

УДК 504.064.36

doi 10.54708/22259309_2026_23653

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОРОТКОГО РАЗБЕГА САМОЛЕТА

Н. Л. Согомов¹, А. И. Жук²

¹sogomovn@mail.ru, ²a_zhuk_ufa@mail.ru

^{1, 2} ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНИТ)

Аннотация. В статье представлено комплексное исследование по разработке устройства для сокращения длины разбега самолёта, что является актуальной задачей в современной авиации, особенно для эксплуатации летательных аппаратов на аэродромах с ограниченной длиной взлётно-посадочной полосы. Проведён детальный анализ проблемы, особое внимание уделено анализу существующих технических решений, направленных на уменьшение длины разбега, разработана принципиальная схема устройства, а также проведена оценка его влияния на летные характеристики самолёта.

Ключевые слова: короткий разбег самолёта; сокращение разбега; длина разбега; уменьшение длины разбега; предотвращение выкатывания за взлетно-посадочную полосу (ВПП)

ВВЕДЕНИЕ

Современные тенденции в авиационной отрасли направлены на совершенствование характеристик воздушных судов, включая повышение их эксплуатационной эффективности, уровня безопасности полётов и экономической целесообразности эксплуатации. В этом контексте особую актуальность приобретает задача уменьшения длины разбега, поскольку сокращение взлётной дистанции позволяет оптимизировать использование взлетно-посадочных полос, расширяя тем самым возможности применения воздушного транспорта в условиях ограниченной длины ВПП, также устройство позволяет повысить безопасность взлёта.

Существующие способы уменьшения разбега обладают рядом недостатков, поэтому создание новых технических решений, позволяющих самолётам взлетать на более коротких дистанциях, остается важной научно-технической проблемой.

АКТУАЛЬНОСТЬ

Актуальность разработки устройства для сокращения длины разбега подтверждается следующими факторами:

1. Влиянием устройства на безопасность полетов, а именно – короткий разбег снижает риск выкатывания самолета за пределы ВПП, а также на мокрых, обледенелых или загрязнённых ВПП сокращение разбега повышает безопасность взлёта.
2. Увеличением эксплуатационной эффективности, так как самолеты с подобным устройством смогут эксплуатироваться на аэродромах с меньшей длиной взлетно-посадочных полос.
3. Экономической эффективностью данного устройства, заключающейся в том, что более короткий разбег может снизить расход топлива, а возможность эксплуатации в аэропортах с короткими ВПП открывает новые маршруты для авиакомпаний.
4. Положительным влиянием устройства на экологичность, так как более короткий разбег уменьшает время работы двигателей на максимальной тяге на земле, снижая количество шума от двигателей и вредных выхлопов.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ

В настоящее время активно применяются следующие устройства для сокращения длины разбега (рис. 1):

1. Механизация крыла (щитки, закрылки, предкрылки) и энергетические средства (струйные закрылки, отсасывание или сдувание пограничного слоя с поверхности крыла), обеспечивающие увеличение подъемной силы воздушного судна (ВС). Но современные самолеты обладают итак высокомеханизированным крылом, что усложняет его дальнейшую модернизацию, а применение энергетических средств уменьшает мощность двигателей.

2. Применение устройств увеличения вертикальной тяги во время взлета и посадки. Однако их использование значительно увеличивает массу конструкции и усложняет ее.

3. Средства увеличения продольного ускорения за счет применения двигателей с форсажным режимом или стартовых ускорителей. Использование этих средств на гражданских ВС ограничено физиологическими показателями пассажиров и экономической целесообразностью.

