

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

---

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 629.7.036.034

DOI: 10.34759/vst-2021-1-7-18

### РЕВЕРСОВООРУЖЕННОСТЬ И ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ РЕВЕРСА ТЯГИ САМОЛЕТА

**Комов А.А.<sup>1\*</sup>, Ечевский В.В.<sup>2\*\*</sup>**

<sup>1</sup> *Московский государственный технический университет гражданской авиации (МГТУ ГА),  
Кронштадтский бульвар, 20, Москва, 125993, Россия*

<sup>2</sup> *929 Государственный лётно-испытательный центр им. В.П. Чкалова  
Министерства обороны Российской Федерации (ГЛИЦ МО РФ),  
Ахтубинск, Астраханская область, 416500, Россия*

\* *e-mail: komesk73@yandex.ru*

\*\* *e-mail: echevskii\_vladim@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 03.06.2020

---

Реверс тяги применяется в авиации достаточно давно. Однако до сих пор используемые термины, касающиеся реверса тяги, требуют уточнения ввиду неточности формулировки и понимания. В статье рассматриваются вопросы, связанные с определением реверсовооруженности самолета, оптимального значения обратной тяги и эффективности применения реверсивного устройства (РУ) на торможении самолетов. Показана методика расчета коэффициента эффективности РУ на торможении самолетов, а также методика определения значения обратной тяги, необходимой для самолетов различных заданных компоновок.

*Ключевые слова:* реверс тяги, защищенность двигателя, коэффициент реверсирования, оптимальное значение обратной тяги, реверсовооруженность самолета, коэффициент эффективности применения реверса тяги.

---

Одним из способов торможения самолета на пробеге является применение реверса тяги авиационного двигателя. Реверс тяги служит для торможения самолета в процессе его пробега по поверхности взлётно-посадочной полосы (ВПП). Необходимость в реверсе тяги, или в реверсивных устройствах (РУ), особенно остро возникает в условиях обледенелой или мокрой поверхности ВПП, когда эффективность колесных тормозов

резко снижается. При этом реверсирование тяги турбореактивного двигателя остается единственным эффективным средством для завершения пробега самолета в пределах ВПП и, тем самым, обеспечения безопасности посадки. Поэтому на большинстве самолетов с турбореактивными двигателями применяются РУ. Реверсивное устройство, или реверс тяги, обладает определенной массой. Так, масса РУ двигателя ПС-90А состав-

ляет  $G_{PY} = 530$  кг при массе двигателя  $G_{ДВ} = 2950$  кг, т.е. достигает 18% от массы двигателя. На самолете Ил-76МД-90А суммарная масса всех четырех РУ равна 2120 кг, однако на практике не всегда применяют реверс всех двигателей, так как при этом возможно попадание реверсивных струй из соседних двигателей, а также увеличивается вероятность заброса посторонних предметов (ПП), поднятых с поверхности ВПП реверсивными струями, в двигатели [1, 2]. Требование обеспечения безопасности самолетов на посадке вызывает необходимость ответа на вопрос об эффективности применения реверса тяги.

### Коэффициент реверсирования

Коэффициентом реверсирования называется отношение обратной тяги газотурбинного двигателя (ГТД) к тяге при выключенном РУ при одинаковых степенях понижения давления газа в сопле [3]:

$$\bar{R} = \frac{R}{P}, \quad (1)$$

где  $R$  — обратная тяга, кгс;  $P$  — прямая тяга, кгс.

Коэффициент реверсирования  $\bar{R}$  относится к одним из важнейших параметров, характеризующих РУ [4–6].

Большинство современных двигателей с РУ имеют коэффициент реверсирования в пределах 0.4...0.5. Уменьшение угла выхода струй для увеличения обратной тяги менее 40...45° к продольной оси двигателя вызывает вероятность прилипания реверсивных струй к поверхности гондолы двигателя. Прилипание реверсивной струи к поверхности гондолы двигателя способствует попаданию реверсивной струи в двигатель, поэтому повышение коэффициента реверсирования за счет уменьшения угла выхода струй из РУ получить достаточно трудно.

Во многих источниках коэффициент реверсирования рассматривают как коэффициент, оценивающий степень конструктивного совершенства РУ [7, 8].

Однако коэффициент реверсирования не в полной мере может оценить степень конструктивного совершенства РУ, и, следовательно, степень использования РУ. Простейшие расчеты показывают, что разворот газового потока до необходимого угла выхода реверсивных струй приводит к значительной потере полного давления — порядка 50%, как для ковшового, так и решетчатого типа РУ. Если избежать таких больших потерь при

развороте газового потока, то значение обратной тяги при том же режиме работы двигателя можно существенно повысить. Так, при угле выхода газовых струй из РУ, равном 45°, коэффициент реверсирования, при отсутствии потерь полного давления, т.е. в идеальном случае, можно повысить до значения  $\bar{R} = 0,7$ . Это означает, что для двигателя Д-30КУ-154, например, значение обратной тяги, при том же режиме работы двигателя, будет равно  $R = 6650$  кгс, а не  $R = 3600$  кгс.

Поэтому существующие значения коэффициента реверсирования свидетельствуют не о степени конструктивного совершенства РУ, а скорее об их газодинамическом несовершенстве на данном этапе [9].

### Реверсовооруженность самолета

В нашей стране вопросам повышения эффективности РУ силовых установок (СУ), которые применяются для сокращения длины пробега самолета, посвящено не так много работ. В работе [4] достаточно детально рассматриваются конструктивные особенности РУ. В работе [5] была сделана попытка сделать обзор результатов зарубежных исследований. Однако только в работе [7] впервые предложена методика сравнительной оценки эффективности применения РУ. Так, автор, по аналогии с известным термином «тяговооруженность» самолета ( $P/G_{ВЗЛ}$ ), предлагает использовать критерий «реверсовооруженность» самолета и с его помощью оценивать эффективность применения РУ:

$$Q_{рев} = R/G_{пос}, \quad (2)$$

где  $R$  — обратная тяга, кгс, представляет собой тормозящую силу всех двигателей с РУ;

$G_{пос}$  — посадочная масса самолета.

Термин вошел в отраслевой стандарт ОСТ 1 010470-82, согласно которому реверсовооруженность самолета является параметром, определяющим эффективность применения реверсирования тяги для торможения самолета [10].

