№ изм.	1	2	6	В	Д	е
№ изв.	10803	11562	12721	13057	13145	13194

Инв. № дубликата 4971

Инв. № подлинника

УДК 629.7.062.3 Группа Д15

ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

УСТРОЙСТВА ДЛЯ РЕВЕРСИРОВАНИЯ РЕАКТИВНОЙ ТЯГИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Общие технические требования

ОСТ 1 01040-82

На 16 страницах

Введен впервые

ОКСТУ 7530

Распоряжением Министерства от 21 декабря 1982 г. № 298-89

срок действия установлен с 1 января 1984 г.

Настоящий стандарт распространяется на реверсивные устройства (РУ), работающие по принципу изменения направления реактивной струи газотурбинного двигателя (в дальнейшем изложении - двигатель) для получения обратной тяги или для нейтрализации прямой тяги, используемые при торможении самолетов на пробеге после посадки и в аварийных случаях при прерванном взлете.

Стандарт устанавливает общие требования, которые должны выполняться при разработке реверсивных устройств, требования к конструкции, к системам управле-

Издание официальное ГР 8277535 от 15.03.83 Перепечатка воспрещена

gost.e-ecolog.ru

ния, блокировки и сигнализации; эксплуатационные характеристики и нормы, требования по надежности и условиям применения, по объему испытаний.

Стандарт обязателен для реверсивных устройств пассажирских самолетов.

В стандарте не отражена специфика требований к реверсивным устройствам, включаемым в полете.

Пояснения терминов, используемых в стандарте, приведены в справочном приложении 1.

1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ

1.1. В случае применения РУ для торможения самолета должны быть рассчитаны необходимая реверсовооруженность самолета на заданной длине торможения и количество двигателей с РУ, обеспечивающих эту реверсовооруженность.

Реверсовооруженность самолета является параметром, определяющим эффективность применения реверсирования тяги для торможения самолета, и равна отношению средней на длине пробега суммарной тяги всех двигателей с РУ плюс средний тормозящий входной импульс этих двигателей к силе тяжести самолета.

Минимальная реверсовооруженность самолета должна быть рассчитана для различных условий, в которых предполагается использование РУ, и, в первую очередь, для критических случаев послепосадочного пробега самолета без использования тормозов.

1.2. РУ при работе как на прямой, так и на обратной тяге на всех режимах, разрешенных руководством по летной эксплуатации, не должно оказывать недопустимых воздействий на самолет, т.е. должны быть исключены:

- недопустимый нагрев и вибрации элементов конструкции самолета от воздействия реверсивных струй;
- недопустимые вертикальные или боковые нагрузки на элементы самолета в случае установки неуравновешенного РУ или каких-либо отказов РУ;
- недопустимое снижение устойчивости и управляемости самолета из-за влияния реверсивных струй на системы управления;
- существенное изменение аэродинамических характеристик самолета.

1.3. Конструктивные элементы РУ, определяющие направление выходящей реактивной струи, должны с учетом размещения РУ на самолете обеспечивать отсутствие попадания выходных струй в воздухозаборник двигателя или в воздухозаборники соседних двигателей в количестве, нарушающем устойчивую работу двигателя, до заданного значения послепосадочной скорости самолета, а также обеспечивать отсутствие попадания в воздухозаборник под действием реверсивных струй посторонних частиц и предметов с поверхности аэродрома.

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника

1.4. На стадии эскизного проектирования самолета и силовой установки с РУ должна быть проведена расчетная или экспериментальная (на моделях) оценка скорости самолета во время его торможения с использованием РУ, при которой начинается попадание выходных струй в воздухозаборники своего или соседних двигателей.

При испытании исполнительной модели самолета в аэродинамической трубе должно быть получено экспериментальное подтверждение скорости, при которой начинается попадание выходных струй на вход в двигатель, а также должны быть измерены аэродинамические моменты, возникающие от воздействия реверсивных струй, и проверены эффективность элементов управления самолетом и изменение аэродинамических характеристик.

