическое уравнение малых колебаний маятника [13]. Общее решение для него имеет вид

$$x(t) = C_1 \sin \omega t + C_2 \cos \omega t \quad (5)$$

с постоянными  $C_1$  и  $C_2$ , которые определяются из начальных условий.

2. Если  $\Lambda G > 0$ , то  $\ddot{x} = \gamma^2 x$ , где  $\gamma = \sqrt{\Lambda G}$ . Это уравнение «перевернутого маятника» [13]. Его общее решение имеет вид

$$x(t) = C_1 \operatorname{sh} \gamma t + C_2 \operatorname{ch} \gamma t, \quad (6)$$

$\operatorname{sh} t = \frac{e^t - e^{-t}}{2}$ ,  $\operatorname{ch} t = \frac{e^t + e^{-t}}{2}$  — гиперболические синус и косинус.

3. Если  $\Lambda G = 0$ , то получаем тривиальное уравнение  $\ddot{x} = 0$ , общее решение которого описывает движение по инерции

$$x(t) = C_1 t + C_2. \quad (7)$$

## 2. Моделирование тяги двигателей в режимах выключения и реверса

Проанализируем действия пилотов и изменение силы тяги двигателей при прекращении взлета. До появления причины, из-за которой необходимо прекратить взлет, происходит разбег и самолет проходит расстояние  $l_0$ . Затем пилот тратит некоторое время  $\delta$  на распознавание причины и принятие решения, а самолет пробегает некоторое расстояние. Сила тяги двигателей в момент времени  $t_0 + \delta$  принимается равной тяге в момент  $t_0$  и составляет  $P_0$ . В это время рычаги управления двигателями перемещаются в положение «Малый газ». В результате сила тяги двигателей уменьшается практически до нуля за время 1,5–2 с. Затем включаются тормозные устройства, в том числе, реверс двигателей. При включении реверса отрицательная тяга двигателей изменяется от 0 до тяги реверса  $U$ . Причем выход двигателей на полную тягу реверса происходит за 7–11 с. Завершением переходных процессов в изменении силы тяги в обоих случаях полагается достижение 0,95 от заданных установившихся значений [14].

Переходные процессы современных турбореактивных двигателей (ТРД) описываются сложными механико-математическими и термодинамическими соотношениями. Но, с точки зрения теории управления, интегральное воздействие тяги двигателей на самолет в ходе переходного процесса с достаточной точностью описывается линейными дифференциальными уравнениями [14, 15].

Уравнение сброса взлетной тяги двигателя  $P_0$  до нуля можно записать в следующем виде [15]:

$$\dot{P} = -\frac{P}{T_1} \text{ и } P(t) = P_0 \cdot e^{-t/T_1}, \quad (8)$$

где величина  $T_1$  называется постоянной времени выключения двигателя и является важной характеристикой конкретного типа ТРД. Функция (8) удовлетворяет соотношениям

$$P(3T_1) = P_0 \cdot e^{-3} \approx 0,05P_0, \quad (9)$$

$$\int_0^{3T_1} P(t) dt = P_0 \int_0^{3T_1} e^{-t/T_1} dt = P_0 \cdot T_1 (1 - e^{-3}) \approx 0,95 \cdot P_0 \cdot T_1 = 0,95 \cdot \int_0^{T_1} P_0 dt.$$

Функцию тяги (8) можно подставить в уравнение Риккати (3) и численно найти расстояние, пройденное самолетом за время переходного процесса. Однако, учитывая соотношения (9), вместо экспоненциальной функции тяги (8) можно использовать кусочно-постоянную функцию

$$P(t) = \begin{cases} P_0, & 0 \leq t < T_1, \\ 0, & T_1 \leq t \leq 3T_1, \end{cases}$$

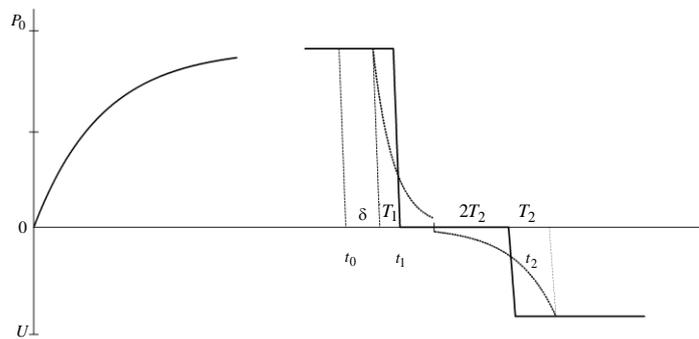
которая достаточно хорошо аппроксимирует воздействие тяги (8).