На рис. 1 представлены расчетные зависимости относительной длины пробега самолетов от их реверсовооруженности до полной остановки самолета [7].

Из рис. 1 следует, что чем выше значение реверсовооруженности самолета, тем меньше длина пробега самолета и тем выше эффективность применения реверсирования тяги для торможения самолета.

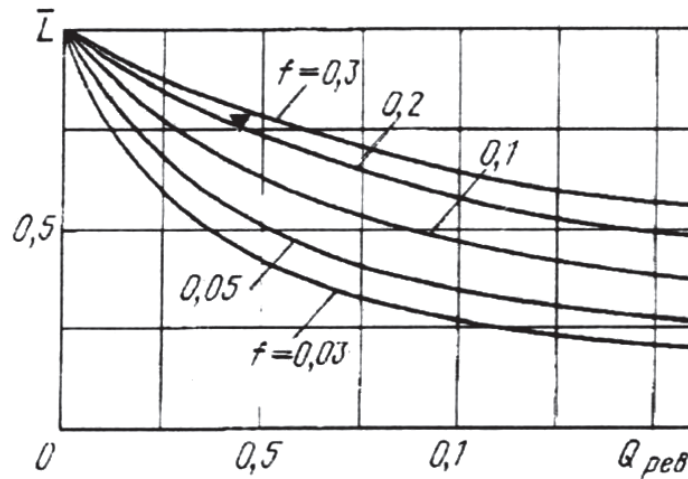


Рис. 1. Зависимость относительной длины пробега самолетов от их реверсовооруженности ( $V_{\text{выкл}} = 0$ ;  $f$  – коэффициент трения)

Численно оценить эффективность применения реверсирования тяги в работе [7] предлагается с помощью коэффициента эффективности РУ:

$$\eta_R = 1 - \frac{L_1}{L_0} = 1 - \bar{L}, \quad (3)$$

где  $L_1$  – длина пробега самолета при использовании колесных тормозов, аэродинамического сопротивления самолета и реверса тяги двигателей до полной остановки самолета, м;

$L_0$  – длина пробега самолета при использовании колесных тормозов, аэродинамического сопротивления самолета, но без применения реверса тяги, м;

$\bar{L}$  – относительная длина пробега самолета.

Если для вычисления конкретных значений длины пробега самолета без применения реверса тяги  $L_0$  необходимо знать величины, которые в течение пробега самолета остаются практически неизменными, то определение длины пробега самолета с применением реверса тяги требует особого подхода.

### Эффективность применения реверса тяги

Повышение эффективности применения реверса тяги требует обязательного выполнения трех условий:

- снижения длины пробега самолета;
- минимизации значения обратной тяги;
- обеспечения защищенности двигателей от попадания реверсивных струй и ПП, забрасываемых с поверхности ВПП реверсивными струями.

Третье условие является главным и обязательным. Задача обеспечения защищенности двигателей от заброса реверсивных струй и ПП решена только на одном типе отечественного самолета, а именно на самолете Як-40, где реверсивные струи истекают из среднего двигателя параллельно поверхности ВПП. На остальных типах самолетов отечественного производства заброс реверсивных струй в двигатели происходит раньше, чем выключается реверс тяги в соответствии с Руководством по летной эксплуатации самолета (РЛЭ). В табл. 1 приведены значения скоростей пробега

Таблица 1

Условия применения реверса тяги на самолётах отечественного производства

Тип самолёта	Скорость пробега по РЛЭ, на которой выключают РУ, км/ч	Скорость пробега, на которой происходит заброс реверсивных струй, км/ч	Метод получения
Ту-154Б	120	165	Эксперимент
Ту-154М	120	175-195	Эксперимент
Ту-204 (Ту-214)	120	160	Эксперимент
Ил-76ТД	120	180	Расчет
Ил-96-300	120	160	Эксперимент
Ил-76МД-90А	120	180	Эксперимент

отечественных самолетов различных типов, на которых отмечается начало заброса реверсивных струй в двигатель [11]. Данные, приведенные в табл. 1, показывают, что пробег на всех отечественных самолетах неизбежно сопровождается забросом в двигатели реверсивных струй.

Натурные исследования показали, что забросу реверсивных струй в двигатели сопутствует заброс твердых посторонних предметов с поверхности ВПП, которые могут повредить лопасти компрессора [12, 13].

Следует отметить, что для самолетов отечественного производства, применяющих реверс тяги, заброс реверсивных струй и ПП в двигатели происходит значительно раньше достижения рекомендованных РЛЭ скоростей пробега самолета, что свидетельствует о неудовлетворительной внешней аэродинамике СУ.

### Внешняя аэродинамика силовой установки самолета

Неудовлетворительная внешняя аэродинамика СУ приводит к взаимодействию реверсивных струй с двигателем, управляющими поверхностями самолета и с самим планером самолета на пробеге, что приводит к нежелательным последствиям, проявляющимся в виде: газодинамической неустойчивости работы двигателя; повреждения рабочих лопаток вентилятора и компрессора двигателя ПП, забрасываемыми с поверхности аэродрома; влияния реверсивных струй на аэродинамические характеристики самолета (аэродинамическое сопротивление, устойчивость и управляемость), а также увеличения длины пробега [11–14].

Уровень защищенности двигателя от повреждений посторонними предметами в заданной компоновке самолета можно оценивать по такому показателю, как «количество посадок самолета на один досрочный съем двигателя по причине повреждения ПП», который учитывает одновременно и компоновку двигателя в составе самолета, и вероятность повреждения двигателя в процессе эксплуатации. Если среднее значение этого показателя для основных типов двигателей и самолетов отечественной гражданской авиации составляет величину порядка 15000...20000 посадок самолета на один досрочный съем двигателя по причине повреждения посторонними предметами, то для двигателя ПС-90А значение этого показателя оказывается на два порядка хуже показателя для основного парка двигателей самолетов

гражданской авиации, спроектированных значительно раньше [15]:

- в компоновке самолета Ил-96 — 420 посадок;
- в компоновке самолета Ту-204 — 280 посадок.

