УДК 629.7.064.2

Группа Д15

# ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

## СИСТЕМЫ СТАТИЧЕСКОГО И ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЙ ДЛЯ ПИТАНИЯ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ

### Технические требования

ОСТ 1 00762-75

На 13 страницах

Взамен 907АТ

Распоряжением Министерства от 25 июня 1975 г. № 087-16

срок введения установлен с 1 января 1976 г.

Несоблюдение стандарта преследуется по закону

1. Настоящий стандарт распространяется на вновь разрабатываемые и модернизируемые системы статического и полного давлений, предназначенные для питания мембранно-анероидных приборов самолетов и вертолетов.

Стандарт устанавливает технические требования к основным и резервным системам.

Издание официальное ★

Перепечатка воспрещена

Инв. № дубликата 2490

Инв. № подлинника

Лит.изм. № изв.

gost.e-ecolog.ru

2. Систем полного давления на самолете (вертолете) должно быть установлено не менее двух.

Примечания: 1. Требование не распространяется на системы полного давления спортивных самолетов и вертолетов.
2. Подключение приборов первого и второго летчиков к одному приемнику полного давления допускается на легких сверхзвуковых самолетах.

3. Погрешность системы полного давления на самолете должна быть такая, чтобы аэродинамическая погрешность, включающая погрешность восприятия полного и статического давлений, определяемая скоростным способом, должна быть не более ±10 км/ч в горизонтальном полете на малых скоростях с убранной механизацией крыла и с выпущенной во взлетное или в посадочное положение.

4. Расстояние между основным и резервным приемниками полного давления по окружности фюзеляжа должно быть не менее 0,3 м.

5. Систем статического давления на самолете (вертолете) должно быть установлено не менее трех.

Примечания: 1. Требование не распространяется на системы статического давления спортивных самолетов и вертолетов.
2. Установка двух систем статического давления допускается на легких сверхзвуковых самолетах и вертолетах.
3. Подключение приборов первого и второго летчиков к одной статической камере приемника статического давления допускается на легких сверхзвуковых самолетах.

6. К статическим системам пилотажно-навигационных приборов не должны присоединяться статические камеры других приборов.

7. Приемники статического давления должны размещаться на внешней обшивке самолета (вертолета) и иметь удобные подходы для их контроля.

8. Приемники статического давления основных систем при размещении их на фюзеляже должны располагаться симметрично на левом и правом бортах и закольцовываться.

Примечание. Резервные приемники статического давления могут быть не закольцованы.

9. Установка приемников статического давления должна производиться в местах, исключающих влияние на воспринимаемое статическое давление работы авиадвигателей, самолетных деталей (антенн, обтекателей и т.д.), оснастки дверей, воды и других жидкостей, выливающихся из дренажных отверстий самолета, а также других деталей, искажающих эпюру давления вокруг приемных отверстий.

10. Приемники статического давления должны размещаться в зонах, наименее подверженных обледенению.

11. Основные приемники статического давления, расположенные на фюзеляже и подвергающиеся обледенению, должны обеспечиваться обогревом.

№ изм. | № изв
2490
Инв. № дубликата | Инв. № подлинника

12. Резервный приемник статического давления должен обеспечивать надежную работу в условиях обледенения без местного обогрева.

Примечание. Требование не распространяется на легкие сверхзвуковые самолеты.

13. Рядом с приемниками статического давления, расположенными на фюзеляже, должно быть обозначено, к какой системе они принадлежат.

14. Величины и градиенты аэродинамических погрешностей основных систем статического давления для дозвуковых самолетов соответственно должны быть не более:

а) ±10 м и ±0,05 $\frac{м}{км/ч}$ при взлете и заходе на посадку;

б) ±60 м и ±0,25 $\frac{м}{км/ч}$ во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и в интервале высот эшелонирования через 300 м.

15. При использовании приемников статического давления с аэродинамическими компенсаторами на дозвуковых самолетах величины аэродинамических погрешностей системы статического давления по высоте должны быть не более ±25 м в диапазоне крейсерских скоростей и в интервале высот эшелонирования через 300 м.

16. Величины и градиенты аэродинамических погрешностей основных систем статического давления с приемниками статического давления, установленными на носовой штанге, для сверхзвуковых самолетов соответственно должны быть не более:

а) ±10 м и ±0,05 $\frac{м}{км/ч}$ при взлете и заходе на посадку;

б) значений, указанных в табл. 1, и ±0,25 $\frac{м}{км/ч}$ во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

Таблица 1

| Число M | 0,20 | 0,30 | 0,40 | 0,50 | 0,60 | 0,70 | 0,80 | 0,90 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Величина аэродинамической погрешности по высоте, м | ±10 | ±15 | ±20 | ±30 | ±40 | ±60 | ±80 | ±100 |

Продолжение

| Число M | 0,95 | 1,10 | 1,20 | 1,40 | 1,60 | 1,80 | 2,00 | 3,00 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Величина аэродинамической погрешности по высоте, м | ±150 | ±200 | ±200 | ±250 | ±250 | ±250 | ±250 | ±300 |

Примечание. Для промежуточных значений чисел M, кроме значений в интервале от 0,95 до 1,10, величины аэродинамических погрешностей определяются линейным интерполированием.

