РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 325 307** (13) **C1**

(51) МПК
B64D 31/12 (2006.01)
B64D 33/02 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006129622/11, 16.08.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
16.08.2006

(45) Опубликовано: **27.05.2008 Бюл. № 15**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **Авиационные технологии XXI века: Новые рубежи авиационной науки. - М.: ЦАГИ, 2001. RU 2255247 C1, 27.06.2005. US 6129309 A, 10.10.2000. US 5123242 A, 23.06.1992.**

Адрес для переписки:
129301, Москва, ул. Касаткина, 13, НТЦ им. А. Люльки ОАО "НПО "Сатурн", сектор патентования и интеллектуальной собственности

(72) Автор(ы):
Финкель Серафим Григорьевич (RU),
Петриенко Виктор Григорьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Научно-производственное объединение "Сатурн" (ОАО "НПО "Сатурн") (RU)

(54) СПОСОБ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиации. В процессе движения самолета по взлетной полосе непрерывно измеряют истинную скорость движения самолета и соответственно изменяют расход воздуха через воздухозаборник двигателя путем регулирования частоты вращения ротора низкого давления до значений, при которых на данной скорости между воздухозаборником и поверхностью аэродрома не происходит образование вихревого шнура. Регулирование частоты вращения ротора компрессора низкого давления прекращают при пороговом значении истинной скорости самолета, при котором происходит сдув вихревого шнура, и выводят двигатель на максимальные режимы работы. Для двигателей с управляемым вектором тяги дополнительно, в начале руления, отклоняют газовую струю реактивного сопла вверх на угол, обеспечивающий разгрузку передней стойки шасси с сохранением управляемости самолета. Изобретение направлено на предотвращение попадания частиц аэродромной засоренности в воздухозаборник двигателя в процессе взлета самолета. 1 з.п. ф-лы.

RU 2325307 C1

RU 2325307 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 325 307** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
B64D 31/12 (2006.01)
B64D 33/02 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006129622/11, 16.08.2006**

(24) Effective date for property rights: **16.08.2006**

(45) Date of publication: **27.05.2008 Bull. 15**

Mail address:
129301, Moskva, ul. Kasatkina, 13, NTTs im. A. Ljul'ki OAO "NPO "Saturn", sektor patentovanija i intellektual'noj sobstvennosti

(72) Inventor(s):
Finkel' Serafim Grigor'evich (RU),
Petrienko Viktor Grigor'evich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie "Saturn" (OAO "NPO "Saturn") (RU)

(54) METHOD OF AIRCRAFT TAKE-OFF

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: in a process of aircraft propulsion along a take-off runway the true speed of an aircraft movement is being constantly measured and correspondingly the consumption of air through air inlet of an engine is being changed by means of adjusting frequency of a low pressure rotor rotation to values when at a given speed a vortex flow between an air inlet and air field surface does not occur. Adjusting of a rotation frequency of the rotor of a low pressure compressor is stopped at a threshold value of a true speed of an aircraft, when a vortex flow is blown off, and an engine is set to maximum modes of operation. In case of engines with a thrust vector control a gas jet of a jet nozzle additionally in the beginning of steering is inclined upward at an angle providing unloading of a front pole of undercarriage while maintaining controllability of an aircraft.

EFFECT: purpose of the invention is to eliminate ingress of particles of airfield trash into an engine air inlet during aircraft takeoff.

2 cl

RU 2325307 C1

RU 2325307 C1

Изобретение относится к области авиации, в частности к способам взлета самолета, обеспечивающим защиту маршевых двигателей самолета от попадания посторонних предметов с рулежной дорожки и взлетно-посадочной полосы через воздухозаборник в процессе его руления и разбега по взлетной полосе.

Одной из основных причин попадания в воздухозаборник посторонних предметов в процессе руления и разбега при взлете самолета является заброс их вихревым шнуром, возникающим между поверхностью аэродрома и воздухозаборником.

Известен способ взлета с «додачей» тяги двигателя, при котором страгивание самолета и начало его разбега производится на постоянных пониженных режимах работы двигателей, что делает маловероятным возникновение интенсивного вихревого шнура, способного подбросить твердые частицы в зону входа воздухозаборника (Материалы 6-го Международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии XXI века: новые рубежи авиационной науки», доклад Зайцева Г.А., Ларионовой Н.С. «Методика расчетно-экспериментального определения кинематических характеристик движения самолета при взлете «с додачей» тяги двигателей и вероятности попадания посторонних предметов в силовую установку, 2001 г.»). Последующее увеличение режима работы двигателя производится после достижения скорости набегающего потока воздуха такой величины, на которой возникновение вихревого шнура при максимальном расходе воздуха невозможно.

На современных самолетах отсутствуют системы, информирующие летчика о величинах массового расхода воздуха ($G_в$) через воздухозаборник, поэтому летчик в процессе разгона не может осуществлять взлет при оптимальных значениях ($G_в$). Разгон осуществляется при постоянных минимальных величинах ($G_в$), что существенно увеличивает длину разбега.