Неудовлетворительная внешняя аэродинамика СУ на самолетах Ил-96 и Ту-204, на которых установлены двигатели ПС-90А, проявляется в следующем:

- искажении показаний скорости самолета, связанном с попаданием реверсивных струй в датчик скорости (влияет на точность выключения РУ согласно РЛЭ);
- увеличении подъемной силы  $C_y$  самолета на пробеге (ухудшает управляемость и способствует предпосылкам к боковому выкатыванию);
- снижении аэродинамического сопротивления  $C_x$  самолета (способствует продольному выкатыванию);
- забросе реверсивных струй в двигатель (начало заброса отмечается на скорости пробега самолета  $V_{пр} \approx 160$  км/ч, при этом ухудшаются параметры работы двигателя);
- забросе посторонних предметов реверсивными струями в двигатель (приводит к повреждению рабочих лопаток двигателя).

Существуют два пути улучшения внешней аэродинамики СУ самолета:

- 1) оптимизация обратной тяги двигателя;
- 2) оптимизация истечения реверсивных струй в соответствии с компоновкой самолета.

### Оптимизация значения обратной тяги двигателя

Натурные и расчетные исследования показывают, что чрезмерное увеличение значения обратной тяги двигателей приводит не к уменьшению длины пробега самолета, но, наоборот, к ее увеличению (рис. 2). Из рис. 2 видно, что повышение значения обратной тяги на самолете Ту-154М свыше  $R = 3200$  кгс приводит к увеличению длины пробега [12]. Данное явление объясняется попаданием реверсивных струй на вход двигателя, что приводит к искажению полей давления и повышению температуры воздушного потока и, как следствие, к снижению значения реализуемой обратной тяги [16]. Чем выше значение обратной тяги, тем раньше, т. е. на большей скорости пробега самолета, реверсивные струи начинают влиять на параметры работы реверсированного двигателя. Следует учитывать, что температура воздушного потока на входе в двигатель при попада-

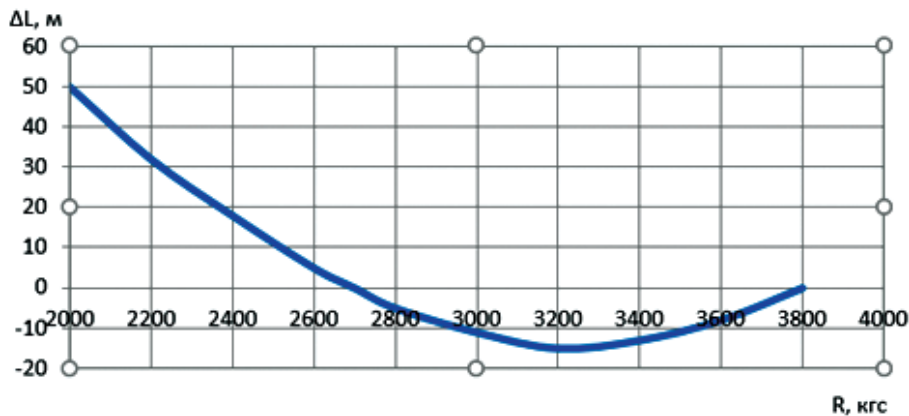


Рис. 2. Зависимость изменения длины пробега самолета Ту-154М от значения обратной тяги двигателей Д-30КУ-154

нии реверсивных струй на самолете Ту-154М повышается на значительную величину  $\Delta T \approx 60^\circ\text{C}$ , что приводит к снижению значения реализуемой обратной тяги [12].

Из рис. 2 видно также, что длина пробега самолета одинакова при разных значениях обратной тяги двигателей: при обратной тяге  $R = 3800$  кгс и при обратной тяге  $R = 2700$  кгс. Очевидно, что избыточность значения обратной тяги на самолете приводит к отрицательным результатам, а именно к увеличению длины пробега, и, следовательно, для каждой компоновки СУ на самолете существует определенное значение обратной тяги, при которой обеспечивается минимальная длина пробега. Если для этого значения обратной тяги двигателей обеспечить защищенность двигателей от заброса реверсивных струй и посторонних предметов, то такое значение обратной тяги можно назвать оптимальным для данной компоновки самолета [12].

Защищенность двигателей от заброса реверсивных струй и посторонних предметов обеспечивается при обязательном условии, что реверс тяги применяют только до скорости пробега, на которой отмечается начало попадания реверсивных струй. При достижении этой скорости пробега реверс тяги не выключают, а переводят на режим «малый реверс», на котором створки реверса тяги находятся в положении «реверс», а режим работы двигателя соответствует режиму «малый газ».

В настоящее время разработана методика, позволяющая производить расчет оптимального значения обратной тяги двигателей для различных типов самолетов [12].

Избыточность значения обратной тяги двигателей наблюдается на всех отечественных самолетах, причем избыточность значения обратной

тяги двигателей для некоторых типов самолётов может быть существенной (табл. 2).

Таблица 2

Значения оптимальной обратной тяги для некоторых типов самолетов

Тип самолета	R, кгс	$R_{\text{опт}}$ , кгс	Избыточность R, %
Ту-204	3600	2500	31
Ил-96	3600	2500	31
Ил-76ТД (Д-30КП)	3600	1150	68
Ил-76МД-90А	3600	1200	67
МС-21	2400	1900	32

Применение оптимальной обратной тяги позволяет также, при снижении нагрузки на двигатель, значительно снизить шум на пробеге самолета.

Если двигатель применяется на различных типах самолетов (например, двигатель ПС-90А), то для этого двигателя требуется возможность реализации различных значений обратной тяги в довольно широком диапазоне, т. е. необходима возможность регулирования значения обратной тяги в широких пределах.

На рис. 3 показана зависимость относительной длины пробега от реверсовооруженности  $Q_{\text{рев}}$  для самолета Ту-154М. Из рисунка видно, что излишняя реверсовооруженность, как и избыточное значение обратной тяги, приводит к увеличению длины пробега.