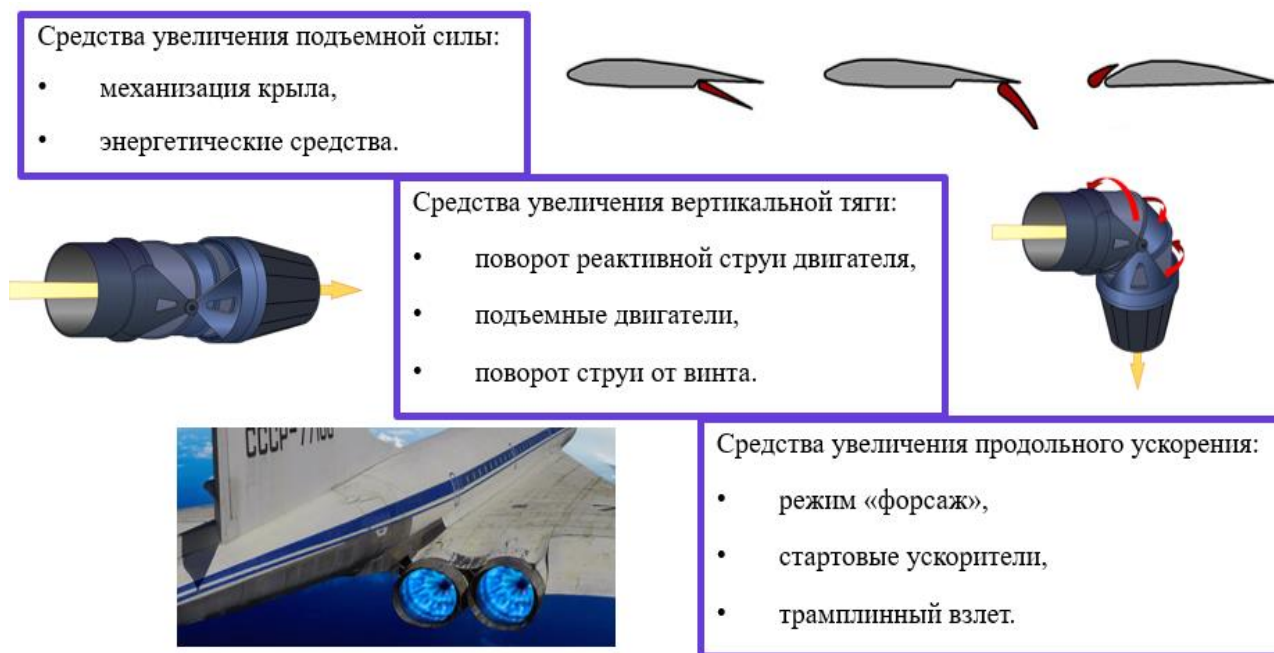


Рис. 1. Средства улучшения взлётных характеристик

ИССЛЕДУЕМОЕ УСТРОЙСТВО

На рис. 2 представлена схема исследуемого устройства, предназначенного для сокращения взлетной дистанции воздушного судна за счет управления вектором тяги силовой установки. Конструкция включает в себя авиационный двигатель 1, на котором установлен пилон 3, выполняющий функцию силового элемента, передающего тягу от двигателя к планеру самолета. Пилон имеет два шарнира 4 и 5. Шарнир 4 связывает пилон 3 и крыло 2 самолета. Шарнир 5 связывает пилон 3 и шток 6 гидравлического цилиндра 7. На крыле 2 установлен шарнир 8. Гидравлический цилиндр 7 закреплен на крыле посредством шарнира 8, а на пилоне – посредством шарнира 5. При подаче рабочей жидкости в полости гидравлического цилиндра, шток 6 совершает поступательные движения (выдвигается или убирается), что позволяет поворачивать двигатель в вертикальной плоскости, изменяя направление вектора тяги.