Известен способ взлета самолета с использованием управляемого вектора тяги, заключающийся в том, что перед разбегом, когда самолет находится на тормозах, создают большую тягу, при этом в начале разбега управляемые сопла отклоняют вверх для поднятия носового колеса (Патент Российской Федерации №2128127, МКИ6 B64C 15/02). Этот способ позволяет сократить разбег самолета от 35 до 45%.

Недостаток такого способа взлета состоит в том, что самолет, находящийся на тормозах, при повышенных режимах работы двигателя имеет большой массовый расход воздуха через воздухозаборник, что может вызывать образование вихревого шнура, который интенсивно собирает под воздухозаборником самолета предметы аэродромной засоренности. Кроме того, поднятое носовое колесо на начальном участке разбега ухудшает управляемость самолета при взлете.

Задачей, на решение которой направлено заявленное изобретение, является исключение попадания частиц аэродромной засоренности в воздухозаборник с рулежной дорожки и взлетно-посадочной полосы в процессе руления и разбега самолета.

Технический результат достигается тем, что в способе взлета самолета, заключающемся в рулении самолета к взлетной полосе и увеличении тяги его двигателя в процессе разбега, непрерывно в процессе руления и разбега самолета измеряют его истинную скорость и соответственно ее значению изменяют расход воздуха через воздухозаборник двигателя путем регулирования частоты вращения ротора низкого давления до экспериментально определенного при испытаниях предела допустимых значений, при которых на данной скорости не происходит образование вихревого шнура между воздухозаборником и поверхностью аэродрома, причем регулирование частоты вращения ротора низкого давления в зависимости от значений истиной скорости продолжают до выхода двигателя на максимальные режимы его работы.

Кроме того, для самолетов с двигателями с изменяемым по направлению вектором тяги в начале руления отклоняют газовую струю, исходящую из реактивного сопла двигателя, вверх на угол, не превышающий предварительно определенный при испытаниях предельно допустимый угол, обеспечивающий максимально возможную разгрузку передней стойки шасси с сохранением управляемости самолета.

Регулирование частоты вращения ротора низкого давления двигателя в зависимости от значений истиной скорости самолета, непрерывно измеряемой в процессе его руления и разбега, позволяет поддерживать такой расход воздуха через воздухозаборник двигателя, который не приводит к вихреобразованию, и, следовательно, забросу частиц аэродромной засоренности на вход двигателя.

Направление газовой струи, исходящей из реактивного сопла двигателя (для самолетов, имеющих двигатели с изменяемым по направлению вектором тяги) вверх на угол, не превышающий предварительно определенный при испытаниях предельно допустимый угол, обеспечивающий максимально возможную разгрузку передней стойки шасси с сохранением управляемости самолета, позволяет при сохранении устойчивого передвижения самолета по аэродрому увеличить расстояние между воздухозаборником и поверхностью аэродрома, что обеспечивает уменьшение скорости сдува вихря самолета.

Оценить степень защищенности двигателя от попадания частиц аэродромной засоренности можно, сравнивая в процессе разгона параметр защищенности двигателя $K_{вх}(t_р)$ с его граничным значением, меньше которого вихревые шнуры практически отсутствуют или не обладают достаточной интенсивностью

$$K_{вх}(t_р) \leq K_{вх\,гр}, \quad (1)$$

$$K_{вх}(t_р) = G_в(t_р) * A_{вх} / 20{,}1 * H^2, \quad (2)$$

где $G_в$ - массовый расход воздуха через воздухозаборник в процессе рулежки и разгона самолета, кг/с;

$G_в/20{,}1$ - объемный расход воздуха в процессе взлета самолета, $м^3/с$;

$t_р$ - время движения по рулежной дорожке и разгона самолета на взлетно-посадочной полосе при взлете самолета, сек;

H - высота расположения центральной точки входного сечения воздухозаборника над поверхностью аэродрома, м;

$A_{вх}$ - поправочный коэффициент, учитывающий влияние компоновки воздухозаборника на самолете.

В результате специальных исследований установлено, что при значении параметра защищенности двигателей от вихревых шнуров $K_{вх\,гр} \leq 1$ м/с вихревые шнуры практически отсутствуют в широком диапазоне по скорости и направлению ветра. Чем выше значение параметра защищенности $K_{вх}(t_р)$ от его граничного значения, тем интенсивнее вихревой шнур и тем выше вероятность повреждения двигателя посторонними предметами, поднятыми с поверхности аэродрома.