1.5. РУ при включении, работе на обратной тяге и при выключении, а также при работе на прямой тяге не должны вызывать недопустимых отклонений в работе двигателя. Увеличение и уменьшение реверсивной тяги при изменении режима работы двигателя с включенным РУ должно быть плавным, без скачков и провалов, выходящих за пределы, установленные технической документацией.

В случае увеличения колебаний или изменения частоты вращения роторов, изменения характеристик вибраций корпусов, повышения температуры выходящих газов из двигателя или изменения других параметров должны быть проведены специальные расчеты или испытания, подтверждающие допустимость этих изменений.

1.6. РУ в полетных условиях не должны давать существенных аэродинамических потерь за счет неприлегания внешних ковшей, наличия открытых окон, перетеканий по внутренним полостям РУ и т.п.

Фактические потери должны определяться испытаниями РУ в аэродинамических трубах или при специальных летных испытаниях.

Определенные при испытаниях значения потерь должны быть специально согласованы.

2. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ

2.1. Потеря тяги и увеличение удельного расхода топлива двигателя на режимах прямой тяги, обусловленные РУ, должны быть минимальными.

2.2. Масса РУ должна быть минимальной. Оценку массы РУ ($M_{РУ}$) следует проводить по значению удельной массы РУ $M_{РУ_{УД}}$, определяемой по формуле:

$$M_{РУ_{УД}} = \frac{M_{РУ}}{G_в},$$

где $M_{РУ}$ – сумма масс деталей, обеспечивающих получение обратной тяги, трактовых поверхностей на участке РУ, а также привода с рабочим телом, агрегатов РУ, системы управления и сигнализации, кг;

Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника
№ изм. | 2
№ изв. | 11562

$G_в$ – массовый расход воздуха через двигатель (через реверсируемый контур двигателя) на взлетном режиме, кг/с.

Оптимальные значения удельной массы реверсивных устройств $M_{РУ\,уд}$ приведены в рекомендуемом приложении 2.

2.3. Каждый элемент конструкции РУ и все его агрегаты должны быть надежно защищены от влияния метеорологических условий и коррозии.

Детали узлов опор и подшипники в поворотных и движущихся элементах должны выполняться из коррозионно-стойких материалов. Примененные смазки должны быть проверены на отсутствие склонности при длительной работе к коксованию.

2.4. Для обеспечения запасов газодинамической устойчивости двигателя при включении РУ, а также при работе на режимах обратной тяги должны быть выполнены следующие требования:

– эффективная площадь проходных трактовых сечений РУ должна быть такой, чтобы в процессе перекладки поворотных элементов РУ и на всех режимах обратной тяги смещение линий рабочих режимов на поле характеристик каждого из каскадов компрессора (а также вентилятора, если двигатель двухконтурный) не было более 1 % по коэффициенту смещения линий рабочих режимов K_R относительно соответствующих режимов прямой тяги.

K_R должен определяться по формуле:

$$K_R = \frac{\frac{\pi'_к}{G'_{в.пр}}}{\frac{\pi_к}{G_{в.пр}}},$$

где $\pi_к, \pi'_к$ – степень повышения давления компрессора на режимах прямой и обратной тяги соответственно на одних и тех же частотах вращения;

$G_{в.пр}, G'_{в.пр}$ – приведенный расход воздуха на режимах прямой и обратной тяги соответственно на одних и тех же частотах вращения, кг/с;

– в двухконтурных двигателях конфигурация проточной части РУ и прилегающих участков газовоздушного тракта должна быть такой, чтобы в проточной части за вентилятором на режимах прямой и обратной тяги пульсации полного давления $\Delta\bar{P}$ не были более 2 %.

Значение $\Delta\bar{P}$ определяется по формуле:

$$\Delta\bar{P} = \frac{A}{P^*_{ср}} 100 \leqslant 2\ \%,$$

где A – размах пульсаций полного давления, Па;

$P^*_{ср}$ – осредненное по времени давление заторможенного потока, Па.

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника

2.5. Конструктивно РУ по возможности должны выполняться в виде единого цельного модуля, с обеспечением легкого монтажа и демонтажа к элементам крепления двигателя или самолета, при этом без каких-либо частичных разборок самого узла РУ. В РУ должна быть обеспечена возможность легкой замены наиболее нагруженных деталей (решеток, створок и т.п.) в условиях эксплуатации. При необеспечении взаимозаменяемости РУ для разных силовых установок самолета объем переделок должен быть минимальным.

