

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 629.7.036.034
DOI: 10.34759/vst-2022-1-7-18

СХЕМА ШАССИ САМОЛЕТА И ЗАЩИЩЕННОСТЬ ДВИГАТЕЛЕЙ

Алексей Алексеевич Комов

Московский государственный технический университет гражданской авиации (МГТУ ГА),
Москва, Россия
komesk73@yandex.ru

Аннотация. Проблема защиты авиационных газотурбинных двигателей от повреждений твердыми посторонними предметами (ПП), забрасываемыми при перемещениях самолета по поверхности аэродрома, известна давно. В статье рассматривается одна из причин заброса ПП в двигатели – заброс колесами шасси самолета на режимах взлета и пробега. Показана зависимость между защищенностью двигателей от повреждения посторонними предметами, выброшенными колесами шасси с поверхности аэродрома, компоновкой силовой установки и выбором параметров схемы шасси воздушного судна.

Ключевые слова: защищенность двигателей, зона выброса, компоновка силовой установки, схема шасси воздушного судна

Для цитирования: Комов А.А. Схема шасси самолета и защищенность двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 7-18. DOI: 10.34759/vst-2022-1-7-18

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

AIRCRAFT LANDING GEAR SCHEME AND ENGINE PROTECTION

Aleksei A. Komov

Moscow State Technical University of Civil Defense,
Moscow, Russia
komesk73@yandex.ru

© Комов А.А., 2022

Abstract

The problem of aviation gas turbine engines protection from foreign objects damage (FOD) casted into them when the aircraft taxiing on the airfield surface is well known. The article regards one of the reasons of foreign objects casting into the engines, namely foreign objects casting by the aircraft landing gear wheels on takeoff and landing modes. To avoid engines damage by foreign objects during operation, it is relevant to assess the engines protection already at the stage of preliminary aircraft design. The conducted airfield testing studies revealed a relationship between the of engines protection from the damage by foreign objects casted by the landing gear wheels from the surface of the airfield and the power plant layout. Thus, the of the power plant layout on the aircraft allows assessing the engines protection at the design stage. If the assessment reveals that the engines protection is not ensured, then it is necessary to develop structural measures aimed at achieving the necessary protection level. Protective devices installed on the front landing gear wheels to protect the engines from the FOD casted by landing gear wheels have become widespread. However, it is necessary to assess the possibility of ensuring the protection of engines by changing the power plant layout, before employing such protective devices. There is a throw-out zone of foreign objects behind the landing gear wheels when the aircraft is taxiing around the airfield. If the inlet edges of the engine air intake unit are in the throw-out zone, the foreign objects may be casted into the engine.

The distance between the front landing gear wheels and the inlet edges of air intake unit has a great effect on the probability of foreign objects thrown-out by the landing wheels, into the engine. The probability of casting the foreign objects decreases while the inlet edges of the air intake unit approaching the front landing gear wheels. At a certain distance between the front landing gear wheels and the inlet edges of the air intake unit, the probability of foreign objects being thrown-out becomes zero. Such power plant layout should be considered as the most appropriate for the engines protection ensuring. However the problem of engines protection ensuring by the front landing gear wheels approach to the inlet edges of the air intakes is closely connected with the landing gear scheme, namely with the location limits of the landing gear struts relatively to the aircraft center of mass. The power plant layout changing by shifting the front landing gear at the required distance to the inlet edges of the air intake unit may lead to an unacceptable change in the aircraft landing gear scheme and going outside the accepted restrictions. If the aircraft power plant layout changing is impossible, the only way out remained is employing protection devices installed on the front landing gear struts.

Keywords: engine protection, ejection zone, power plant layout, aircraft landing gear scheme

For citation: Komov A.A. Aircraft landing gear scheme and engine protection. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 7-18. DOI: 10.34759/vst-2022-1-7-18

Введение

Повреждение авиадвигателей, вызванное забросом посторонних предметов (ПП) с поверхности аэродрома на режимах разбега и пробега воздушного судна (ВС), не только влияет на эффективность использования ВС, но и отрицательно сказывается на его конкурентоспособности и безопасности полетов [1]. Попадание в двигатель твердых посторонних предметов либо приводит мгновенно к отказу двигателя, либо является фактором, способствующим ускоренному переходу двигателя из работоспособного состояния в неработоспособное, т. е. его отказу [2–5]. Действие этого фактора способствует механическим

разрушениям элементов конструкции: хрупкому разрушению; усталости; коррозии; разрушению при ударе [6].

На рис. 1 показана поломка лопаток компрессора высокого давления двигателя Д-30КУ после получения повреждения в виде забоин на передней кромке. Повреждения, превышающие допустимые нормы, могут устраняться по специально разработанной технологии. Лопатки, на которых повреждения не превышают допустимых норм, допускаются к дальнейшей эксплуатации.

Однако повреждения лопаток компрессора, не превышающие допустимых норм, могут выз-

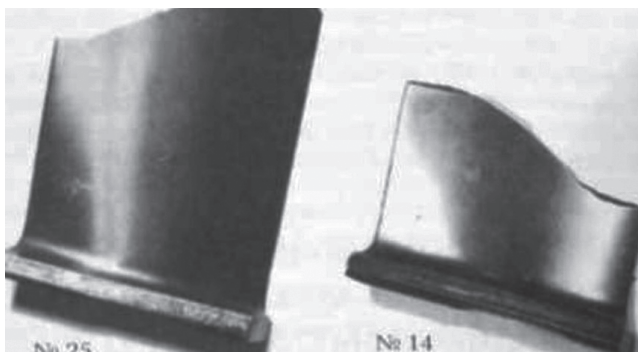


Рис. 1. Поломка лопаток 1-й ступени компрессора высокого давления двигателя Д-30КУ [6]

вать микротрещины, которые приводят к усталостной поломке рабочей лопатки [6]. В настоящее время добиться полного устранения посторонних предметов с поверхности аэродромных покрытий не представляется возможным. Исследования, проведенные на ряде аэродромов гражданской и военной авиации, подтвердили это [7, 8].

Заброс в двигатель посторонних предметов может происходить по разным причинам:

- заброс колесами шасси;
- заброс вихревым течением;
- заброс реверсивными струями на пробеге ВС.