17. Закон аэродинамических погрешностей системы статического давления должен определяться заказчиком путем усреднения результатов тарировки не менее

№ изм. № изв. 2490 Инв. № дубликата Инв. № подлинника

трех серийных самолетов одного типа.

Отклонения величин аэродинамических погрешностей от усредненных значений, полученных на трех самолетах одного типа, должны быть не более ±30 м для дозвуковых самолетов и ±40 м для сверхзвуковых самолетов во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей, за исключением скоростей, соответствующих промежуточным значениям чисел М в интервале от 0,95 до 1,10.

18. Разница аэродинамических погрешностей основной и резервной систем статического давления по скорости должна быть не более ±10 км/ч на взлетно-посадочных режимах полета и ±20 км/ч на остальных дозвуковых режимах во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

19. Величины колебаний статического давления в основных системах в горизонтальном полете самолета по высоте и вертикальной скорости соответственно должны быть не более ±5 м и ±0,5 м/с во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

20. Величина изменения коэффициента давления в зависимости от изменения угла атаки самолета на 1 градус для приемников статического давления, которые обеспечивают питание приборов, выдающих сигналы в систему управления, должна быть не более 0,005 и определяться на этапе государственных испытаний.

21. На тяжелых дозвуковых самолетах одна из систем статического давления должна обеспечивать возможность подключения тарировочного устройства типа "буксируемый приемник" с контрольно-записывающей аппаратурой для ее тарировки.

22. Расстояние между основным и резервным приемниками статического давления, расположенными на фюзеляже, должно быть не менее 1,5 м.

23. Для систем статического и полного давлений первого и (или) второго летчиков должно обеспечиваться переключение с основных приемников давления на резервные.

24. К системам статического и полного давлений первого летчика должно подключаться только то оборудование, которое непосредственно связано с его деятельностью.

Примечание. Требование не распространяется на легкие сверхзвуковые самолеты.

25. Коэффициенты запаздывания основных систем статического и полного давлений с объемами внутренних камер потребителей при наземном определении в зависимости от назначения систем должны соответствовать величинам, указанным в табл. 2.

№ изм. № изв. 2490 Инв. № дубликата Инв. № подлинника

Таблица 2

| Коэффициент запаздывания, с, не более | | Назначение систем |
|---|---|---|
| для маневренных и ограниченно маневренных самолетов | для неманевренных самолетов и вертолетов | |
| 0,2 | 0,4 | Питание датчиков, используемых для непосредственного формирования сигналов управления в системах автоматического управления |
| 1,0 | | Питание пилотажно-навигационных приборов, датчиков спецсистем и аварийных самописцев |
| 3,0 | | Питание всех остальных приборов и датчиков штатной аппаратуры |

Примечания: 1. Допускается подключение приборов, входящих в контур управления, к системам статического давления с большим коэффициентом запаздывания, если заданное качество управления обеспечивается,

2. Запаздывание показаний приборов при переключении их на резервную статическую систему допускается на 20% больше запаздывания, указанного в таблице.

Методика определения коэффициентов запаздывания приведена в приложении 1 к настоящему стандарту.

26. Трубопроводы и шланги систем статического и полного давлений должны иметь внутренний диаметр не менее 4 мм.

27. Трубопроводы и шланги должны иметь наклон в направлении сливных отверстий или влагоотстойников, за исключением тех, которые непосредственно соединяются с приборами.

28. В нижних точках магистралей систем статического и полного давлений должны устанавливаться влагоотстойники, изготовленные в соответствии с ОСТ 1 11010-73.

Примеры установки влагоотстойников приведены в рекомендуемом приложении 2 к настоящему стандарту.

29. Размещение и монтаж влагоотстойников должны обеспечивать сток в них всей влаги, появившейся в трубопроводах как на земле, так и в полете. Слив влаги должен производиться без отсоединения влагоотстойников от трубопроводов. Должно быть исключено образование льда внутри трубопровода по всему тракту, в том числе в месте его ввода в фюзеляж.

30. Маркировка трубопроводов систем статического и полного давлений – по ОСТ 1 00134-74.

№ изм. № изв. 2490 Инв. № дубликата Инв. № подлинника

31. Герметичность систем статического и полного давлений должна соответствовать требованиям ОСТ В1 00005-71.

32. Ресурс систем статического и полного давлений без приемников с обогревательными элементами должен быть не менее ресурса самолета.

