

№ изм.	1	2	б	в	д	е
№ изв.	10803	11562	12721	13057	13145	13194

Изм. № дубликата	4971
Изм. № подлинника	

УДК 629.7.062.3

Группа Д15

## ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

### УСТРОЙСТВА ДЛЯ РЕВЕРСИРОВАНИЯ РЕАКТИВНОЙ ТЯГИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ОСТ 1 01040-82

Общие технические требования

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

[illegible]

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:

$$M_{pyud} = \frac{M_{py}}{G_R},$$

где  $M_{py}$  - 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;

2

**3M**

**№ 38. 11562**

**Инав. № дубликата**

**Имя. № подлинника**

4971

$P_{ср}^*$  - осредненное по времени давление заторможенного потока, Па.

Инв. № дубликата	
Инв. № оригинала	4971

- 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 легкоъемными.

Инв. № дубликата	
Инв. № подлинника	4971

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

Инв. № дубликата	
Инв. № подлинника	4971

$$N_{\text{проб}} \geq 1,5 N_{\text{постр. max}}$$

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

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

При переключках РУ в положение прямой тяги на режиме земного малого газа допускается время переключки 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

№: 43М.	2
№: 43В.	11562

4971

Инв. № дубликата

## 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 (п. 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 п. 4.4 и 4.5.

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

№ изм. 2  
№ изв. 11562

4971

Инв. № дубликата  
Инв. № подлинника



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).

Инв. № дубликата	
Инв. № подлинника	4971

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

4971

Изм. № дубликата	
Изм. № подлинника	

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 В15.307-77 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 переключений на обратную тягу с работой на этом режиме и полное время работы на взлетном режиме.

Инв. № дубликата	
Инв. № оригинала	4971

## 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 (моторгондолы 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 $Q_{rev}$	Отношение средней на длине пробега суммарной обратной тяги всех двигателей с РУ плюс средний тормозящий входной импульс этих двигателей к силе тяжести самолета <div style="text-align: center;"> <math display="block">Q_{rev} = \frac{(\bar{P}_{обр} + \frac{1}{2} \bar{G}_{в.рев} V_{пос}) \eta_i}{G_{пос}},</math> </div> где $\bar{P}_{обр}$ - средняя на длине пробега обратная тяга одного двигателя, Н;

2

11562

№ изм.

№ изм.

4971

Изм. № дубликата

Изм. № переиздания

## Продолжение

Термин	Пояснения
	$\bar{G}_{b.рев}$ - средний на длине пробега массовый расход воздуха на режиме реверсирования, кг/с; $V_{пос}$ - скорость самолета во время касания при посадке, м/с; $n_r$ - 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

2

№ изм.

№ изв. 11562

Инв. № дубликата

Инв. № подлинника

4971

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2

### Рекомендуемое

ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ МАССЫ  
РЕВЕРСИВНЫХ УСТРОЙСТВ  $M_{py}$  уд

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

Расход воздуха, кг/с	Удельная масса РУ, <u>кг</u> , не более кг/с
Менее 200	1,40
От 200 до 400 включ.	1,35
Более 400	1,30

- Примечания: 1. Значения  $M_{pyud}$  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  $M_{pyud}$  могут быть увеличены ~ на 10%. Для РУ, расчетный режим работы которых превышает по тяге на 5-10% взлетный режим, значения  $M_{pyud}$  могут быть увеличены ~ на 20%.

## 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

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

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

$\epsilon$  - 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

$$\Delta \bar{T}_0 = \frac{\bar{T}_{20p}^* - T_{ср}^*}{T_{ср}^*} 100 \leq 4,5\%,$$

где  $\bar{T}_{20p}^*$  - температура потока, осредненная по сечению в "горячей" зоне;

$T_{ср}^*$  - 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	№ изм.	1.1562
--------	---	--------	--------

Изм. № дубликата	4971	Изм. № подлинника	
------------------	------	-------------------	--

[illegible]

Иив. № дубликата	
Иив. № подлинника	4971