2.6. Все системы и агрегаты, необходимые для работы РУ, по возможности должны быть установлены на РУ, составляя с ним единый комплекс, чем должна обеспечиваться возможность испытаний РУ в случае его изготовления и поставки отдельно от двигателя.

Невыполнение указанного условия должно быть обосновано: какие характеристики РУ в этом случае существенно улучшены (параметры, масса и т.п.).

2.7. РУ должно иметь достаточное число такелажных узлов для монтажа и демонтажа. В конструкции РУ должны быть предусмотрены специальные элементы, обеспечивающие образование опорных поверхностей для транспортирования.

2.8. При использовании на РУ систем управления с гидроприводами должны применяться преимущественно негорючие рабочие жидкости.

2.9. При наличии в конструкции РУ зон, где может скапливаться топливо или атмосферная влага, в указанных местах должны быть дренажные отверстия или системы по схеме, согласованной с разработчиком самолета.

2.10. Конструкция РУ должна обеспечивать возможность получения достаточной информации для оценки технического состояния РУ в процессе эксплуатации.

Для осмотра высоконагруженных деталей при необходимости должны быть предусмотрены специальные окна и лючки, обеспечивающие визуальный контроль или ввод контрольных приборов.

2.11. Конструкция РУ должна обеспечивать высокую эксплуатационную технологичность:

- удобный доступ ко всем агрегатам и возможность их замены;
- минимальные регламентные работы;
- возможность проверки срабатывания РУ или его элементов при неработающем двигателе (от аэродромного источника) или ручным приспособлением;
- крышки люков для подхода к часто обслуживаемым агрегатам должны быть легкооткрываемыми или легкосъемными.

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника

3. ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ, БЛОКИРОВКИ И СИГНАЛИЗАЦИИ

3.1. Система управления РУ должна обеспечивать включение и выключение РУ с любого режима работы двигателя.

3.2. Рычаг управления реверсивным устройством (РУР) конструктивно должен быть объединен с рычагом управления двигателем (РУД).

3.3. Система управления РУ должна быть выполнена таким образом, чтобы для увеличения обратной тяги необходимо было перемешать РУД "к себе", а для уменьшения - "от себя".

3.4. Системы управления РУ на самолете должны быть выполнены так, чтобы перевод двигателя на режим реверсирования тяги требовал необходимости выполнения двух раздельных, четко выраженных операций:

- уборка прямой тяги с фиксацией РУД в положение малого газа;
- включение РУ и выход на режим реверсирования тяги.

3.5. Система управления РУ должна обеспечивать:

- автоматическое выключение или снижение режима работы двигателя до малого газа в случае самопроизвольного включения РУ, а также в случаях неперекладки РУ в положение "обратная тяга" или отказа системы управления РУ;
- невозможность увеличения режима работы двигателя выше малого газа в случае неперекладки РУ из положения "прямая тяга" в положение "обратная тяга" или из положения "обратная тяга" в положение "прямая тяга";
- автоматическое снижение режима работы двигателя до малого газа в случае отказа, приводящего к самопроизвольной перекладке РУ в положение "прямая тяга".

3.6. Исполнительные элементы РУ в положении "прямая тяга" должны иметь специальное запорное устройство (замок), блокирующее их самопроизвольную перекладку в положение "обратная тяга".

3.7. РУ должно быть оборудовано сигнализаторами, передающими информацию об открытии и закрытии замка подвижных элементов и о перекладке РУ (в течение всего времени реверсирования). Сигнал о случайном открытии замка должен отличаться от сигнала об открытии замка при включении РУ летным экипажем.

Постановка дополнительных сигнализаторов о промежуточных положениях подвижных элементов РУ может вводиться в случае их необходимости.

Выдача сигнала на сигнализатор должна обеспечиваться непосредственно с того элемента конструкции, функциональное действие которого контролируется.