Будем рассматривать одну причину, а именно заброс ПП колесами шасси. Предотвращение попадания посторонних предметов в воздухозаборники двигателей предполагает исключение самой причины попадания, т.е. исключение вероятности заброса посторонних предметов в воздухозаборники колесами шасси. Возможны два подхода к решению этой проблемы. Первый подход предполагает создание такой компоновки силовой установки на самолете, которая позволит обеспечить защищенность двигателей при наличии на поверхности ВПП твердых посторонних предметов в любых количествах. Второй подход предполагает конструктивные мероприятия, такие, как установка защитных щитков на колесах шасси, предназначенных для предотвращения заброса посторонних предметов в воздухозаборники от колес.

Процесс заброса ПП колесами шасси изучен достаточно подробно, что позволяет рассчитывать уровень защищенности двигателей, исходя из компоновки силовых установок (СУ) на воздушном судне, которая непосредственно влияет на защищенность [9]. Поскольку защищенность двигателей зависит от компоновки СУ на ВС, то мероприятия по обеспечению защищенности

двигателей возможно и целесообразно проводить на этапе эскизного проектирования воздушного судна. Эти мероприятия на этапе эскизного проектирования воздушного судна можно разделить на три этапа.

Этап I. Оценка уровня защищенности двигателей в конкретной компоновке воздушного судна

Под компоновкой СУ на ВС в данном случае будем понимать расстояние между входными кромками воздухозаборников двигателей и колесами передней опоры шасси (ПОШ) [10]. Наглядным примером влияния схемы шасси ВС на защищенность его двигателей может служить семейство самолетов МС-21, а именно ВС МС-21-200, ВС МС-21-300 и ВС МС-21-400, которые отличаются друг от друга длиной фюзеляжа для возможности размещения различного количества пассажиров (рис. 2).

ВС МС-21-300 отличается от ВС МС-21-200, прежде всего, удлинением фюзеляжа за счет двух вставок перед центропланом и позади центроплана (рис. 3). Таким образом, расстояние между колесами ПОШ и входными кромками воздухозаборников на ВС МС-21-300, по сравнению с ВС МС-21-200, было увеличено на 2,79 м [11].

Известно, что при перемещении ВС по поверхности аэродрома за колесами шасси образуется зона выброса твердых посторонних предметов (рис. 4) [1].

Если воздухозаборники двигателей попадают в зону выброса, посторонние предметы могут быть заброшены на вход в двигатели. Качественно оценить защищенность двигателей от посторонних предметов, забрасываемых колесами шасси, возможно, если нанести проекции вход-



Рис. 2. Семейство самолетов МС-21

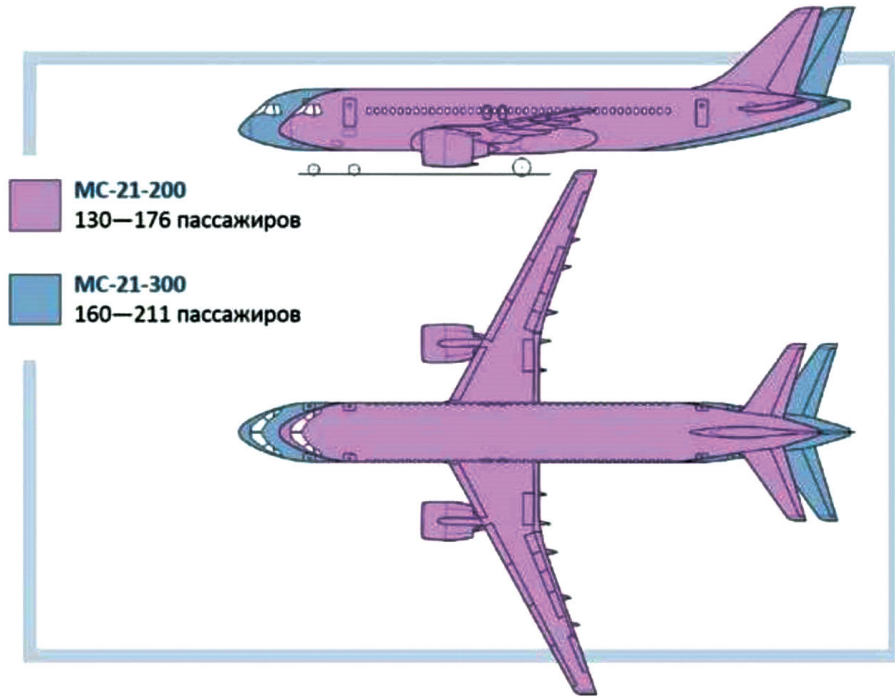


Рис. 3. Компонвка СУ самолетов MC-21-200 и MC-21-300

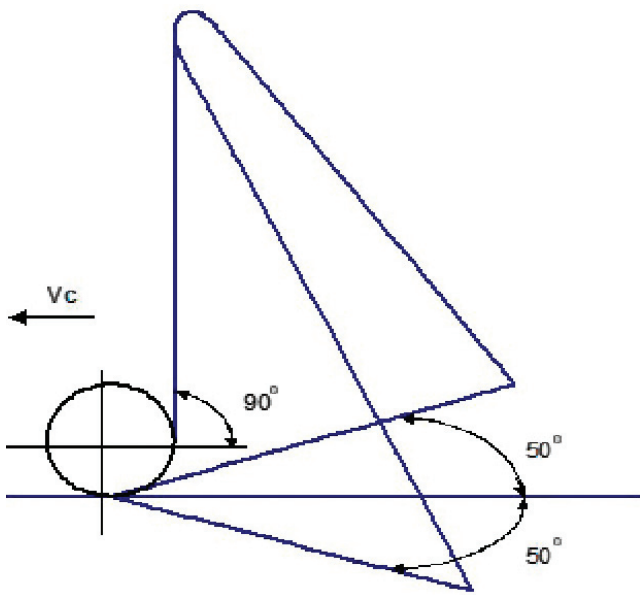


Рис. 4. Зона выброса твердых посторонних предметов колесом шасси

ных кромок воздухозаборников двигателей на зону выброса [1]. На рис. 5 представлены совмещенные зона выброса твердых посторонних предметов колесом шасси и проекции воздухозаборников двигателей семейства самолетов MC-21. Видно влияние компоновочной схемы размещения двигателей на самолете на их защищенность. Если проекция входных кромок воздухозабр-