Аналогично можно рассмотреть процесс выхода двигателя с нуля на номинальную тягу реверса  $U$ , который задается функцией  $P(t) = U \cdot e^{t/T_2 - 3}$ ,  $0 \leq t \leq 3T_2$ , где  $T_2$  — постоянная времени выхода на реверс.

Таким образом, процессы выключения взлетной тяги двигателя, включения реверсного режима и торможения предлагается моделировать ступенчатой функцией

$$P(t) = \begin{cases} P_0, & t_0 \leq t < t_1 = t_0 + \delta + T_1; \\ 0, & t_1 \leq t < t_2 = t_1 + 2T_1 + 2T_2; \\ U, & t_2 \leq t. \end{cases}$$

Зависимость тяги двигателя самолета от времени отобразим на графике.



Отметим, что фактическое отключение взлетной тяги происходит в момент  $t_0 + \delta$ , а включение реверсного режима —  $t_0 + \delta + 3T_1$ . Полагаем, что остановка самолета произойдет в момент  $t_3$ .

### 3. Алгоритм нахождения пройденных расстояний в ходе прерванного взлета

Введем обозначения:

$$l_i = l(t_i), \quad v_i = v(t_i), \quad \Delta_i = t_i - t_{i-1}, \quad \Delta l_i = l_i - l_{i-1}, \quad i = 1, 2, 3.$$

1. Определим расстояние, пройденное самолетом за время  $[t_0, t_1]$  с постоянной тягой  $P_0$ . В этом случае значение (3)  $G > 0$  и общее решение имеет вид (6)

$$e^{\Lambda t} = C_1 \operatorname{sh} \gamma t + C_2 \operatorname{ch} \gamma t, \quad \gamma = \sqrt{\Lambda G},$$

его производная

$$\frac{d e^{\Lambda t}}{dt} = \Lambda e^{\Lambda t} v(t) = C_1 \gamma \operatorname{ch} \gamma t + C_2 \gamma \operatorname{sh} \gamma t.$$

Постоянные  $C_1$  и  $C_2$  найдем из начальных условий  $l(0) = 0$  и  $v(0) = v_0$ :

$$e^{\Lambda \cdot 0} = C_1 \operatorname{sh}(0) + C_2 \operatorname{ch}(0) = C_2,$$

$$\Lambda e^{\Lambda \cdot 0} v_0 = C_1 \gamma \operatorname{ch}(0) + C_2 \gamma \operatorname{sh}(0) = C_1 \gamma,$$

откуда  $C_1 = \frac{\Lambda v_0}{\gamma}$ ,  $C_2 = 1$ .

Получаем связь пройденного расстояния  $\Delta l_1$  и скорости  $v_1$  за время  $\Delta_1 = \delta + T_1$ :

$$e^{\Lambda \Delta_1} = \frac{\Lambda v_0}{\gamma} \operatorname{sh}(\gamma \Delta_1) + \operatorname{ch}(\gamma \Delta_1),$$

$$\Lambda e^{\Lambda \Delta_1} v_1 = \Lambda v_0 \operatorname{ch}(\gamma \Delta_1) + \gamma \operatorname{sh}(\gamma \Delta_1),$$

т.е.

$$\Delta l_1 = \frac{1}{\Lambda} \ln \left[ \frac{\Lambda v_0}{\gamma} \operatorname{sh}(\gamma \Delta_1) + \operatorname{ch}(\gamma \Delta_1) \right],$$

$$v_1 = e^{-\Lambda \Delta_1} \left[ v_0 \operatorname{ch}(\gamma \Delta_1) + \frac{\gamma}{\Lambda} \operatorname{sh}(\gamma \Delta_1) \right].$$

2. Найдем расстояние, пройденное за время  $[t_1, t_2]$ , полагая, что  $G = 0$ , а общее решение имеет вид (7)  $e^{\Lambda t} = C_1 t + C_2$ .