Скорость набегающего потока воздуха в процессе движения самолета, при которой происходит гарантированный отрыв вихревого шнура от поверхности аэродрома, называется скоростью сдува вихря и определяется по следующей эмпирической формуле, м/с:

$$V_{сд}(t_р) = 2{,}3 * (G_в(t_р) * A_{вх} / 20{,}1 * H^2) \quad (3)$$

Величина $V_{сд}(t_р)$ зависит от компоновки воздухозаборника, а также от значения $G_в(t_р)$. При превышении истиной скорости движения самолета $V_{ист}(t_р)$ значения скорости сдува вихря $V_{ист}(t_р) > V_{сд}(t_р)$, замыкание вихревых шнуров на поверхность аэродрома не происходит.

Минимизировать вероятность попадания частиц аэродромной засоренности в воздухозаборник в процессе руления и разбега самолета можно путем регулирования $G_в(t_{рл})$ в зависимости от значения истинной скорости, возможность высокоточного измерения которой появилась в настоящее время. В качестве управляемого параметра, характеризующего режим работы двигателя, используется приведенная частота вращения ротора низкого давления с учетом температуры наружного воздуха, давления окружающего воздуха и взлетного веса самолета.

Предлагаемый способ взлета самолета осуществляется следующим образом.

До эксплуатации самолета рассчитываются и уточняются экспериментальным путем для каждого значения истинной скорости движения самолета пределы значений расхода

воздуха $G_в=f(V_{ист})$, при которых на данной скорости не происходит образование вихревого шнура между воздухозаборником и поверхностью аэродрома. Все данные закладываются в бортовую автоматику. Во время руления и разбега самолета непрерывно измеряют истинную скорость самолета и соответственно каждому измеренному значению в автоматическом режиме регулируют частоту вращения ротора низкого давления, при котором тяга и соответствующий ей массовый расход воздуха определяют величину $К_{вх}$ и выполнение равенства (1). Бортовая автоматика современного двигателя имеет возможность точного управления процессом изменения расхода топлива основного контура двигателя (путем изменения частоты вращения ротора низкого давления) в зависимости от значения истинной скорости движения самолета.

Таким образом, движение в процессе руления и разбега самолета осуществляется на режимах работы двигателей с оптимальным расходом воздуха через воздухозаборник, при которых возникновение интенсивного вихревого шнура маловероятно.

На самолетах, имеющих двигатели с управляемым вектором тяги (менять направление вектора тяги можно, например, поворотом реактивного сопла двигателя), возможно обеспечение более эффективной защиты двигателей от попадания частиц аэродромной засоренности и сократить длину взлета.

С этой целью в начале руления поворотом реактивного сопла отклоняют исходящую из него газовую струю вверх на такой угол, чтобы обеспечить управляемость самолета и максимальную разгрузку стойки передней опоры шасси, т.е. колесо передней стойки не должно отрываться от взлетной полосы. В результате увеличивают расстояние между воздухозаборником и поверхностью аэродрома - Н, которое приведет к снижению $К_{вх}(t_р)$ и тем самым дополнительно снизит вероятность возникновения вихревого шнура. Кроме того, отклонение газовой струи вверх в процессе руления существенно снизит воздействие на поверхность дорожки и на другие рядом стоящие или взлетающие самолеты.

С выходом на взлетно-посадочную полосу движение самолета начинают без торможения с отклоненной в начале руления вверх газовой струей, исходящей из реактивного сопла, и также осуществляют регулирование частоты вращения ротора низкого давления в зависимости от значения истиной скорости полета самолета до того момента, когда истинная скорость достигнет скорости сдува вихря, после чего двигатель автоматически выходит на максимальные режимы работы, а угол отклонения газовой струи уменьшается до значения, исключающего достижения самолетом критического угла атаки. Возврат газовой струи в исходное положение осуществляют при достижении заданной скорости полета и устойчивого набора высоты.

Изобретение позволяет минимизировать попадание аэродромной засоренности в воздухозаборник двигателя в процессе взлета самолета.

Формула изобретения

1. Способ взлета самолета, заключающийся в рулении самолета к взлетной полосе и увеличении тяги его двигателя в процессе разбега, отличающийся тем, что непрерывно в процессе руления и разбега самолета измеряют его истинную скорость и соответственно ее значению изменяют расход воздуха через воздухозаборник двигателя путем регулирования частоты вращения ротора низкого давления до экспериментально определенного при испытаниях предела допустимых значений, при которых на данной скорости не происходит образование вихревого шнура между воздухозаборником и поверхностью аэродрома, причем регулирование частоты вращения ротора низкого давления в зависимости от значений истинной скорости продолжают до выхода двигателя на максимальные режимы его работы.

2. Способ взлета самолета по п.1, отличающийся тем, что для самолетов, имеющих двигатели с изменяемым по направлению вектором тяги, в начале руления отклоняют газовую струю, исходящую из реактивного сопла двигателя, вверх на угол, не превышающий предварительно определенный при испытаниях предельно допустимый

угол, обеспечивающий максимально возможную разгрузку передней стойки шасси с сохранением управляемости самолета.