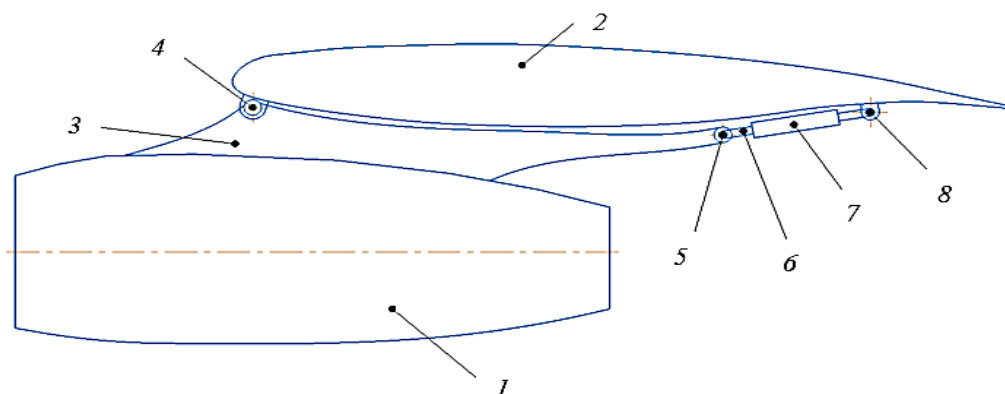


Рис. 2. Исследуемое устройство для получения укороченного разбега самолёта:

1 – двигатель; 2 – крыло; 3 – пилон; 4 – передний шарнир крепления крыла к пилону; 5 – задний шарнир крепления пилона к штоку гидроцилиндра; 6 – шток гидроцилиндра; 7 – гидроцилиндр; 8 – шарнир крепления гидроцилиндра к крылу

ВЫБОР ОБЪЕКТА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ ИССЛЕДУЕМОГО УСТРОЙСТВА

В качестве объекта исследования рассматриваются узкофюзеляжные среднемагистральные пассажирские авиалайнеры.

В табл. 1 приведены самолеты данного класса и их характеристики. Наиболее целесообразно установить устройство для обеспечения укороченного разбега на отечественный самолет Ту-214, так как именно он обладает наибольшей длиной взлетной дистанции по сравнению с аналогичными самолетами.

Таблица 1

Узкофюзеляжные среднемагистральные пассажирские самолёты

Модель самолета	Дальность полета, $L_{\text{пол}}$, км	Число пассажиров, чел.	Взлетная дистанция, $L_{\text{взл}}$, м	Посадочная дистанция, $L_{\text{пос}}$, м	Двигатели
Ту-214	6710	210	2550	2100	ПС-90А
Airbus A321-200	5950	185–220	2180	1500	CFM56
Boeing 737-900	5900	180–220	2400	1600	CFM56
МС-21-300	6000	163–211	2100	1600	ПД-14

РАСЧЁТ УЛУЧШАЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

На рис. 3 приведены составляющие тяги в случае отклонения двигателя от горизонтального положения.

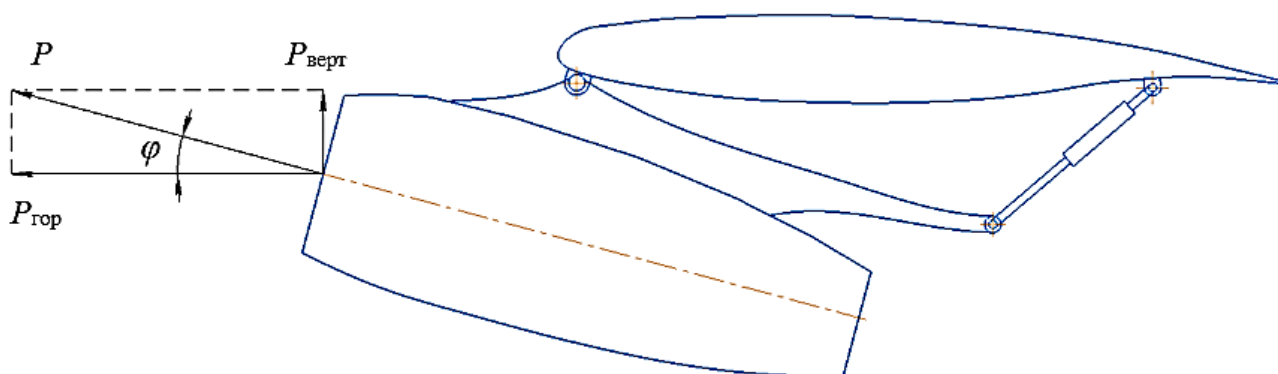


Рис. 3. Схема распределения тяги:

P – тяга двигателя; $P_{\text{верт}}$ – вертикальная составляющая тяги; $P_{\text{гор}}$ – горизонтальная составляющая тяги; φ – угол установки двигателя

Формулы для расчета вертикальной и горизонтальной составляющих тяги, выведенные при помощи схемы распределения тяги, см. на рис. 3:

$$P_{\text{верт}} = P \cdot \sin \varphi; \quad (1)$$

$$P_{\text{гор}} = P \cdot \cos \varphi. \quad (2)$$

Длина разбега определяется из зависимости:

$$L_{\text{разб}} = \frac{v_{\text{отр}}^2}{2 \cdot g \left(\frac{n \cdot P_{\text{ср}}}{m} - f \right)}, \quad (3)$$

где $v_{\text{отр}}$ – скорость отрыва самолёта; g – ускорение свободного падения; m – масса самолета; f – коэффициент трения колес; n – число двигателей на самолёте; $P_{\text{ср}}$ – тяга двигателя во время разбега принимается $P_{\text{ср}} = 0,95 \cdot P$.

Скорость отрыва:

$$v_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_y \cdot \rho \cdot S}}, \quad (4)$$

где c_y – коэффициент подъемной силы крыла; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыла.

Так как имеют место горизонтальная и вертикальная составляющие тяги (см. формулы 1 и 2), то можно судить о том, что вертикальная составляющая будет компенсировать часть массы самолёта. Тогда формулы 3 и 4 будут иметь вид:

$$L_{\text{разб}} = \frac{v_{\text{отр}}^2}{2 \cdot g \left(\frac{n \cdot P_{\text{гор ср}}}{m - n \cdot P_{\text{верт ср}}} - f \right)}, \quad (5)$$

где $P_{\text{гор ср}}$ и $P_{\text{верт ср}}$ – составляющие тяги во время разбега самолёта принимаются $P_{\text{гор ср}} = 0,95 \cdot P_{\text{гор}}$ и $P_{\text{верт ср}} = 0,95 \cdot P_{\text{верт}}$, а $v_{\text{отр}}$ составит:

$$v_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (m - n \cdot P_{\text{верт ср}}) \cdot g}{c_y \cdot \rho \cdot S}}. \quad (6)$$

Расчет по формулам 1 и 2 выполнялся при $P = 16000$ кгс, $\varphi = 0^\circ \dots 45^\circ$ с шагом 1° . Результаты расчета приведены на рис. 4. Видно, что с относительно небольшим уменьшением горизонтальной составляющей тяги значительно увеличивается ее вертикальная составляющая.