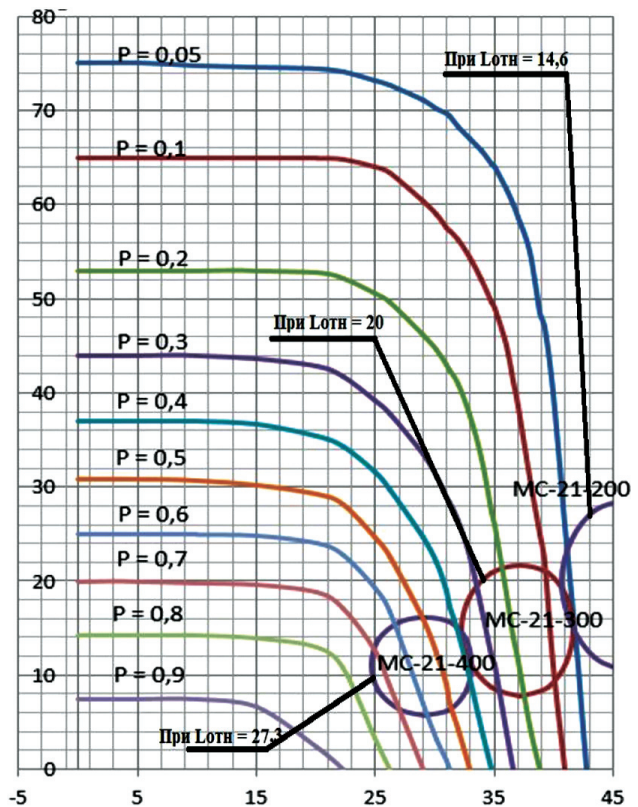


Рис. 5. Проекция воздухозаборников ВС MC-21

ка самолета находится вне зоны выброса посторонних предметов, защищенность двигателей обеспечивается полностью.

И наоборот, при приближении воздухозаборника к началу координат плотность выброса посторонних предметом колесами шасси становится выше и, следовательно, возрастает возможность заброса посторонних предметов в воздухозаборник.

Из рис. 5 следует, что защищенность воздухозаборников двигателей самолета МС-21-200 выше, чем защищенность воздухозаборников двигателей самолета МС-21-300, так как в зоне выброса проецируется только часть входного устройства двигателей в компоновке ВС МС-21-200, тогда как входное устройство двигателей в компоновке ВС МС-21-300 проецируется полностью. Для самолета МС-21-400 качественно оценить защищенность двигателей по сравнению с защищенностью двигателей самолета МС-21-300 достаточно затруднительно, так как, хотя площадь проекции воздухозаборника меньше, но, как видно из рис. 5, плотность выброса частиц выше в несколько раз.

Количественно оценить защищенность двигателей самолетов различных компоновочных схем можно с помощью коэффициента заброса K_k , который учитывает указанные факторы:

$$K_k = P_{cp} \frac{F_i}{F},$$

где P_{cp} — средняя плотность пролета посторонних предметов по всему сечению воздухозаборника;

F_i — площадь проекции входных кромок воздухозаборника в опасной зоне выброса посторонних предметов колесами шасси;

F — площадь всей зоны выброса.

Чем больше значение коэффициента заброса, тем выше вероятность заброса посторонних предметов в двигатели самолетов [12].

Сравнительную оценку расстояния входных кромок воздухозаборника от оси колеса ПОШ различных ВС удобнее проводить по относительному расстоянию входных кромок воздухозаборника от оси колеса ПОШ, выраженному в радиусах колеса ПОШ:

$$L_{отн} = L/r_k,$$

где L — расстояние входных кромок воздухозаборника от оси колеса ПОШ;

r_k — радиус колеса ПОШ.

Так, относительное расстояние входных кромок воздухозаборника от оси колеса ПОШ для ВС МС-21 составляет:

МС-21-200 — 14,6 радиусов колеса;

МС-21-300 — 20 радиусов колеса;

МС-21-400 — 27 радиусов колеса.

На рис. 6 представлена зависимость изменения коэффициента заброса от относительного расстояния входных кромок воздухозаборника от оси колеса ПОШ $L_{отн}$, из которой видно, что существует наиболее неблагоприятная область расположения воздухозаборников двигателя относительно колеса ПОШ, где наблюдается самое высокое значение коэффициента заброса K_k , т. е. самая высокая вероятность повреждения двигателя твердыми посторонними предметами, забрасываемыми колесами ПОШ [1].

Из рис. 6 видно также, что обеспечить полную защищенность двигателей при увеличении расстояния между колесом ПОШ и входными кромками воздухозаборника двигателя не удается даже при значительном удалении от колеса, вплоть до $L_{отн} = 90...100$ радиусов колеса ПОШ. И наоборот, именно приближение входных кромок воздухозаборников к колесу ПОШ может обеспечить полную защищенность двигателей.

Из рис. 6 видно, что наиболее неудачная компоновка СУ у самолета МС-20-400, у которого значение коэффициента заброса K_k самое высокое. Самое низкое значение коэффициента заброса имеет самолет МС-21-200, у которого, по сравнению с другими самолетами МС-21, входные кромки воздухозаборника располагаются ближе всего к колесу ПОШ.

По значению коэффициента заброса можно определить прогнозируемую наработку двигателя

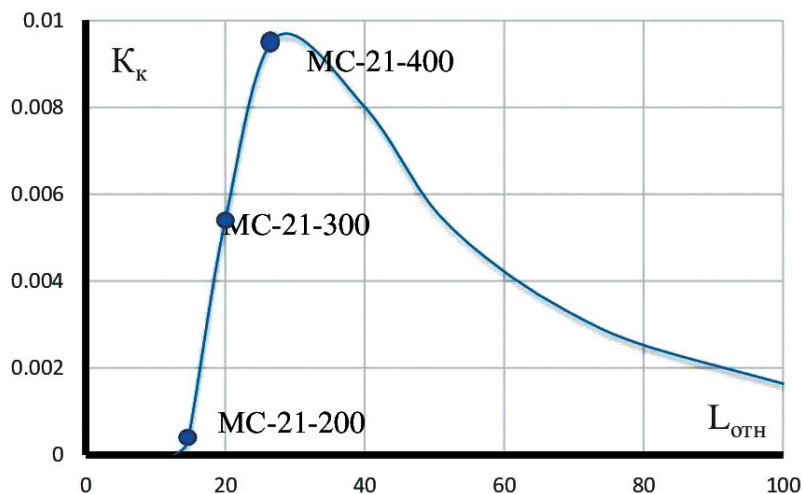


Рис. 6. Зависимость коэффициента заброса K_k от компоновки СУ

на один досрочный сьем из-за повреждения посторонними предметами, забрасываемыми колесами шасси для самолетов различных компоновочных схем:

$$T_i = \frac{K_k}{K_{ki}} T,$$

где K_{ki} — коэффициент заброса для рассматриваемого самолета;

K_k — известный коэффициент заброса для эталонного самолета;

T — средняя наработка на эталонном самолете.