Из рис. 4 видно, что оптимальное значение обратной тяги двигателей ПС-90А-76 в компоновке самолета Ил-76МД-90А, при котором обеспечивается полная защищенность двигателей, в три раза меньше реализуемого значения максималь-

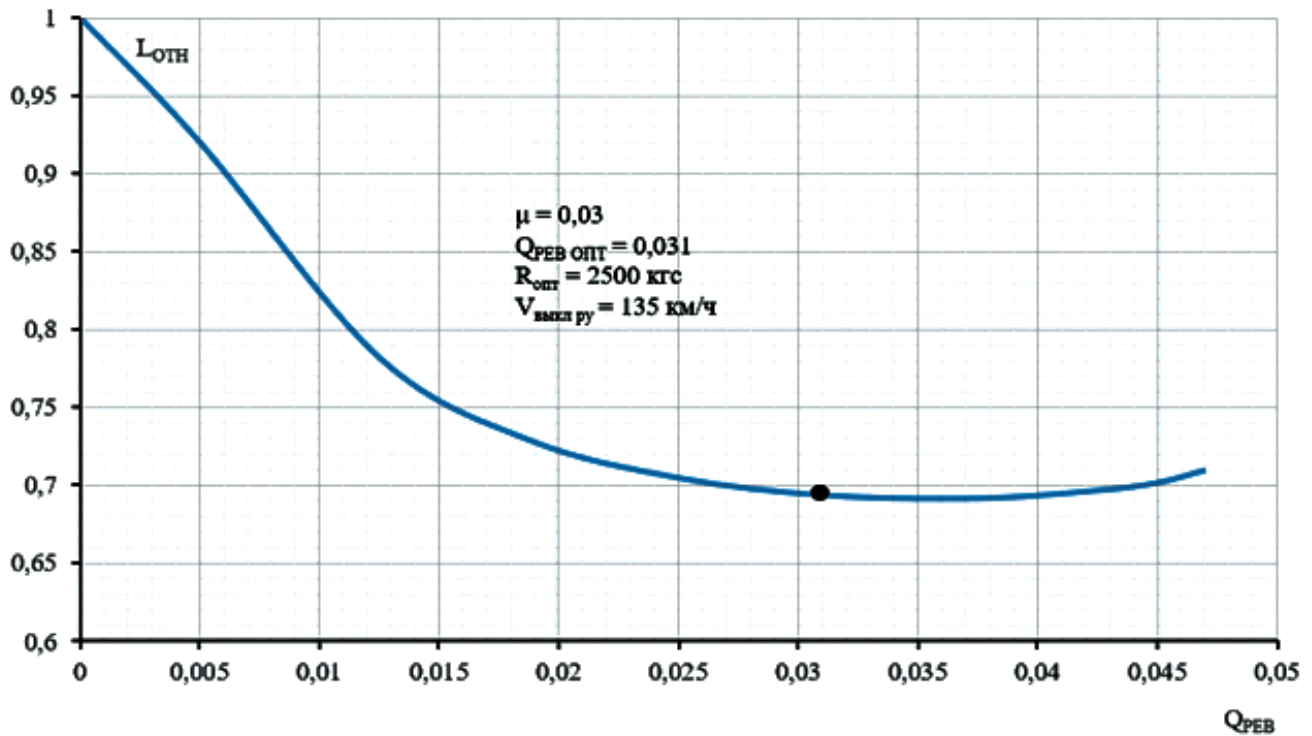


Рис. 3. Влияние реверсовооруженности на длину пробега самолета Ту-154М

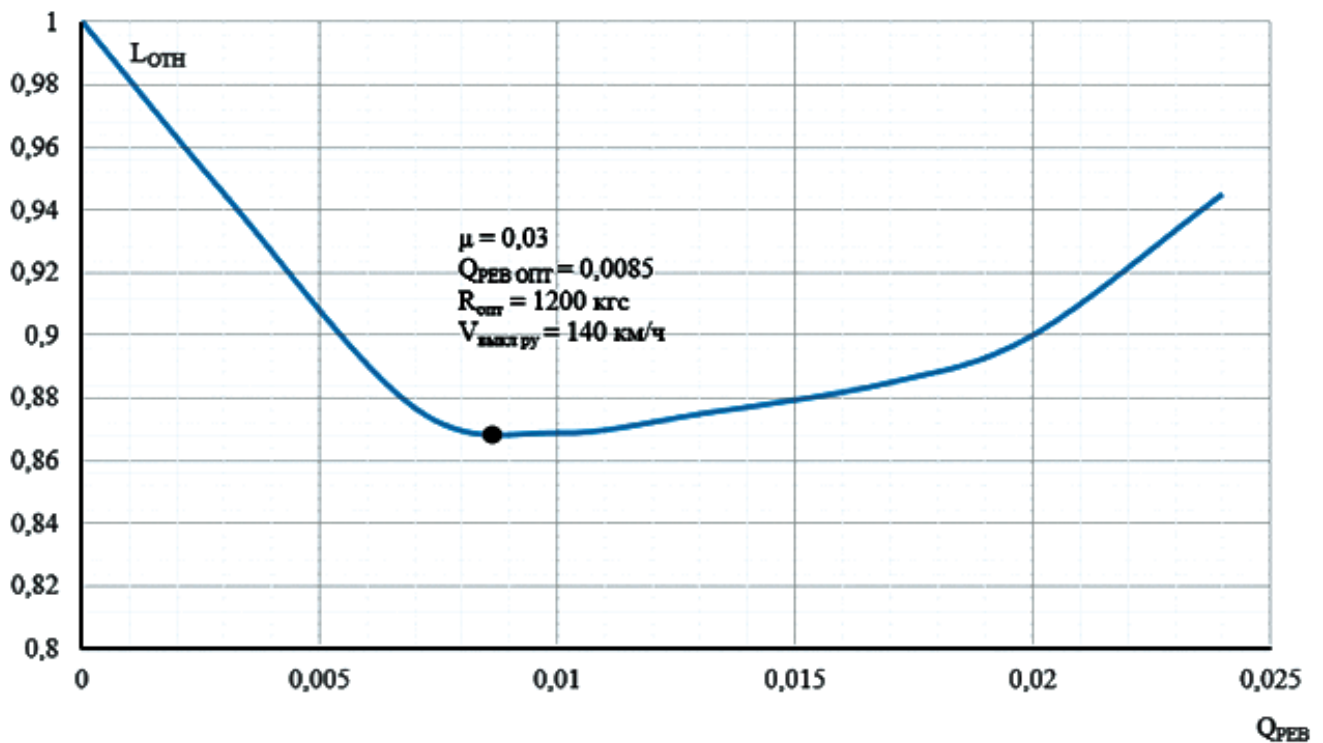


Рис. 4. Влияние реверсовооруженности на длину пробега самолета Ил-76МД-90А

ной обратной тяги, т. е. избыточность обратной тяги составляет 67% [17].