Постоянные  $C_1$  и  $C_2$  найдем из начальных условий  $l(0) = 0$  и  $v(0) = v_1$ :

$$e^{\Lambda \cdot 0} = 1 = C_2, \quad \Lambda e^{\Lambda \cdot 0} v_1 = C_1,$$

откуда  $e^{\Lambda \Delta_2} = \Lambda v_1 \Delta_2 + 1$ ,  $\Lambda e^{\Lambda \Delta_2} v_2 = \Lambda v_1$ , т.е.

$$\Delta l_2 = \frac{1}{\Lambda} \ln [1 + \Lambda v_1 \Delta_2],$$

$$v_2 = \frac{v_1}{1 + \Lambda v_1 \Delta_2}.$$

3. Расстояние, пройденное от момента  $t_2$  до останова самолета под действием отрицательной тяги реверса. В этом случае общее решение имеет вид (5)

$$e^{\Lambda t} = C_1 \sin \omega t + C_2 \cos \omega t, \quad \omega = \sqrt{-\Lambda G}. \quad (10)$$

Его производная равна

$$\Lambda e^{\Lambda t} v(t) = \omega C_1 \cos \omega t - \omega C_2 \sin \omega t. \quad (11)$$

Постоянные  $C_1$  и  $C_2$  находим из начальных условий  $l(0) = 0$  и  $v(0) = v_2$ :

$$e^{\Lambda \cdot 0} = C_2, \quad \Lambda e^{\Lambda \cdot 0} v_2 = \omega C_1,$$

откуда  $C_1 = \frac{\Lambda v_2}{\omega}$ .

Тогда, подставив условие останова  $v = 0$  в тождество (11), получим

$$\Lambda v_2 \cos \omega \Delta_3 - \omega \sin \omega \Delta_3 = 0,$$

значит,  $\operatorname{tg} \omega \Delta_3 = \frac{\Lambda v_2}{\omega}$  и время до останова  $\Delta_3 = \frac{1}{\omega} \operatorname{arctg} \left( \frac{\Lambda v_2}{\omega} \right)$ .

Расстояние  $\Delta l_3$ , пройденное за время  $\Delta_3$  до останова, определим из тождества (10)

$$\begin{aligned} e^{\Lambda \Delta_3} &= \frac{\Lambda v_2}{\omega} \sin \omega \Delta_3 + \cos \omega \Delta_3 = \frac{1}{\cos \omega \Delta_3} = \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2(\omega \Delta_3)} = \\ &= \sqrt{1 + \frac{\Lambda^2 v_2^2}{\omega^2}} = \sqrt{1 - \frac{\Lambda v_2^2}{G}}, \end{aligned}$$

поэтому

$$\Delta l_3 = \frac{1}{2\Lambda} \ln \left[ 1 - \frac{\Lambda v_2^2}{G} \right]. \quad (12)$$

Таким образом, с учетом всех трех этапов торможения общая дистанция, пройденная самолетом в ходе экстренного останова, составит  $l_0 + \Delta l_1 + \Delta l_2 + \Delta l_3$ . Если эта дистанция укладывается в длину ВПП, полагаем, что возможно безопасное прерывание взлета. Общее время, затраченное на прерванный взлет, составит  $t_0 + \delta + 3T_1 + 2T_2 + \Delta_3$ .