№ изм. 2
№ изв. 11562
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4971

3.8. В процессе разработки РУ расчетно-экспериментально должна быть подтверждена мощность $N_{потр.max}$, необходимая для перекладки РУ в положения обратной и прямой тяги в различных эксплуатационных условиях.

3.9. Мощность привода $N_{прив}$, обеспечивающего перекладку РУ, должна быть

$$N_{прив} \geq 1{,}5\, N_{потр.max}$$

3.10. Выбор типа привода должен проводиться с учетом оптимальных конструктивных условий его работы по размерам, мощности, массе, эксплуатационным факторам.

4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И НОРМЫ

4.1. Отклонения от заданной максимальной обратной тяги не должны быть более 5 %.

4.2. Подвижные элементы РУ из положения "прямая тяга" в положение "обратная тяга" должны перекладываться за время не более 2 с; из положения "обратная тяга" в положение "прямая тяга" – в пределах от 3 до 5 с.

При перекладках РУ в положение прямой тяги на режиме земного малого газа допускается время перекладки менее 3 с.

4.3. Время приемистости от режимов прямой тяги до режима максимальной обратной тяги должно оговариваться тактико-техническими требованиями (ТТТ).

Во всех случаях время перехода от режима прямой тяги полетного малого газа к режиму, соответствующему 95 % максимальной обратной тяги, не должно быть более 10 с; время перехода от взлетного режима до режима, соответствующего 95 % максимальной обратной тяги (прерванный взлет), не должно быть более 6 с.

4.4. Время работы РУ на установившемся режиме максимальной обратной тяги должно обеспечиваться не менее 60 с.

Допускается по согласованным ТТТ уменьшение указанного значения.

4.5. Количество рабочих включений РУ (с выходом на максимальную обратную тягу) на каждые 100 ч наработки силовой установки в зависимости от средней продолжительности одного полета самолета, на котором установлены РУ данного типа, должно соответствовать указанным в таблице.

Средняя продолжительность полета самолета, на котором установлено РУ, ч	Количество включений РУ на 100 ч наработки
Более 4,0	35
От 2,0 до 4,0 включ.	60

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | Инв. № подлинника 4971

Продолжение

Средняя продолжительность полета самолета, на котором установлено РУ, ч	Количество включений РУ на 100 ч наработки
От 1,5 до 2,0 включ.	80
От 1,0 до 1,5 включ.	100
Менее 1,0	120

5. ТРЕБОВАНИЯ ПО НАДЕЖНОСТИ

5.1. Для РУ должны быть определены расчетные значения запасов статической прочности его элементов на наиболее тяжелых режимах с учетом рабочих температур.

Достаточность значений запасов прочности может оцениваться на основании имеющегося опыта эксплуатации РУ аналогичных конструкций и должна согласовываться с головной организацией разработчика.

Максимальное значение запаса прочности любого элемента не должно быть менее требуемой нормативными документами.

5.2. В обязательном порядке должно проводиться термометрирование деталей РУ в стендовых условиях во всем диапазоне эксплуатационных режимов при работе двигателя на прямой и обратной тяге.

5.3. Наиболее нагруженные элементы РУ или имевшие поломки во время доводки должны тензометрироваться в стендовых условиях.

Элементы РУ, воспринимающие нагрузки от внешнего обдува в полете, должны тензометрироваться в летных условиях.

5.4. Объем термометрирования и тензометрирования (пп. 5.2 и 5.3) должен согласовываться с головной организацией разработчика.

5.5. Выход РУ из строя, дефекты или поломки его элементов, системы управления, отказ агрегатов не должны вызывать нарушения работоспособности двигателя.

5.6. Ресурс РУ должен быть не менее ресурса двигателя, при этом время работы на режимах обратной тяги и суммарное количество рабочих включений должны соответствовать пп. 4.4 и 4.5.

5.7. Узлы реверсивного устройства должны быть ремонтопригодны как в стационарных условиях, так и в условиях эксплуатации.

№ изм. 2
№ изв. 11562
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4971

6. УСЛОВИЯ ПРИМЕНЕНИЯ

6.1. РУ должно обеспечивать возможность использования его при пробеге после посадки самолета и при прерванном взлете.

В случае применения РУ в полетных условиях дополнительные требования и объем проверок должны быть оговорены отдельно.