При известных параметрах эталонного самолета выражение для определения прогнозируемой наработки двигателя примет следующий вид:

$$T_i = 10 \frac{T_{\Sigma i}}{K_{ki}},$$

где $T_{\Sigma i}$ — полетный цикл самолета рассматриваемой компоновки.

Количество двигателей, снятых досрочно по причине повреждения посторонними предметами, заброшенными колесами шасси, можно определить, в первом приближении, следующим образом:

$$N_{\text{дсд}} = \frac{T_{\Sigma}}{T_i},$$

где $N_{\text{дсд}}$ — количество досрочно снятых двигателей;

T_{Σ} — ежегодная суммарная наработка парка двигателей [1].

Если принять для расчета, что парк самолетов МС-21 будет составлять 100 единиц, полетный цикл самолета $T_{\Sigma} = 1,5$ ч, а суточный налет 10 ч, то уровень $N_{\text{дсд}}$ для семейства самолетов МС-21 будет выглядеть так, как показано на рис. 7.

На рис. 7 количество двигателей, которые могут быть повреждены, обозначено как $N_{\text{дсд}}$, количество посадок самолета, приходящееся на один ДСД, $N_{\text{пос}}$. Из рис. 7 видно, что компоновка самолета МС-21-200 обеспечивает достаточно хорошую защищенность двигателей. При численности парка самолетов в 100 единиц и суточном налете каждого самолета 10 ч, количество поврежденных двигателей за год составит 10 (5% от парка двигателей, находящихся на крыле). Количество поврежденных за год двигателей в компоновке самолета МС-21-300, при таком же парке эксплуатируемых самолетов и суточном налете, составляет уже 130 [10]. Такое количество поврежденных двигателей означает, что при парке самолетов МС-21-300 в 100 единиц и, следовательно, парке двигателей, находящихся на крыле, равном 200 единицам, 65% двигателей в течение года будут повреждены посторонними предметами, заброшенными колесами передней опоры шасси. Для самолета МС-21-400 количество поврежденных двигателей за год составит 234, что означает, что в течение года эксплуатации будут повреждены все двигатели, находящиеся на крыле (115%).

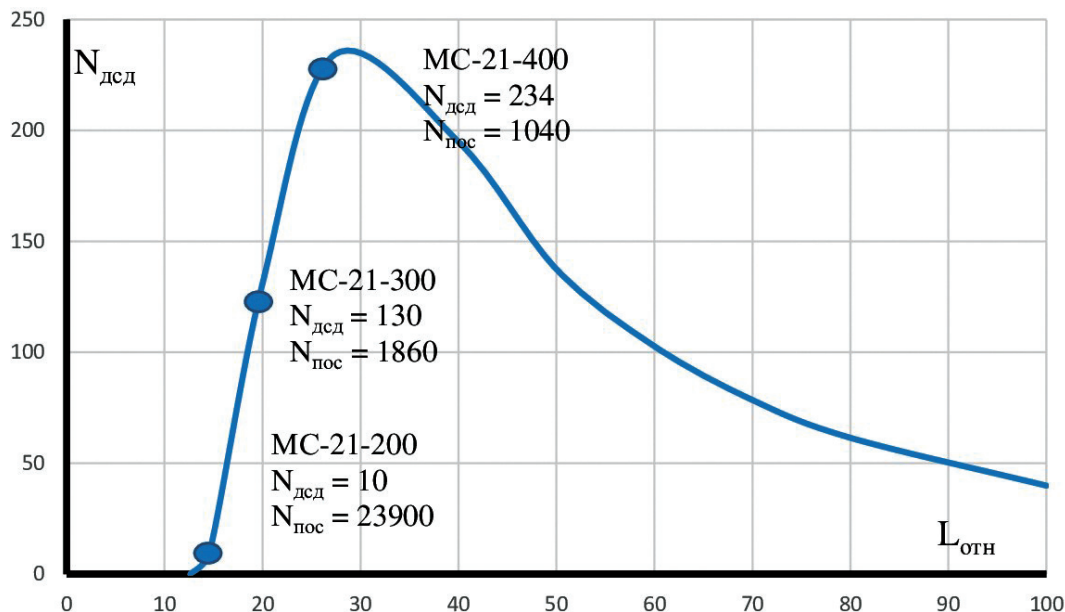


Рис. 7. Зависимость уровня ДСД от компоновки СУ для ВС МС-21

По количеству посадок, приходящихся на один ДСД, можно сравнить повреждаемость двигателей самолетов МС-21 по сравнению с самолетами отечественного производства других компоновочных схем, таких, как Ту-134, Ту-154, Як-42, Ил-86. Если для парка самолетов отечественного производства этот показатель в свое время был равен 10000...15000 посадкам [13, 14], то для самолетов МС-21 количество посадок на один ДСД будет равно:

- МС-21-200 $N_{\text{пос}} = 23900$ посадок;
- МС-21-300 $N_{\text{пос}} = 1860$ посадок;
- МС-21-400 $N_{\text{пос}} = 1040$ посадок.

Следовательно, защищенность двигателей в компоновке самолетов МС-21-300 и МС-21-400 будет в 5—10 раз хуже по сравнению с защищенностью двигателей в компоновке самолетов отечественного производства, а защищенность двигателей в компоновке самолета МС-21-200, наоборот, будет превышать этот уровень.