Из приведенных расчетов следует, что реверсовооруженность самолета  $Q_{рев}$ , вопреки утверж-

дениям, содержащимся в работе [7], не может являться основным фактором, определяющим относительную длину пробега самолета и эффективность реверсирования тяги, и выводы о том, что

чем выше значение реверсовооруженности самолета, тем меньше длина пробега самолета и тем выше эффективность применения реверсирования тяги для торможения самолета [7, 18], следует считать необоснованными.

### Оптимизация истечения реверсивных струй

На зарубежных самолетах хорошую внешнюю аэродинамику СУ стараются обеспечить организацией истечения реверсивных струй таким образом, чтобы воспрепятствовать их попаданию в двигатели на всем этапе пробега [19].

Для примера можно привести результат оптимизации РУ на самолете Boeing 747-400 (рис. 5).

На самолетах отечественного производства вопросам внешней аэродинамики СУ уделяется

недостаточное внимание. В нормах летной годности АП-33, относящихся к двигателю, какие-либо ограничения в применении реверса и требования к внешней аэродинамике СУ отсутствуют [20], что приводит, еще на стадии эскизного проектирования, к созданию самолетов с неудовлетворительной внешней аэродинамикой.

Например, самолет Ил-76МД-90А также имеет неудовлетворительную внешнюю аэродинамику СУ. На пробеге самолета отмечается заброс реверсивных струй из внутренних двигателей на вход во внешние двигатели. Влияние внешней аэродинамики самолета Ил-76МД-90А на параметры воздушного потока на входе во внутренние двигатели на скорости пробега  $V = 120$  км/ч достаточно наглядно показано на рис. 6 [11].

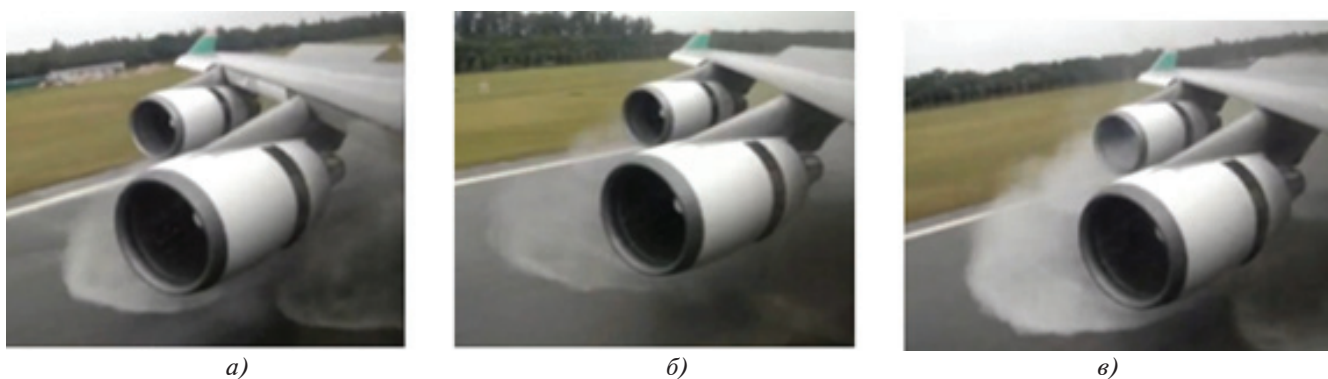


Рис. 5. Внешняя аэродинамика СУ на самолете Boeing 747-400: *a* — начало пробега; *b* — середина пробега; *в* — окончание пробега, выключение реверса

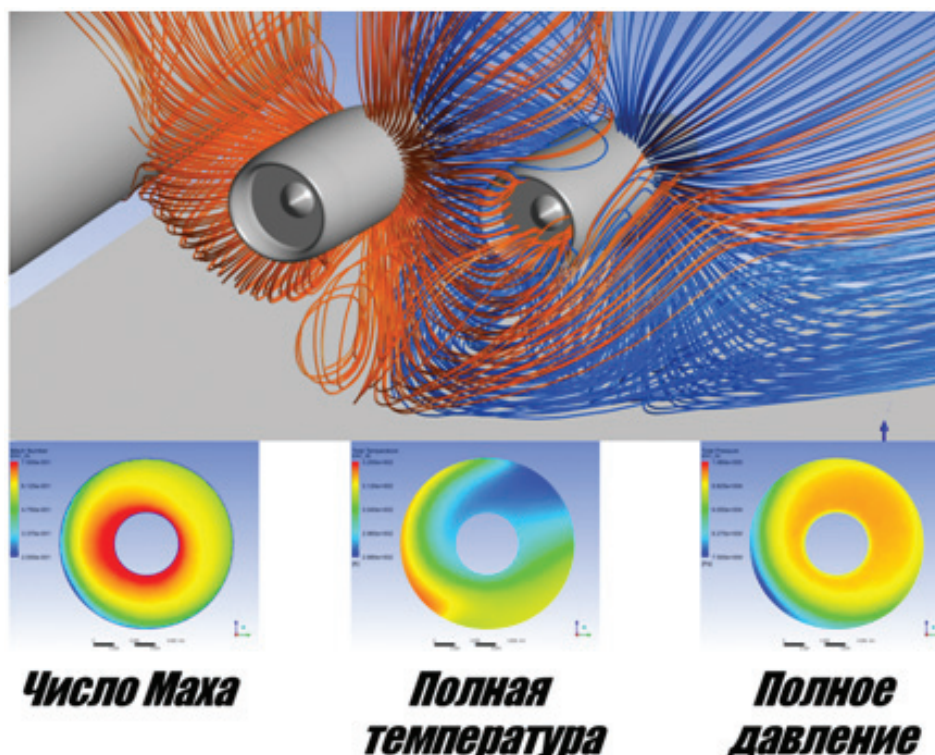


Рис. 6. Внешняя аэродинамика самолета Ил-76МД-90А на скорости пробега  $V_c = 120$  км/ч

Проведенные расчетные исследования позволили разработать конструктивные мероприятия по улучшению внешней аэродинамики СУ самолета Ил-76МД-90А за счет применения диагональных решеток, устанавливаемых в средние секции РУ четырех двигателей ПС-90А-76 вместо штатных решеток [17].