РУ должно допускать также его использование при кратковременных маневрах и перемещениях по аэродрому.

6.2. При послепосадочном пробеге самолета в обычных нормальных условиях (сухая взлетно-посадочная полоса (ВПП), исправные тормоза и т.п.) РУ должно использоваться до скорости пробега, начиная с которой происходит засасывание в двигатель посторонних частиц или попадание выхлопных газов в воздухозаборник двигателя или в воздухозаборники соседних двигателей, приводящее к нарушению их устойчивой работы.

Значение этой скорости должно быть не более 120 км/ч. Допускается по согласованным ТТТ изменение указанного значения.

6.3. Оценка фактической скорости самолета, при которой должны отключаться РУ (п. 6.2), может быть проведена при летных испытаниях или получена предварительным определением критериев неоднородности потока на входе в двигатель при попадании на вход в воздухозаборник реверсивных струй. Указанные критерии приведены в рекомендуемом приложении 3.

6.4. В условиях прерванного взлета применение РУ должно допускаться до полной остановки самолета. Проявляющиеся при этом явления неустойчивой работы двигателей не должны создавать дополнительных критических ситуаций, опасных для самолета.

6.5. В условиях опасных ситуаций при посадке (например, обледенелая ВПП, отказ тормозов и т.п.) РУ самолета должны обеспечивать по суммарной обратной тяге эффективное торможение самолета в пределах ВПП с применением реверсирования до полной остановки самолета, если проявляющиеся явления помпажа не приводят к критической ситуации, опасной для самолета.

В последнем случае должно обеспечиваться торможение самолета в пределах длины ВПП с учетом выключения РУ на предельной скорости, предупреждающей наступление помпажа.

7. ТРЕБОВАНИЯ ПО ОБЪЕМУ ИСПЫТАНИЙ

7.1. Опытный образец РУ до передачи в серийное производство должен пройти комплекс испытаний, указанных в пп. 7.1.1 - 7.1.13.

7.1.1. Стендовые длительные испытания совместно с двигателем, которые проводятся в соответствии и по регламенту "Единые нормы летной годности гражданских и транспортных самолетов стран - членов СЭВ, 1985 г. (ЕНЛГ-С).

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника

7.1.2. Для проверки работоспособности узлов, трубопроводов, агрегатов и других систем РУ должны быть проведены все специальные испытания, предусмотренные соответствующими разделами ЕНЛГ-С.

7.1.3. Проверка работоспособности двигателя при максимальных возможных в эксплуатации значениях температуры газов перед турбиной и частоты вращения роторов ("горячие" испытания) должна проводиться в компоновке с РУ (в случае, если поставка двигателя будет производиться с РУ и без РУ).

7.1.4. При проверке двигателя на достаточность запасов газодинамической устойчивости должно быть подтверждено выполнение требований п. 2.4.

7.1.5. Должно быть проведено термометрирование деталей РУ в соответствии с п. 5.2 и тензометрирование в соответствии с п. 5.3.

7.1.6. Если в конструкции РУ имеются блокировки или какие-либо другие устройства, функциональное назначение которых не проверяется при испытаниях по п. 7.1.2, должны быть проведены специальные испытания, подтверждающие их правильное функционирование.

7.1.7. Проверка значений потерь тяги и ухудшения удельного расхода топлива должна производиться сравнительными испытаниями с постановкой герметичной трактовой оболочки на участке РУ на основных режимах прямой тяги. Эти значения должны быть внесены в технические условия на двигатель.

7.1.8. Обеспечение норм по приемистости от режимов земного малого газа и взлетного (прерванный взлет) до режима, соответствующего 95 % максимальной обратной тяги (п. 4.3) должно быть подтверждено непрерывной записью соответствующих параметров.

7.1.9. Статические испытания силовых элементов РУ должны проводиться для проверки прочности, жесткости и несущей способности при нагрузках, имитирующих аэродинамические, газовые силы и силы инерции, соответствующие максимальным эксплуатационным силам.

Допускается проведение статических испытаний РУ либо в системе полноразмерного двигателя, либо отдельно при условии имитации влияний всех примыкающих стыковочных узлов.