Этап II. Оценка возможности обеспечения защищенности двигателей при изменении компоновки СУ

Приближение колес ПОШ к входным кромкам воздухозаборников двигателей снижает вероятность заброса ПП в двигатели колесами шасси. Однако проблема обеспечения защищен-

ности двигателей за счет приближения колес ПОШ к входным кромкам воздухозаборников тесно переплетается с вопросами схемы шасси ВС, а именно с расположением опор шасси относительно центра масс (ЦМ) воздушного судна. Геометрические параметры шасси выбираются из условия обеспечения необходимого положения ВС в процессе совершения посадки, минимальных дистанций разбега и пробега, устойчивости движения на ВПП и маневрирования [15—17].

База шасси b (расстояние между колесом ПОШ и колесами основных опор шасси) выбирается из условия обеспечения хороших эксплуатационных качеств ВС при маневрировании по аэродрому. База шасси не может быть чрезмерно большой для возможности маневрирования ВС по аэродрому. С другой стороны, база шасси не должна быть маленькой, так как могут появляться колебания ВС в вертикальной плоскости, вызывая неприятные ощущения у пассажиров и экипажа. Поэтому база шасси обязательно должна быть согласована с длиной фюзеляжа ВС L_{ϕ} и равняться $b = (0,3...0,4)$ длины фюзеляжа. Минимальное значение базы, исходя из этого, равно $b_{\text{min}} = 0,3L_{\phi}$ (рис. 8). Расстояние между колесами основных опор шасси и центром масс ВС обозначим как задний вынос основных

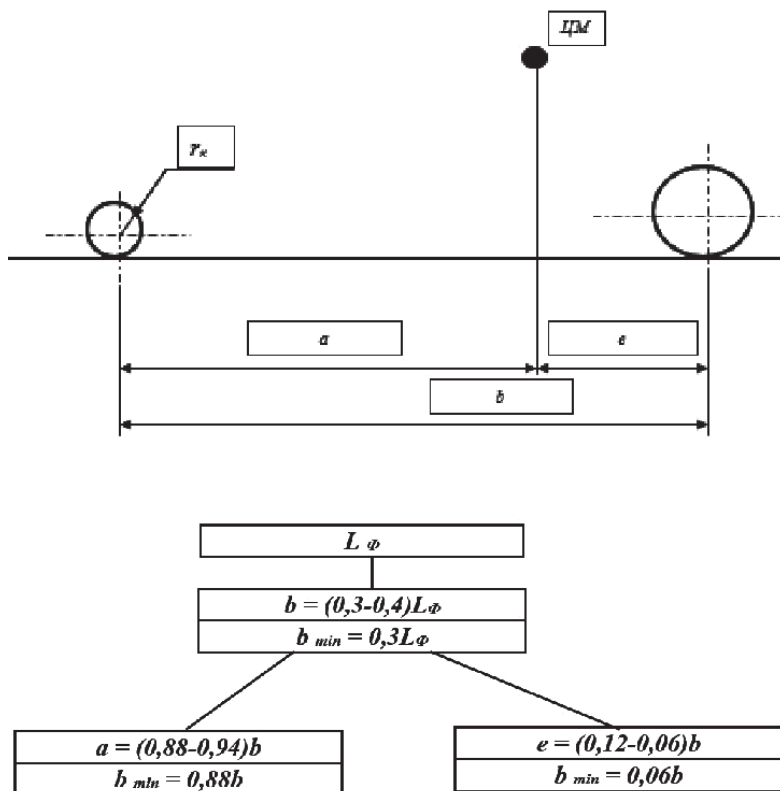


Рис. 8. Схема шасси самолета

колес шасси *e*. Если расстояние между колесами основных опор шасси и центром масс ВС *e* будет слишком велико, то будет затруднен отрыв носового колеса при взлете, что приведет к увеличению длины разбега. При небольшой величине *e* возможно переваливание самолета на хвост, в особенности на посадке, что совершенно недопустимо [15–17].

Вынос переднего колеса *a* относительно центра масс ВС выбирается таким образом, чтобы нагрузка на ПОШ при стоянке составляла 6–12% от веса самолета. При приближении колеса ПОШ к центру масс нагрузка на переднюю опору шасси будет увеличиваться, что нежелательно.

Поэтому такие параметры, как значения выноса колес ПОШ *a* и базы шасси *b*, обязательно должны быть согласованы не только с принятыми ограничениями схемы шасси ВС, но и с условиями обеспечения защищенности двигателей [18].

Ранее было показано, что уменьшение расстояния между воздухозаборником и колесом ПОШ снижает вероятность заброса ПП в двигателя, и из рис.6 следует, что для полной защищенности двигателей на самолете МС-21-200 необходимо сдвинуть переднюю опору шасси назад, к воздухозаборнику двигателя, на расстояние, равное 0,68 радиуса колеса, или на $\Delta L = 0,26$ метра (рис. 9).

Для самолета МС-21-300 необходимое расстояние сдвига передней опоры составляет

$\Delta L = 2,36$ м, для самолета МС-21-400 расстояние равно уже $\Delta L = 5,1$ м. Расстояние между колесом ПОШ и воздухозаборником двигателя, при котором обеспечивается защищенность двигателей, для всего семейства самолетов МС-21 составляет одно и то же значение:

$$L_{\text{отн min}} = 13,94 \text{ радиуса колеса ПОШ или } L = 5,3 \text{ м.}$$

Сдвиг передних опор шасси на указанное расстояние обеспечивает защищенность двигателей, но осуществимость такого сдвига опор необходимо согласовать со схемой шасси самолета. Сдвиг передних опор шасси к воздухозаборнику *L* приводит к уменьшению базы шасси *b* и переднего выноса колеса *a* (рис. 10), что может также привести к недопустимому изменению схемы шасси самолета и выходу за принятые ограничения.

Результаты расчетов переднего выноса колеса ПОШ a_{min} и базы *b* для $L_{\text{отн min}}$ — расстояния между колесом ПОШ и воздухозаборником двигателя, при котором обеспечивается защищенность двигателей показаны в таблице. Передняя опора шасси при этом должна переместиться на расстояние $\Delta L_{\text{отн}}$.