Диагональная решетка отличается от штатной решетки расположением продольных направляющих под углом к продольной оси двигателя ПС-90А-76 (рис. 7). Применение диагональных решеток позволяет использовать максимальный реверс тяги всех четырех двигателей до скорости пробега  $V = 100$  км/ч, что сокращает длину пробега самолета и обеспечивает полную защищенность всех двигателей от заброса ПП и реверсивных струй [21].

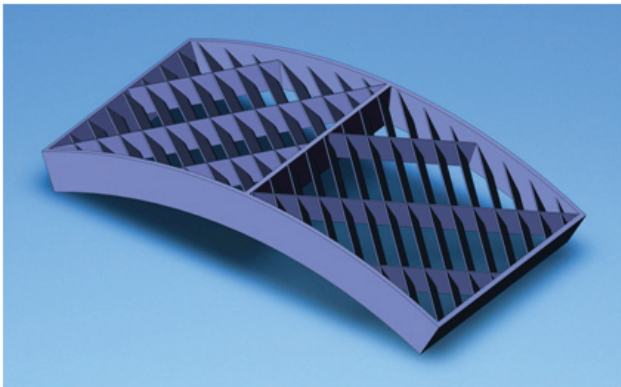


Рис. 7. Секция диагональной решетки для двигателя ПС-90А-76

**Пример расчета коэффициента эффективности для самолетов Ту-154М и Ил-76МД-90А**

Определим эффективность РУ для самолетов Ту-154М и Ил-76МД-90А, уже находящихся в эксплуатации. Для самолета Ту-154М эффективность РУ определим для одного случая, а именно при применении оптимального значения обратной тяги. Для самолета Ил-76МД-90А эффективность реверсивного устройства определим для двух вариантов:

- при оптимизации значения обратной тяги;
- при оптимизации направления истечения реверсивных струй с учетом компоновки СУ.

Расчет двух вариантов эффективности РУ на самолете Ил-76МД-90А позволяет оценить, какой вариант предпочтительнее.

Эффективность РУ определяется по расчету длины пробега самолетов для указанных случаев при обязательном условии обеспечения полной защищенности двигателей.

Результаты расчета коэффициента эффективности РУ на торможении самолетов Ту-154М и Ил-76МД-90А представлены в табл. 3 и 4 соответственно, а также на рис. 8.

Из рис. 8 видно, что оптимизация направления истечения реверсивных струй эффективнее, чем оптимизация значения обратной тяги.

Торможение РУ гораздо эффективнее при малом значении коэффициента сцепления колес шасси с поверхностью ВПП, когда применение колесных тормозов невозможно (полоса покрыта слякотью или обледенела). На сухой ВПП часть кинетической энергии самолета поглощается также и колесными тормозами, поэтому эффективность реверса тяги снижается [5, 7].

**Выводы**

1. Поворот газового потока в существующих РУ, как ковшового, так и решетчатого типа, сопровождается значительными потерями полного

Таблица 3

**Коэффициент эффективности РУ  $\eta_R$  для самолета Ту-154М**

Коэффициент сцепления, $\mu$	$R_{\text{опт}}$ , кгс	$\eta_R$
0,05	2500	0,4
0,3	2500	0,157
0,7	2500	0,065

Таблица 4

**Коэффициент эффективности РУ  $\eta_R$  для самолета Ил-76МД-90А**

Коэффициент сцепления, $\mu$	$\eta_R$ при $R_{\text{опт}} = 1200$ кгс, штатные решетки РУ	$\eta_R$ при $R_{\text{штат}} = 3600$ кгс, диагональные решетки РУ
0,05	0,56	0,67
0,3	0,19	0,27
0,7	0,1	0,13