Объем и программа статических испытаний должны быть согласованы с головной организацией по двигателям.

7.1.10. Агрегаты системы управления и целиком вся система должны быть проверены на работоспособность в условиях низких температур. Программа испытаний должна предусматривать имитацию образования конденсата и проверку работоспособности системы при его замерзании.

№ изм. 2
№ изв. 11562
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4971

7.1.11. До начала летных испытаний РУ в системе двигателя должно быть проверено при работе на режимах прямой тяги на летающей лаборатории.

7.1.12. Летные испытания по проверке работоспособности и эффективности РУ должны включать полный объем испытаний, предусмотренных ЕНЛГ-С, в том числе:

- воздействие РУ на работу двигателя (п. 1.5);
- воздействие РУ на самолет (п. 1.2);
- проверки в условиях нормальных взлетов и посадок с проведением специальных испытаний по определению фактической минимальной скорости движения самолета при пробеге, до которой возможно использование реверсивного устройства (см. п. 6.2);
- проверка возможности попадания с ВПП посторонних предметов в воздухозаборники двигателей;
- проверка эффективности РУ при прерванном взлете (п. 6.4);
- проверка эффективности РУ при торможении самолета без использования тормозов (п. 6.5);
- оценка работы системы управления РУ.

7.1.13. В программе летных испытаний самолета должна быть предусмотрена проверка работы РУ в различных условиях эксплуатации при прямой и обратной тяге (по возможности в различных климатических условиях при высокой и низкой температуре окружающей среды).

7.2. При серийном производстве РУ должны быть предусмотрены испытания по ГОСТ В 15.307-77 с учетом следующего:

- изготовленные и собранные РУ до установки на изделие должны подвергаться проверке на срабатывание и на соответствие другим параметрам, оговоренным техническими условиями;
- не реже одного раза в год должна проводиться проверка фактических потерь прямой тяги и удельного расхода топлива в соответствии с п. 7.1.7;
- РУ, отправляемые в эксплуатацию отдельно от двигателя, должны проходить проверку и испытания по специальной программе;
- при необходимости внедрения в конструкцию РУ изменений, требующих проверки длительными испытаниями, или при проведении ресурсных испытаний РУ должны преимущественно использоваться сокращенные эквивалентные (или циклические) испытания по программам, обеспечивающим соответствие по нагрузочным условиям работе РУ в эксплуатации, включая полное количество перекладок на обратную тягу с работой на этом режиме и полное время работы на взлетном режиме.

Инв. № дубликата | 4971
Инв. № подлинника
№ изм. | 2
№ изв. | 11562

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
Справочное

ТЕРМИНЫ И ИХ ПОЯСНЕНИЯ

Термин	Пояснения
1. Запас устойчивости (запас газодинамической устойчивости)	По ГОСТ 23851-79, приложение
2. Исполнительная модель самолета	Модель самолета в выбранной компоновке
3. Коэффициент смещения линий рабочих режимов компрессора	Коэффициент, равный частному от деления отношения степени повышения полного давления к массовому расходу воздуха на режимах обратной и прямой тяги при одной и той же частоте вращения ротора ГТД
4. Неуравновешенное реверсивное устройство	РУ, у которого равнодействующие нагрузок (сил и моментов сил) от выходящих реактивных струй в плоскости, перпендикулярной продольной оси двигателя (мотогондолы самолета), не равны нулю
5. Обратная тяга ГТД Обратная тяга	По ГОСТ 23851-79, приложение
6. Прямая тяга ГТД Прямая тяга	По ОСТ 1 00470-82, приложение
7. Реактивная струя	По ОСТ 1 00470-82, приложение
8. Реверсивное устройство	По ОСТ 1 00470-82, приложение
9. Реверсовооруженность самолета $Q_{рев}$	Отношение средней на длине пробега суммарной обратной тяги всех двигателей с РУ плюс средний тормозящий входной импульс этих двигателей к силе тяжести самолета $$Q_{рев} = \frac{(\bar{P}_{обр} + \frac{1}{2}\bar{G}_{в.рев} V_{пос}) n_1}{G_{пос}},$$ где $\bar{P}_{обр}$ – средняя на длине пробега обратная тяга одного двигателя, Н;