Из таблицы следует, что для самолета МС-21-200 перемещение стойки ПОШ на 0,26 м, или на $\Delta L_{\text{отн}} = 0,68$ радиуса колеса, приводит к снижению базы до значения $b = 11,69$ м, или $b = 0,32L_{\phi}$,

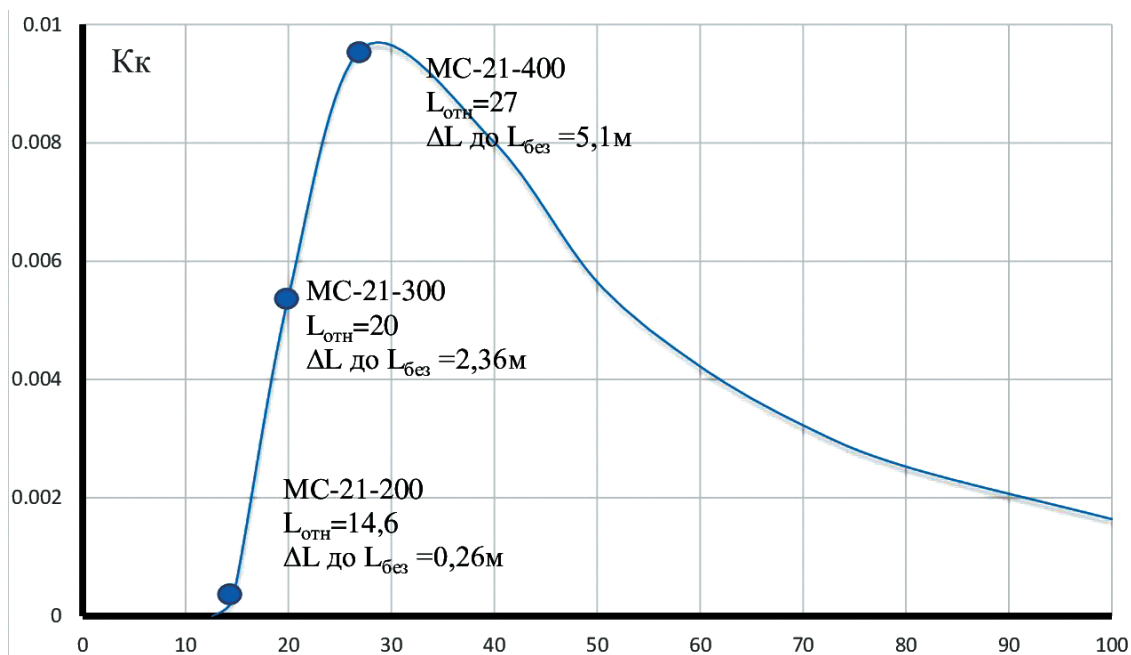


Рис. 9. Необходимый сдвиг опор ПОШ для защищенности двигателей

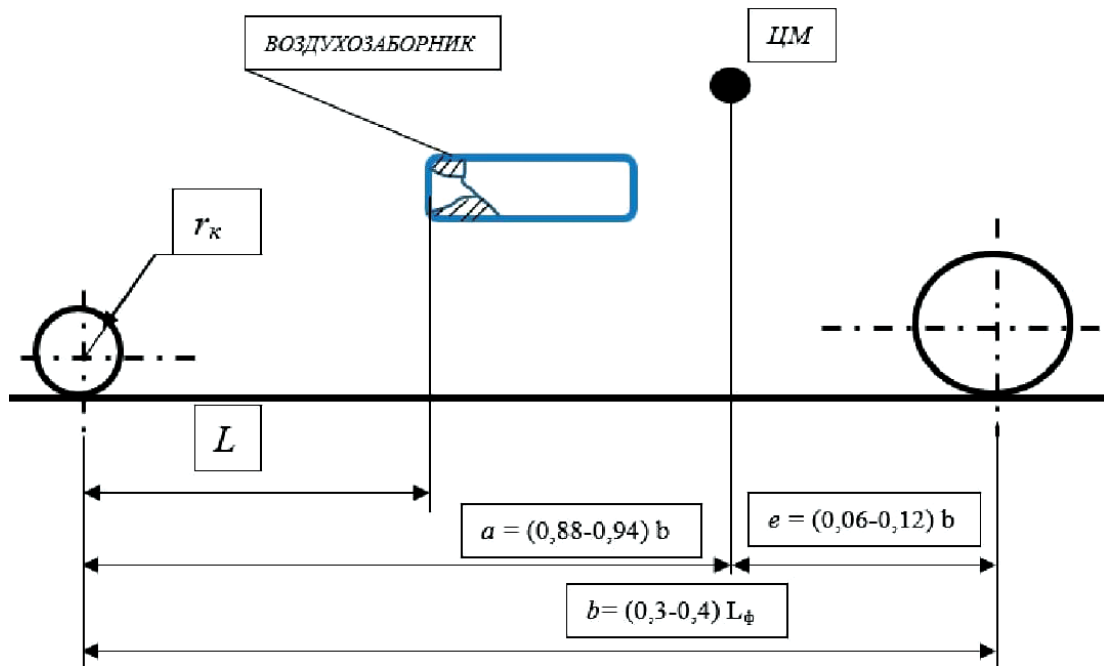


Рис. 10. Компоновка СУ ВС и схема шасси

Самолет	МС-21-200	МС-21-300	МС-21-400
Радиус колеса ПОШ r_k , м	0,381		
L_ϕ , м	36,66	42,25	47,7
База $b = (0,3...0,4)L_\phi$	11,95-14,7	12,7-16,9	14,3-19,1
База $b_{факт}$, м / L_ϕ	11,95/0,33 L_ϕ	15,37/0,36 L_ϕ	17,8/0,37 L_ϕ
$a = (0,88...0,94)b/a_{cp}$, м	(10,52–11,23)/10,87	(13,53-14,45)/13,99	(15,67-16,73)/16,2
$a_{min} = (0,88) b / a_{min}$, м	0,88 $b / 10,52$	0,88 $b / 13,53$	0,88 $b / 15,67$
$L_{факт\ отн} / L_{факт}$, м	14,6/5,56	20/7,62	27,3/10,4
$L_{отн\ min} / L$, м	13,94/5,3		
Сдвиг ПОШ ($\Delta L_{отн}$ / м)	0,68/0,26	6,06/2,3	13,36/5,1
База b при L_{min} , м / L_ϕ	$b = 11,69/0,32 L_\phi$ $> 0,3 L_\phi$	$b = 13,07/0,3 L_\phi$ $= 0,3 L_\phi$	$12,7 / 0,26 L_\phi$ $< 0,3 L_\phi$
a_{min} при L_{min} , м / b	$10,61/0,9b$ $> 0,88b$	$11,7м / 0,76b$ $< 0,88b$	$11,1 / 0,62b$ $< 0,88b$
Возможность защиты АД изменением компоновки СУ	+	-	-
Необходимость ЗУ	-	+	+