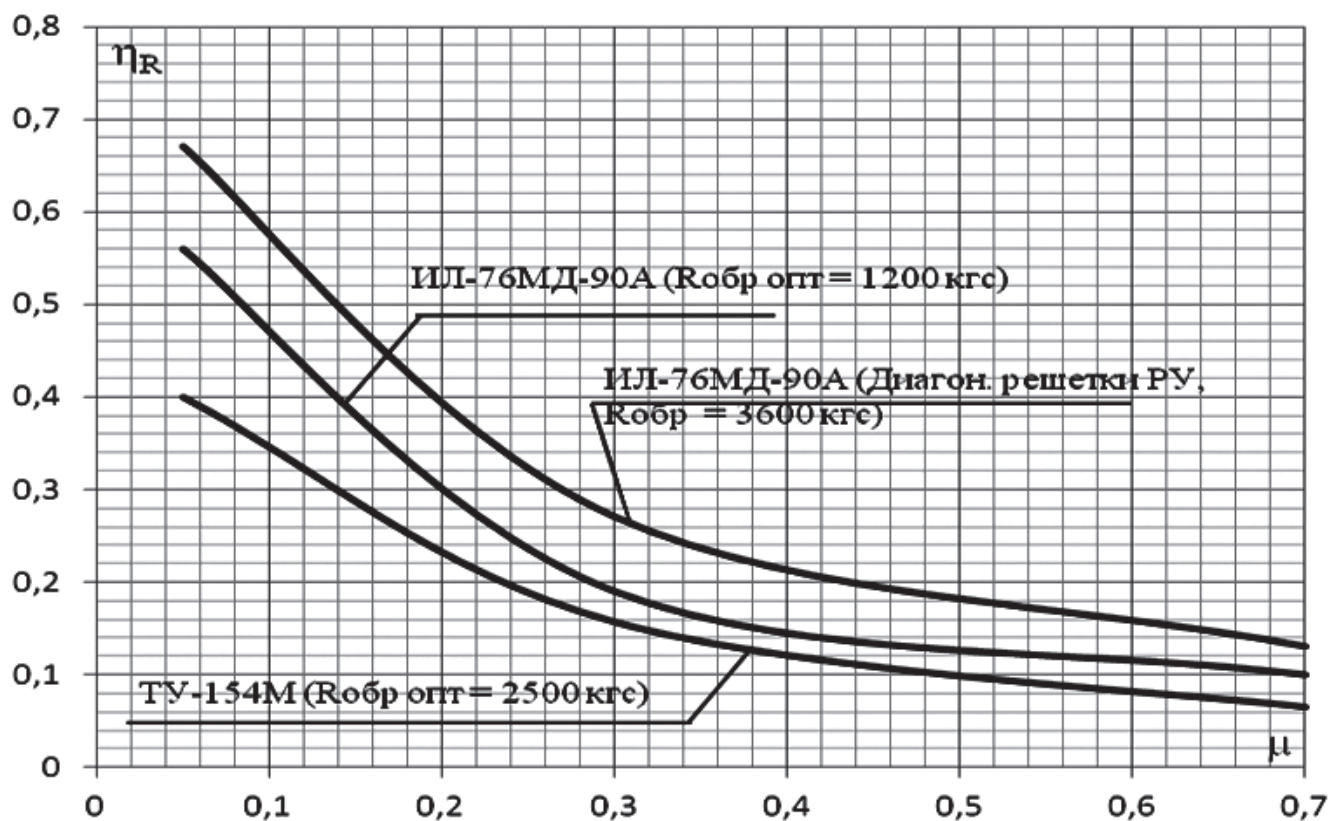


Рис. 8. Изменение коэффициента эффективности  $\eta_R$  в зависимости от коэффициента сцепления  $\mu$

давления — порядка 50%. Снижение потерь полного давления при повороте газового потока в РУ позволит значительно повысить значение коэффициента реверсирования. Значения коэффициента реверсирования существующих РУ свидетельствуют не о степени конструктивного совершенства РУ, а скорее о газодинамическом их несовершенстве.

2. Реверсовооруженность самолета  $Q_{рев}$  не может считаться основным фактором, определяющим эффективность реверсирования тяги, и утверждения, что чем выше значение реверсовооруженности самолета, тем меньше длина пробега самолета и тем выше эффективность применения реверсирования тяги для торможения самолета, следует считать необоснованными.

3. Для каждого типа самолета существует определенное значение оптимальной обратной тяги двигателей, зависящей от внешней аэродинамики СУ. Выбор значения обратной тяги двигателя необходимо производить при согласовании компоновки СУ и компоновки планера самолета. Чтобы определенный двигатель можно было использовать на воздушных судах различных типов, необходима возможность регулирования значения

обратной тяги в широких пределах. Таким образом, значение обратной тяги зависит от компоновки самолета, и поэтому реверсивное устройство является принадлежностью не только двигателя, но и самолета.

4. Эффективность оптимизации направления истечения реверсивных струй выше, чем эффективность оптимизации обратной тяги.

5. Для повышения эффективности применения РУ оптимизацию направления истечения реверсивных струй с учетом компоновки СУ и оптимизацию значения обратной тяги целесообразно проводить на этапе эскизного проектирования самолета.

#### Библиографический список

1. Клецов Ю.М. Особенности попадания выхлопной струи на вход реверсированного двигателя на вход реверсированного двигателя // Труды ЦИАМ. 1976. № 733. 6 с.
2. Мингалеев Г.Ф., Маргулис С.Г., Костерин А.В. Исследование распространения реверсивных струй газотурбинных двигателей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 77-80.

3. ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения. — М.: Издательство стандартов, 1980. — 101 с.
4. *Святогоров А.А., Попов К.Н., Хвостов Н.И.* Устройства для отклонения реактивной струи турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1968. — 239 с.
5. *Поляков В.В.* Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями. — М.: Изд-во ВИНТИ, 1978. Т. 5. — 210 с. — (Итоги науки и техники. Сер. Авиационное).
6. *Клестов Ю.М.* Об определении коэффициента реверсирования реверсивных устройств для пассажирских самолетов // Труды ЦИАМ. 1981. № 941. 3 с.
7. *Гилерсон А.Г.* Эффективность реверсивных устройств при торможении самолетов. — М.: Машиностроение, 1995. — 187 с.
8. *Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Рясов А.Е.* Авиационный двигатель ПС-90А. — М.: Либра-К, 2007. — 319 с.
9. *Комов А.А.* Газодинамическое совершенствование реверсивных устройств // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 45-51.
10. ОСТ 1 01040-82. Устройства для реверсирования реактивной тяги авиационных газотурбинных двигателей. Общие технические требования (утв. Распоряжением Министерства № 298-89 от 21.12.1982). — 23 с.
11. *Комов А.А., Фадин С.С.* Внешняя аэродинамика силовой установки на пробеге самолета с применением реверса тяги // К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики: Сб. 50-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского (15-17 сентября 2015, Калуга). — Калуга: ИД «Эйдос». С. 216-218.
12. *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., 2005. — 400 с.
13. *Маргулис С.Г.* Исследование заброса реверсивными струями посторонних предметов на вход в авиационные двигатели // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2008. № 2. С. 27-31.
14. *Мингалева Г.Ф., Маргулис С.Г., Костерин А.В.* Исследование распространения реверсивных струй газотурбинных двигателей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 77-80.
15. По результатам оценки безотказности авиационных двигателей гражданской авиации: Справка-доклад. — М.: ГосНИИ ГА, ЦИАМ, 1991...2002. — 22 с.
16. *Ворошилин Е.В., Кабанец И.Ф., Колокольцев Н.А., Тарасюк В.Ф.* Исследование повышения температуры воздуха в воздухозаборнике модели самолета при реверсировании тяги // Труды ЦАГИ. Выпуск 1688. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1975. 26 с.
17. *Комов А.А.* О необходимости модернизации самолета Ил -76МД-90А // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18. № 4-3. С. 592-596.
18. *Гилерсон А.Г.* К вопросу об оптимизации применения реверсивных устройств // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1987. № 2. С. 22-26.
19. *Colley R.H., Cutton J.M.D.* Thrust Reversers for Civil STOL Aircraft // SAE Transactions. 1973. Vol. 82. Section 2. Papers 730213-730511, pp. 1207-1219. URL: <https://www.jstor.org/stable/44717535>
20. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авииздат, 2018. — 86 с.
21. *Комов А.А.* Повышение конкурентоспособности самолета Ил-76МД-90А // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 7-12.