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | Инв. № подлинника 4971

Продолжение

Термин	Пояснения
	$\bar{G}_{в.рев}$ – средний на длине пробега массовый расход воздуха на режиме реверсирования, кг/с; $V_{пос}$ – скорость самолета во время касания при посадке, м/с; n_1 – количество двигателей с реверсивными устройствами; $G_{пос}$ – сила тяжести самолета, Н;
10. Входной импульс двигателя	Произведение массового расхода воздуха на скорость набегающего потока
11. Режим земного малого газа Земной малый газ	По ГОСТ 23851-79
12. Стендовая тяга ГТД Стендовая тяга	По ГОСТ 23851-79

№ изм. 2
№ изв. 1562
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4971

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Рекомендуемое

ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ РЕВЕРСИВНЫХ УСТРОЙСТВ $M_{РУ\ УД}$

1. Значения $M_{РУ\ УД}$ современных РУ в зависимости от их размерности, определяемой расходом воздуха $G_в$ через двигатель на взлетном режиме, указаны в таблице.

Расход воздуха, кг/с	Удельная масса РУ, $\frac{кг}{кг/с}$, не более
Менее 200	1,40
От 200 до 400 включ.	1,35
Более 400	1,30

Примечания:
1. Значения $M_{РУУД}$ даны для РУ, расчетным режимом работы которых являются режимы, не превышающие номинальный (максимальный продолжительный) режим работы двигателя.
2. Для РУ, расчетным режимом работы которых является взлетный режим работы двигателя, значения $M_{РУ\ УД}$ могут быть увеличены ~ на 10%. Для РУ, расчетный режим работы которых превышает по тяге на 5–10% взлетный режим, значения $M_{РУУД}$ могут быть увеличены ~ на 20%.

№ изм. 2 | № изв. 11562
Инв. № дубликата | Инв. № подлинника 4971

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Рекомендуемое

КРИТЕРИИ НЕОДНОРОДНОСТИ ПОТОКА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ ПРИ ПОПАДАНИИ НА ВХОД В ВОЗДУХОЗАБОРНИК РЕВЕРСИВНЫХ СТРУЙ

1. При работе РУ во время послепосадочного пробега самолета значения критериев неоднородности потока на входе в двигатель должны быть:

- мгновенная окружная неравномерность поля полных давлений

$$W = (\Delta \bar{\sigma}_0 + \varepsilon) \leq 6{,}3\%,$$

где $\Delta \bar{\sigma}_0$ – параметр неравномерности стационарного поля полных давлений;

ε – интенсивность пульсаций полного давления, определяемая как отношение среднего квадратического отклонения переменной составляющей процесса колебаний к среднему уровню давлений по сечению;

- импульсивное увеличение потерь полного давления в секторе $\Delta\varphi \sim 60^\circ$

$$\delta\sigma \leq 5\%;$$

- мгновенная окружная неравномерность поля температур

$$\Delta \bar{T}_0 = \frac{\bar{T}^*_{2op} - T^*_{сред}}{T^*_{сред}} 100 \leq 4{,}5\%,$$

где $\bar{T}^*_{2op}$ – температура потока, осредненная по сечению в "горячей" зоне;

$T^*_{сред}$ – температура потока, осредненная по всему сечению перед двигателем.

Методы измерений и расчета вышеуказанных предельных значений критериев указаны в соответствующих документах головной организации по двигателям.

2. Предельные значения указанных критериев являются факультативными и в случае, если при специальных испытаниях двигателя на самолете установлено, что указанные значения возмущений для данного двигателя могут быть превышены, то в качестве предельных возмущений могут быть приняты новые, полученные в результате этих испытаний.

№ изм. 2 | № изв. 11562

Инв. № дубликата | Инв. № подлинника 4971

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

№ изм.	Номера страниц				Номер "Изв. об изм."	Подпись	Дата	Срок введения изменения
	измененных	замененных	новых	аннулированных				
Переиздан с учетом изменений № 1, 2, 6.								

Инв. № дубликата
Инв. № подлинника
4971

gost.e-ecolog.ru