*Замечание 1.* Дистанцию торможения  $\Delta l_3$  (12) при включенном реверсе можно найти несколько проще. Заметим, что из соотношений

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv}{dl} \cdot \frac{dl}{dt} = \frac{dv}{dl} \cdot v = \frac{1}{2} \cdot \frac{dv^2}{dl}$$

следует (3), что функция  $w(l) = v^2(l)$ , как функция от пройденного расстояния  $l$ , удовлетворяет линейному дифференциальному уравнению

$$\frac{dw}{dl} = -2\Lambda w + 2G.$$

Решение этого уравнения (для постоянных  $G$  и  $\Lambda$ ) имеет вид

$$w(l) = e^{-2\Lambda l} w(0) + \frac{G}{\Lambda} (1 - e^{-2\Lambda l}),$$

что позволяет, положив  $w(0) = v_2^2$  и  $w(\Delta l_3) = 0$ , получить

$$v_2^2 + \frac{G}{\Lambda} (e^{2\Lambda \Delta l_3} - 1) = 0,$$

откуда

$$\Delta l_3 = \frac{1}{2\Lambda} \ln \left[ 1 - \frac{\Lambda v_2^2}{G} \right].$$

*Замечание 2.* В приведенном алгоритме нахождения дистанции прерванного взлета отражено, главным образом, влияние изменения тяги двигателей, как наиболее существенного фактора, на процесс пробега по ВПП. Однако на разных этапах торможения будут существенно меняться и другие динамические параметры, например коэффициенты трения качения и лобового сопротивления, что обязательно должно быть отражено при численной реализации алгоритма.

## Заключення

Предложенный алгоритм расчета дистанции прерванного взлета использует ступенчатую интерполяцию силы тяги. Участки сброса тяги до нуля и включения реверса можно интерполировать движением с постоянной тягой, нулевой и реверсной, выбрав временные интервалы соответствующим образом. Уравнение Риккати, которое описывает динамику движения самолета по ВПП, при такой интерполяции тяги имеет явные решения. Это дает возможность производить вычисления быстро, в режиме реального времени. Алгоритм учитывает значения скорости, тяги, коэффициентов трения качения и лобового сопротивления, других параметров ВС в момент возникновения аварийной ситуации и принятия решения. Таким образом, точность оценки дистанции прерванного взлета улучшается по сравнению с использованием предварительно рассчитанных величин. В случае больших скоростей, близких к «скорости принятия решения», это позволит экипажу принять более обоснованное решение о прекращении или продолжении взлета.

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

### АЛГОРИТМ РОЗРАХУНКУ ДИСТАНЦІЇ ПЕРЕРВАНОВОГО ЗЛЬОТУ В РЕЖИМІ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ

Перерваний зліт — це ситуація, в якій прийнято рішення: скасувати зліт літака. Коли екіпажу повітряного судна необхідно прийняти рішення про переривання, вони порівнюють поточну швидкість зі «швидкістю прийняття рішення». За допомогою цієї швидкості можна оцінити, чи може повітряне судно безпечно зупинитися в межах наявної дистанції перерваного зльоту. Ці значення беруться з «Керівництва з льотної експлуатації літака» перед злетом. Аналіз аварій показує: якщо поточна швидкість наближається до «швидкості прийняття рішення», реальна дистанція перерваного зльоту (довжина ділянки гальмування до повної зупинки літака) може відрізнятись від значення, розрахованого заздалегідь. Дистанція перерваного зльоту може бути недооцінена, що призводить до виходу за межі наявної дистанції. Переоцінка дистанції перерваного зльоту не дозволяє екіпажу вибрати рішення «скасувати зліт», хоча воно все ще безпечно. Запропонований алгоритм розрахунку дистанції перерваного зльоту в режимі реального часу використовує ступінчасту інтерполяцію тяги. Два інтервали зміни тяги (зменшення злітної тяги до нуля і потім — до номінальної від'ємної тяги реверса) можуть бути інтерпольовані трьома інтервалами постійної тяги (злітна тяга, нульова тяга, номінальний реверс). За використання цієї інтерполяції рівняння Риккати руху літака має три явні розв'язки, що відповідають трьом різним постійним значенням тяги. Ці розв'язки можна використовувати в розрахунках у реальному часі. Алгоритм враховує різні параметри літака (швидкість, тяга і т.д.) безпосередньо перед моментом прийняття рішення. В результаті дистанцію перерваного зльоту можна оцінити більш точно порівняно з попередньо розрахованим значенням. Це особливо важливо, якщо швидкість повітряного судна близька до «швидкості прийняття рішення». У цій ситуації екіпаж повітряного судна отримує більш точну інформацію про дистанцію перерваного зльоту і уникає викочування за межі аеродрому під час перерваного зльоту. Таким чином, рішення про переривання зльоту буде більш надійним і безпечним.