## REVERSE CAPACITY AND AIRCRAFT THRUST REVERSE APPLICATION EFFICIENCY

**Komov A.A.<sup>1\*</sup>, Echevskii V.V.<sup>2\*\*</sup>**

<sup>1</sup> *Moscow State Technical University of Civil Aviation (MSTU CA),  
20, Kronshtadtsky av., Moscow, 125493, Russia*

<sup>2</sup> *929th State Aviation Research and Experimental center  
of the Russian Federation Ministry of Defense,  
Astrakhan region, Akhtubinsk, 416500, Russia*

\* e-mail: komesk73@yandex.ru

\*\* e-mail: echevskii\_vladim@mail.ru

### Abstract

The article considers the issues associated with clarification of terms concerning thrust reverse, and requiring refinement in view of formulations and comprehension inaccuracy:

- factor of reversing;
- aircraft reverse capacity;
- optimal value of the engine reverse thrust;
- reversing device efficiency.

The existing values of the factor of reversing  $\bar{R} = 0,4...0,5$  do not indicate the degree of the reversing device (RD) structural perfection, as is commonly believed, but rather their gas-dynamic imperfection, since, significant losses of the total pressure of about 50% arise while the gas flow U-turn in the reversing devices.

The aircraft reverse capacity ( $Q_{rev} = R/G_{lw}$ ), where  $R$  is the reverse thrust value and  $G_{lw}$  is the aircraft landing weight, also cannot represent the factor, defining the thrust reversing effectiveness, since excessive reverse capacity leads to the reverse thrust excessiveness and run length increase.

A certain value of optimal reverse thrust, depending on external aerodynamics of the power plant, exists for each airplane type. There should be a possibility of the engine reverse thrust control value over wide range to employ a certain engine for various types of aircraft. Thus, the reverse thrust value depends on the aircraft layout, and it is a belonging to not only the engine, but to the aircraft as well.

Reverse thrust application effectiveness on the aircraft is higher at the reverse jets fluxion optimization, than at the reverse thrust optimization. Efficiency improving of application of the thrust reverse means fulfilling the following three indicators:

- reducing the aircraft run length;
- minimizing the reverse thrust value;
- ensuring engines protectiveness from the entry of reverse jets and foreign objects, thrown-into from the runway surface by the reverse jets.

**Keywords:** thrust reverse, engine protectiveness, factor of reverse, optimum level of reverse thrust, aircraft reverse capacity, efficiency factor of thrust reverse application.

### References

1. Klestov Yu.M. *Trudy TsIAM*, 1976, no. 733, 6 p.
2. Mingaleev G.F., Margulis S.G., Kosterin A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2016, no. 1, pp. 77-80.
3. *Dvigateli gazoturbinnye aviatsionnye. Terminy i opredeleniya. GOST 23851-79* (Avia cas turbine engine. Terms and definitions, State Standard 23851-79), Moscow, Standarty, 1980, 101 p.
4. Svyatogorov A.A., Popov K.N., Khvostov N.I. *Ustroistva dlya otkloneniya reaktivnoi strui turboreaktivnykh dvigatelei* (Devices for deflecting jet stream of turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 239 p.
5. Polyakov V.V. *Reversivnye ustroistva silovykh ustanovok s vozdušno-reaktivnymi dvigatelyami* (Reverse devices of power plants with air-jet engines), Moscow, VINITI, 1978, vol. 5, 210 p.
6. Klestov Yu.M. *Trudy TsIAM*, 1981, no. 941, 3 p.
7. Gilerson A.G. *Effektivnost' reversivnykh ustroistv pri tormozhenii samoletov* (Efficiency of reverse devices when braking aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 187 p.
8. Inozemtsev A.A., Konyaev E.A., Medvedev V.V., Nerad'ko A.V., Ryassov A.E. *Aviatsionnyi dvigatel' PS-90A* (Aviation engine PS-90A), Moscow, Libra-K, 2007, 319 p.
9. Komov A.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2008, no. 134, pp. 45-51.
10. *Ustroistva dlya reversirovaniya reaktivnoi tyagi aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei. Obshchie tekhnicheskie trebovaniya. OST 1 01040-82* (Devices for jet thrust reversing of aircraft gas turbine engines. General technical requirements. OST 1 01040-82), 23 p.
11. Komov A.A., Fadin S.S. *Materialy 50 Nauchnykh chlenii pamyati K.E. Tsiolkovskogo "K.E. Tsiolkovskii i etapy razvitiya kosmonavtiki" (15-17 September 2015, Kaluga)*, Kaluga, Eidos, pp. 216-218.

12. Komov A.A. *Teoreticheskie osnovy i tekhnicheskie resheniya dlya zashchity aviatsionnykh dvigatelei ot popadaniya tverdykh postoronnikh predmetov s poverkhnosti aerodrome* (Theoretical basics and technical solutions for aircraft engines protection from the solid foreign objects ingress from the airfield surface), Doctor's thesis, Moscow, Gosudarstvennyi nauchno-issledovatel'skii institut grazhdanskoi aviatsii, 2005, 400 p.
13. Margulis S.G. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2008, no. 2, pp. 27-31.
14. Mingaleev G.F., Margulis S.G., Kosterin A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2016, no. 1, pp. 77-80.
15. *Po rezul'tatam otsenki bezotkaznosti aviatsionnykh dvigatelei grazhdanskoi aviatsii. Spravka-doklad* (From the results of reliability assessment of civil aircraft engines. Reference report), Moscow, GosNII GA, TsIAM, 1991...2002, 22 p.
16. Voroshilin E.V., Kabanets I.F., Kolokol'tsev N.A., Tarasyuk V.F. *Trudy TsAGI*. Vypusk 1688, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1975, 26 p.
17. Komov A.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*, 2016, vol. 18, no. 4-3, pp. 592-596.
18. Gilerson A.G. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 1987, no. 2, pp. 22-26.
19. Colley R.H., Cutton J.M.D. Thrust Reversers for Civil STOL Aircraft. *SAE Transactions*, 1973, vol. 82, section 2, pp. 1207-1219. URL: <https://www.jstor.org/stable/44717535>
20. *Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdushnykh sudov* (Aviation regulations. Part 33. Norms of airworthiness of aircraft engines), Moscow, Aviaizdat, 2018, 86 p.
21. Komov A.A. IL-76MD-90A aircraft competitiveness recovery. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 7-12.