что выше минимального допустимого ($0,3L_\phi$). Значение переднего выноса колеса a_{min} также превышает минимальное допустимое значение $a_{min} = 0,9b > 0,88b$. Таким образом, для самолета МС-21-200 защищенность двигателей от по-

вреждений посторонними предметами, выбрасываемыми колесами передней стойки шасси, можно обеспечить при изменении компоновки СУ, в таком случае необходимость применения защитных устройств (ЗУ) отсутствует.

Для самолета МС-21-300 значение базы, при обеспечении защищенности двигателей, будет равно $b = 0,3L_{\phi}$, что является граничным значением, а вот передний вынос колеса будет меньше допустимого значения: $a_{\min} = 0,76b < 0,88b$. Таким образом, для самолета МС-21-300 защищенность двигателей от повреждений посторонними предметами, выбрасываемыми колесами передней стойки шасси, обеспечить при изменении компоновки СУ не представляется возможным из-за одного параметра — значения переднего выноса колеса, который выходит за нижние границы ограничения, что заставляет применить защитные устройства, устанавливаемые на колеса ПОШ.

Для самолета МС-21-400 значение базы будет равно $b = 0,26L_{\phi}$, что меньше граничного значения, передний вынос колеса также будет меньше допустимого значения: $a_{\min} = 0,62b < 0,88b$. Таким образом, для самолета МС-21-400 обеспечить защищенность двигателей от повреждений посторонними предметами, выбрасываемыми колесами передней стойки шасси, при изменении компоновки СУ не представляется возможным по двум параметрам — из-за значения переднего выноса колеса a_{\min} и базы b , которые оба выходят за нижние пределы ограничения. Невозможность обеспечения защищенности двигателей изменением компоновки СУ заставляет применить защитные устройства, устанавливаемые на колеса ПОШ.

Разработка таких защитных устройств требует больших временных и материальных затрат, что, однако, не всегда приводит к положительным результатам [19, 20].

Выводы

1. Уровень защищенности двигателей от повреждений посторонними предметами, выбрасываемыми колесами шасси, зависит от компоновки силовой установки воздушного судна, которая закладывается на этапе эскизного проектирования. Поэтому мероприятия по обеспечению защищенности двигателей наиболее целесообразно проводить также на этапе эскизного проектирования ВС.

2. Работы по обеспечению защищенности двигателей можно разделить на несколько этапов:

— оценка уровня защищенности двигателей по компоновке СУ ВС, с определением значения коэффициента заброса K_K и количеством посадок ВС, приходящихся на один ДСД $N_{\text{пос}}$. По

этим показателям можно сравнивать уровень защищенности рассматриваемого ВС с уровнем защищенности двигателей ВС других компоновочных схем;

— оценка возможности обеспечения защищенности двигателей при изменении компоновки СУ, т. е. обеспечение защищенности двигателей при перемещении стойки ПОШ на необходимое расстояние к воздухозаборнику двигателя, не выходя за ограничения схемы шасси ВС. Такую оценку возможно производить по двум параметрам: выносу переднего колеса a и базе шасси b ;

— обоснование применения защитных устройств, устанавливаемых на колесах шасси, для обеспечения защищенности двигателей. Если значения параметров: вынос переднего колеса a и база шасси b — выходят за рамки ограничений схемы шасси, то необходимо применение защитных устройств.

3. Компоновка СУ самолета МС-21-200 обеспечивает наилучшую защищенность двигателей среди семейства самолетов МС-21. В процессе годовой эксплуатации самолета МС-21-200 могут быть повреждены посторонними предметами, забрасываемыми колесами передней стойки шасси, не более 5% двигателей, находящихся на крыле. На самолете МС-21-300 количество поврежденных двигателей будет составлять более половины двигателей, находящихся на крыле. На самолете МС-21-400 повреждениям будут подвержены все двигатели, находящиеся на крыле.

4. Для самолета МС-21-200 защищенность двигателей от повреждений посторонними предметами, выбрасываемыми колесом передней стойки шасси, можно обеспечить при изменении компоновки СУ, необходимости применения защитных устройств нет.

5. Для самолета МС-21-300 обеспечить защищенность двигателей от повреждений посторонними предметами, забрасываемыми колесом передней стойки шасси, при изменении компоновки СУ не представляется возможным из-за одного параметра — значения переднего выноса колеса, который выходит за нижние границы ограничения, что заставляет применять защитные устройства, устанавливаемые на колеса ПОШ.

6. Для самолета МС-21-400 обеспечить защищенность двигателей от повреждений посторонними предметами, забрасываемыми колесом передней стойки шасси, при изменении компоновки СУ не представляется возможным по двум

параметрам — из-за значения переднего выноса колеса a_{\min} и базы b , которые выходят за нижние пределы ограничения. Невозможность обеспечения защищенности двигателей при изменении компоновки СУ заставляет применять защитные устройства, устанавливаемые на колеса ПОШ.

Список источников

1. Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: Дисс. ... докт. техн. наук. — М.: ГНИИГА, 2005. — 400 с.
2. Пивоваров В.А. Повреждаемость и диагностирование авиационных конструкций. — М.: Транспорт, 1994. — 206 с.
3. Сиротин Н.Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. — М.: Иминформ, 2002. — 439 с.
4. Сиротин Н.Н. Техническая диагностика авиационных двигателей. — М.: Воздушный транспорт, 1976. — 271 с.
5. Чичков Б.А., Заяц М.А. Статистический анализ повреждаемости рабочих лопаток компрессоров двухконтурных турбореактивных двигателей // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 1. С. 174–184. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184
6. Шаняевский А.А., Потапенко Ю.А., Артамонов М.А. Сверхмногоцикловая усталость — новое понимание предельного состояния элементов конструкций с возрастающим сроком эксплуатации // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2007. С. 21-26.
7. Евдокимов А.И., Кретов В.В., Новицкий С.М. Анализ засоренности аэродромов базирования авиации ВВС посторонними предметами // Проблема защиты ГТД от повреждений посторонними предметами: Сб. докладов 5-й Межведомственной научно-технической конференции. Жуковский: ЛИИ, 1993. С. 55-67.
8. Евдокимов А.И., Новицкий С.М., Попов В.А. Характеристики посторонних предметов, появляющихся на аэродромных покрытиях в процессе эксплуатации // Сб. научно-методических материалов ВВИА. Конструкция и системы управления ГТД.