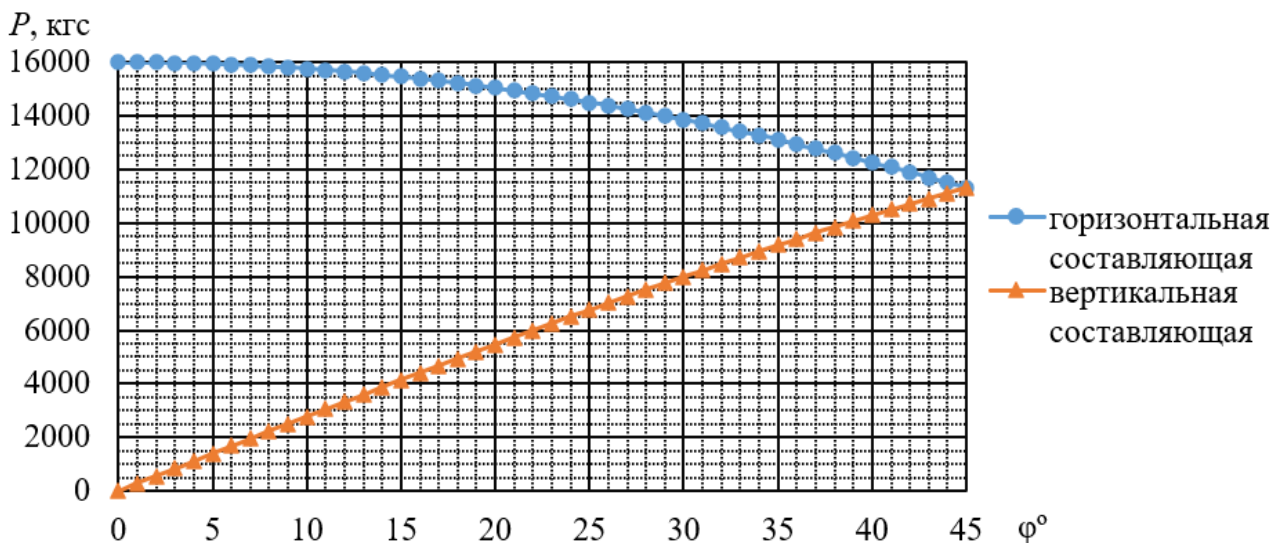


Рис. 4. Зависимость составляющих тяги от угла установки двигателя

Скорость отрыва определяется по формуле 6, при этом $m = 110\,750$ кг, $c_y = 1,7$, $\rho = 1,2928$ кг/м³ (при 0 ° на уровне моря), $S = 168,63$ м², $n = 2$. По результатам расчёта построен график (рис. 5). Можно сделать вывод, что с увеличением угла установки двигателя скорость отрыва уменьшается.