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

## REAL-TIME ALGORITHM FOR ACCELERATE-STOP DISTANCE CALCULATION DURING REJECTED TAKEOFF

A rejected takeoff or aborted takeoff is the situation in which it is decided to abort the takeoff of an airplane. When an aircraft crew needs to take a «go – no go» decision, they compare the current speed with the «takeoff decision speed». Based on this speed, it is possible to estimate if the aircraft can stop safely within the Accelerate-Stop Distance Available. These values are taken from the aircraft flight manual before the takeoff. The accident analyses show that if the current speed is near the «takeoff decision speed», the real Accelerate-Stop Distance can be different from the value calculated in advance. Accelerate-Stop Distance can be underestimated, that leads to overrun after taking «no go» decision. It can be also overestimated, that prevents the crew from choosing «no go» decision though it is still safe. The proposed real-time algorithm for calculation of the Accelerate-Stop Distance uses step interpolation of the jet thrust. The two thrust change intervals (thrust decreases from maximum to zero and then increases to the nominal reversal thrust) can be interpolated by three intervals of constant thrust (maximum forward thrust, zero thrust, nominal thrust reversal). With this interpolation, the Riccati equation of the aircraft motion has three different solutions, corresponding to three different constant thrusts. This approach allows to obtain the explicit solutions of the aircraft motion equations. It is possible to use these solutions in real-time calculations. The algorithm takes into account various aircraft parameters (velocity, thrust, etc.) before the moment of the decision. As a result, the Accelerate-Stop Distance can be evaluated more accurately comparing with pre-calculated value. It is especially important if the aircraft speed is close to the «takeoff decision speed». In this situation, the aircraft crew obtains more accurate information about Accelerate-Stop Distance, and avoid the overrun during rejected takeoff. So the «go – no go» decision will be more reliable and safe.

**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. Самолет Ан-124-100. Руководство по летной эксплуатации. Кн. 1, 1993. 478 с.
4. Киселевич В.Г. Разработка рекомендаций по летной эксплуатации самолета Ил-96Т при прерванном взлете. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2015. № 211 (1). С. 79–84.
5. Левицкий С.В., Левицкая Е.В. Моделирование и оценка безопасности взлета в условиях отказа авиационной техники. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2013. №11 (197). С. 85–89.
6. Капитанова Л.В. Влияние основных параметров на скорость принятия решения при взлете модификаций самолета. *Вестник двигателестроения*. 2013. № 2. С. 50–56.
7. Авиационные правила. Ч. 25. Межгосударственный авиационный комитет, 2014. 278 с.
8. Особенности выполнения полетов самолета Ту-204-300 в особых случаях. Сост. В.П. Бехтир. Ульяновск: УВАУ, ГА (И), 2010. 101 с.
9. Чепурных И.В. Динамика полета самолетов. Комсомольск-на-Амуре, ФГ БОУ ВПО, «Кн АГТУ», 2014. 112 с.
10. Лысенко Н.М. Динамика полета. М. : ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1967. 565с.
11. Анализ безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2015 году. М. : Федеральное управление воздушного транспорта. Управление инспекции по безопасности полетов, 2016. 90 с.
12. Belousov A.A., Kuleshyn V.V. Game approach to control of running start of aircraft on its take off. *Journal of Automation and Information Sciences*. 2012. **44**, N 8. P. 78–84.
13. Арнольд В.И. Обыкновенные дифференциальные уравнения. М. : Наука, 1984. 272 с.
14. Попов Е.П. Автоматическое регулирование и управление. М. : Наука, 1966. 388 с.
15. Штода А.В., Морозов Ф.Н., Шиуков А.Г. Системы управления и регулирования авиационных двигателей. М. : ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1977. 267 с.

Получено 26.12.2019