М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1995. С. 85-92.

9. Комов А.А. Защищенность двигателей от твердых посторонних предметов, забрасываемых колесами шасси // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 132-133.
10. Комов А.А. Оценка защищенности двигателей ПД-14 от повреждений посторонними предметами на самолете МС-21 // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 4-3. С. 586-591.
11. Гражданский самолет МС-21, http://skyships.ru/?page_id=3887
12. Комов А.А. Способ оптимизации компоновки авиационных двигателей на воздушном судне. Патент RU 2394729 С1. Бюл. № 20, 20.07.2010.
13. По результатам оценки безотказности авиационных двигателей гражданской авиации 1991...2002: Справка-доклад. — М.: ГосНИИ ГА, ЦИАМ, 2003. — 22 с.
14. Комов А.А., Юрин С.П. Уровень защищенности авиационных двигателей отечественных воздушных судов от повреждений посторонними предметами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2014. № 4(315). С. 42-48.
15. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
16. Микеладзе В.Г. (ред.). Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов. — М.: Изд-во ЦАГИ, 1966. — 296 с.
17. Кириакиди С.К., Сатин В.А. Конструкция самолетов: Курс лекций. — Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2008. — 99 с.
18. Комов А.А. Повышение конкурентоспособности самолета Ил-76МД-90А // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 7-12.
19. Loughney C.E. An unusual component — The Boeing model 737 nose gear gravel deflector // 2nd Aircraft Design and Operations Meeting (20-22 July 1970; Los Angeles, CA, USA). DOI: 10.2514/6.1970-912
20. Motycka D., Walter W. An experimental investigation of ground vortex formation during reverse thrust operation // AIAA/SAE 11th Propulsion Conference (29 September — 01 October 1975; Anaheim, CA, USA). DOI: 10.2514/6.1975-1322

References

1. Komov A.A. *Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigatelei ot popadaniya tverdykh postoronnykh predmetov s poverkhnosti aerodroma* (Theoretical basics and technical solutions for aircraft engines protection from solid foreign objects), Doctor's Thesis, Moscow, GosNII GA, 2005, 400 p.
2. Pivovarov V.A. *Povrezhdaemost' i diagnostirovanie aviatsionnykh konstruktssii* (Damageability and diagnostics of aircraft structures), Moscow, Transport, 1994, 206 p.
3. Sirotnin N.N. *Konstruktsiya i ekspluatatsiya, povrezhdaemost' i rabotosposobnost' gazoturbinnykh dvigatelei* (Design and operation, damageability and

- operability of gas turbine engines), Moscow, Iminform, 2002, 439 p.
4. Sirotin N.N. *Tekhnicheskaya diagnostika aviatsionnykh dvigatelei* (Technical diagnostics of aircraft engines), Moscow, Vozdushnyi transport, 1976, 271 p.
 5. Chichkov B.A., Zayats M.A. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2018, vol. 21, no. 1, pp. 174–184. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-174-184
 6. Shanyavskii A.A., Potapenko Yu.A., Artamonov M.A. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii*, 2007, pp. 21–26.
 7. Evdokimov A.I., Kretov V.V., Novitskii S.M. *Materialy 5 Mezhdomstvennoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problema zashchity GTD ot povrezhdenii postoronnimi predmetami"*, Zhukovskii, LII, 1993, pp. 55–67.
 8. Evdokimov A.I., Novitskii S.M., Popov V.A. *Nauchno-metodicheskie materialy VVIA "Konstruktsiya i sistemy upravleniya GTD"*, Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1995, pp. 85–92.
 9. Komov A.A. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo*, 2015, no. 3, pp. 132–133.
 10. Komov A.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 4–3, pp. 586–591.
 11. *Grazhdanskii samolet MS-21*, http://skyships.ru/?page_id=3887
 12. Komov A.A. *Patent RU 2394729 C1*, 20.07.2010.
 13. *Po rezul'tatam otsenki bezotkaznosti aviatsionnykh dvigatelei grazhdanskoi aviatsii 1991...2002: Spravka-doklad* (Reference report based on the reliability assessment results of civil aviation aircraft engines 1991...2002 Report), Moscow, GosNII GA, TsIAM, 2003, 22 p.
 14. Komov A.A., Yurin S.P. *Nauchnyi vestnik GosNII GA*, 2014, no. 4(315), pp. 42–48.
 15. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. et al. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
 16. Mikeladze V.G. (ed). *Aviatsiya obshchego naznacheniya. Rekomendatsii dlya konstruktorov* (General-purpose aviation. Recommendations for designers), Moscow, TsAGI, 1966, 296 p.
 17. Kiriakidi S.K., Satin V.A. *Konstruktsiya samoletov. Kurs lektsii* (Aircraft design: a course of lectures), Voronezh, Voronezhskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2008, 99 p.
 18. Komov A.A. IL-76MD-90A aircraft competitiveness recovery. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 7–12.
 19. Loughney C.E. An unusual component - The Boeing model 737 nose gear gravel deflector. *2nd Aircraft Design and Operations Meeting (20–22 July 1970; Los Angeles, CA, USA)*. DOI: 10.2514/6.1970-912
 20. Motycka D., Walter W. An experimental investigation of ground vortex formation during reverse thrust operation. *AIAA/SAE 11th Propulsion Conference (29 September – 01 October 1975; Anaheim, CA, USA)*. DOI: 10.2514/6.1975-1322

Статья поступила в редакцию 12.10.2021; одобрена после рецензирования 07.11.2021; принята к публикации 07.11.2021.

The article was submitted 12.10.2021; approved after reviewing 07.11.2021; accepted for publication 07.11.2021.