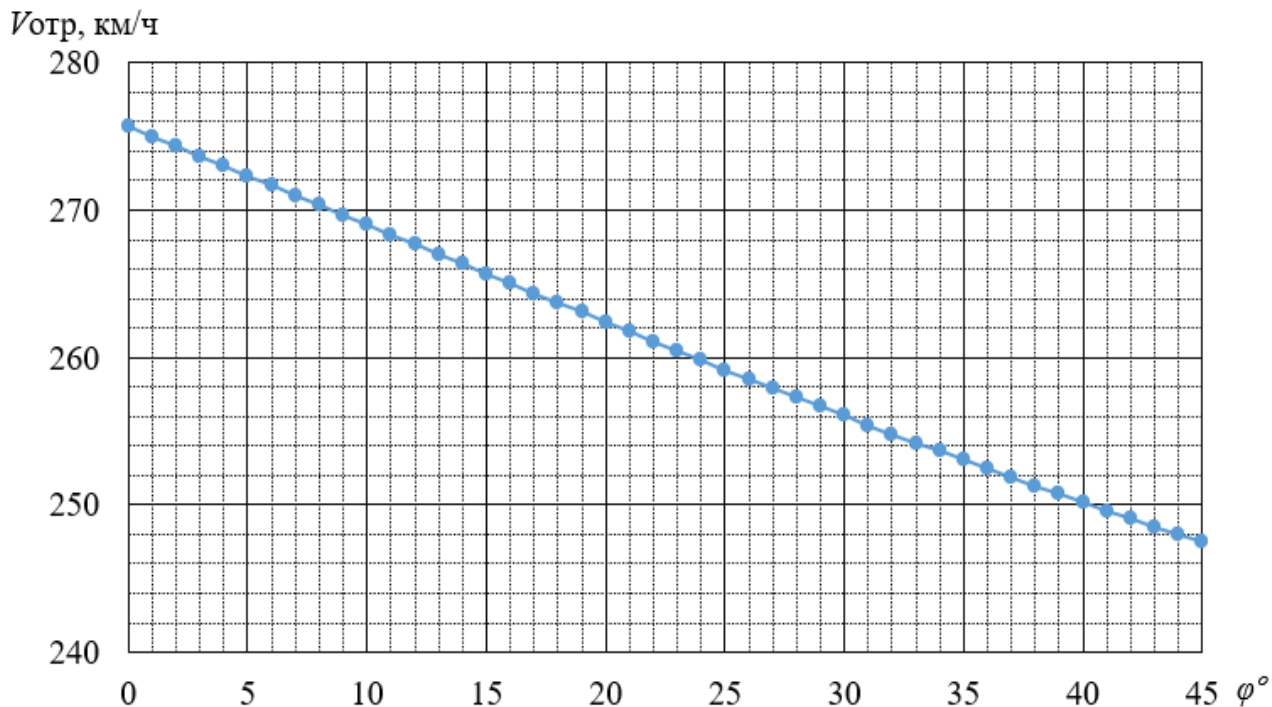


Рис. 5. Зависимость скорости отрыва самолёта от угла установки двигателя

Далее была определена длина разбега по формуле 5 (при $f = 0,003$), и построен график зависимости длины разбега от угла установки двигателя (рис. 6). Можно сделать вывод, что минимальная длина разбега будет обеспечиваться, если установить двигатель под углом 29 °.

$L_{разб}$, м

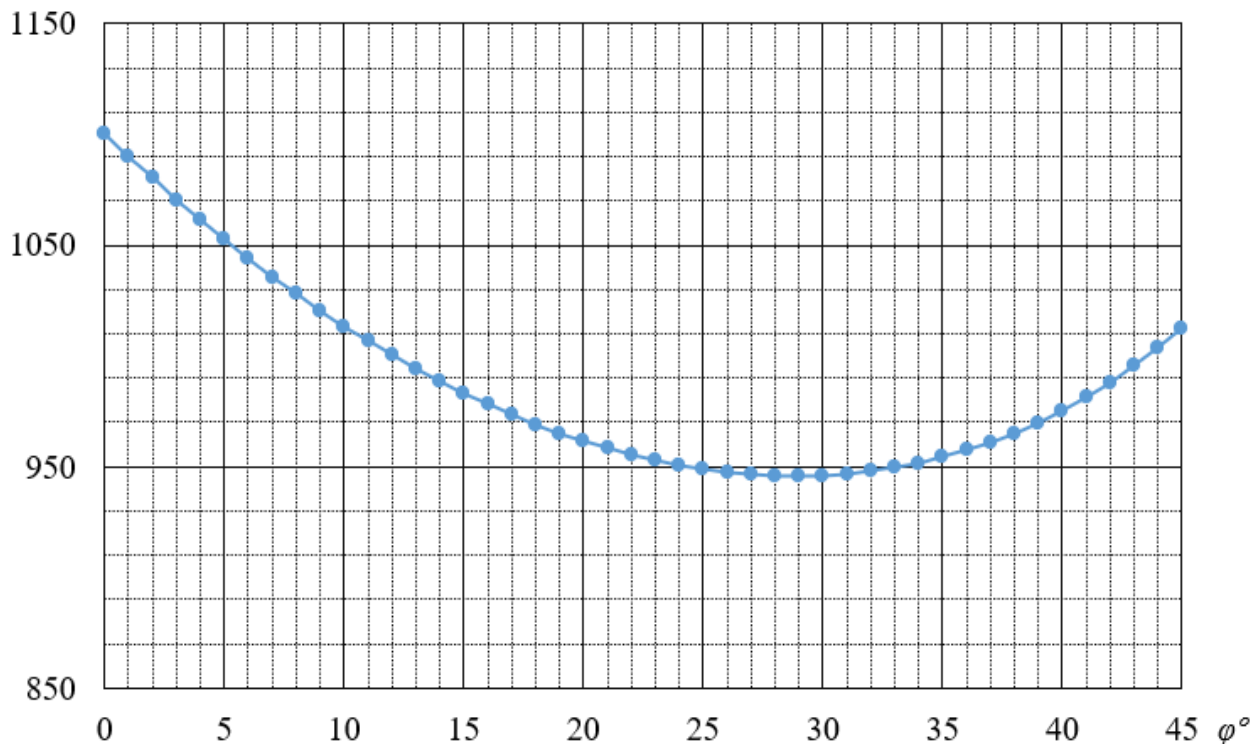


Рис. 6. Зависимость длины разбега самолёта от угла установки двигателя

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из полученных результатов можно сделать выводы:

Применение исследуемого устройства для обеспечения укороченного разбега самолёта более эффективно при угле установки двигателя в 29° , при этом:

- 1) величины горизонтальной и вертикальной составляющих тяги соответственно равны 13994 кгс и 7757 кгс;
- 2) скорость отрыва уменьшилась с 276 км/ч до 256 км/ч;
- 3) длина разбега уменьшилась с 1101 м до 946 м, то есть на 155 м (14,1 %).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пентюхов, В. И., Будник, А. П. Динамика полета. Расчет траекторий самолетов: Учебное пособие. – Воронеж: Воронеж. гос. техн. ун-т, 1999. – 107 с.
2. Лётно-технические характеристики самолёта Ту-214 [Электронный ресурс]. URL: https://studwood.net/2013666/nedvizhimost/lyotno_tekhnicheskie_harakteristiki_samolyota (дата обращения: 12.04.2025).
3. Airbus A321-100/200 [Электронный ресурс]. URL: <https://avticket.ru/planes/airbus-a321-100200> (дата обращения: 12.04.2025).
4. Boeing 737-900 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/boeing-737-900.html> (дата обращения: 12.04.2025).
5. Иркут MC-21 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/irkut-ms-21.html> (дата обращения: 12.04.2025).
6. Ципенко, В. Г., Бехтир, В. П., Ефимова, М. Г., Стариков, Ю. Н. Практическая аэродинамика самолетов Ту-204-120 и Ту-204-120С: Учебное пособие по изучению конкретной техники. – М.: МГТУ ГА, 2005. – 86 с.
7. Некрасов, В. И., Шпитко, Г. Н., Богатырева, А. С. Крепление авиадвигателя к крылу [Электронный ресурс]. URL: https://yandex.ru/patents/doc/RU2554046C1_20150620 (дата обращения: 10.04.2025).

ОБ АВТОРАХ

СОГОМОВ Никита Леонидович, студент каф. АД.

ЖУК Александр Игоревич, доцент каф. АД. Дипл. инженер-механик по конструкции ЛА и АД (ВВИА им. Жуковского, 1983). Канд. техн. наук (ВВИА им. Жуковского, 1986).

METADATA

Title: A device for providing a short take-off of the aircraft.

Authors: N. L. Sogomov¹, A. I. Zhuk².

Affiliation:

^{1,2} Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email: ¹sogomovn@mail.ru, ²a_zhuk_ufa@mail.ru.

Language: Russian.

Source: Molodezhnyj Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), no. 2 (36), pp. 53-58, 2026. ISSN 2225-9309 (Print).

Abstract: The article presents a comprehensive study on the development of a device for reducing the take-off length of an aircraft, which is an urgent task in modern aviation, especially for the operation of aircraft at airfields with a limited runway length. A detailed analysis of the problem has been carried out, special attention has been paid to the analysis of existing technical solutions aimed at reducing the take-off length, a schematic diagram of the device has been developed, and an assessment of its impact on the flight characteristics of the aircraft has been carried out.

Key words: short take-off of the aircraft, shortening of the take-off, length of the take-off, reduction of the take-off length, prevention of rolling out over the runway.

About authors:

SOGOMOV Nikita Leonidovich, Student dept. of Aircraft Engines.

ZHUK Alexander Igorevich, docent dept. of Aircraft Engines. Dipl. mechanical engineer for the design of aircraft and aircraft engines (Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1983). Candidate of Technical Sciences (Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1983).