33. По согласованию между разработчиком и заказчиком в конструкции систем статического и полного давлений должна предусматриваться возможность продувки их в полете без нарушения работоспособности потребителей давления.

34. Металлизация трубопроводов систем статического и полного давлений должна производиться в соответствии с требованиями ОСТ 1 00681-74.

35. Для приемников статического и полного давлений должна быть обеспечена сигнализация отказа обогревательного элемента.

36. Определения терминов, встречающихся в стандарте, приведены в справочном приложении 3 к настоящему стандарту.

№ изм. | № изв
Инв. № дубликата | 2490
Инв. № подлинника

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

# МЕТОДИКА НАЗЕМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЗАПАЗДЫВАНИЯ СИСТЕМ СТАТИЧЕСКОГО И ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЙ

Методика определения коэффициентов запаздывания, основанная на измерении времени выравнивания давления в системах, предусматривает определение коэффициента запаздывания для любых высот и скоростей.

Методика устанавливает:

- последовательность проведения эксперимента;
- порядок обработки данных эксперимента.

## 1. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

1.1. Подключить к системам приборы, измеряющие и записывающие изменение давления.

1.2. Записать по данным метеостанции температуру T и атмосферное давление $P_2$.

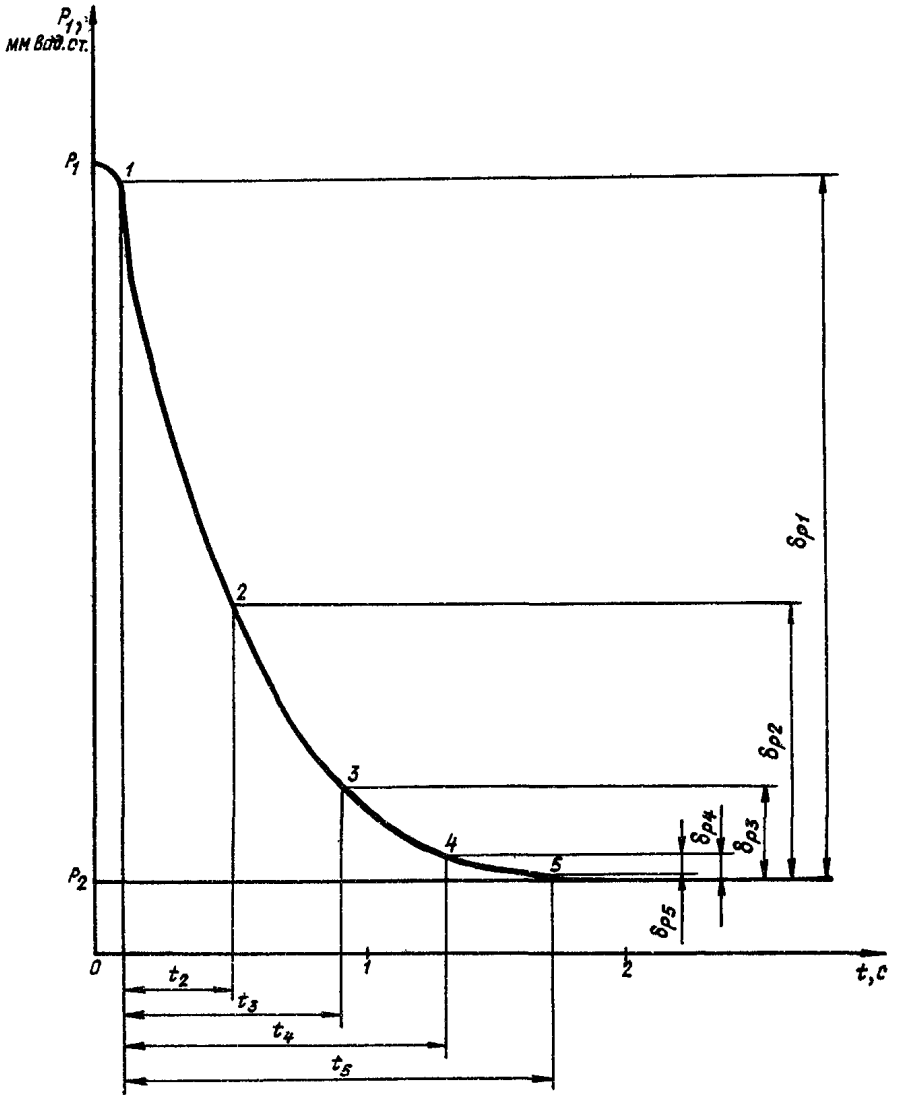
1.3. Заглушить отверстия приемника давления и создать в системе давление или разрежение $\delta_p = 10 \div 15$ мм рт.ст., где $\delta_p = |P_1 - P_2|$; $P_1$ – абсолютное давление в системе, мм рт. ст.

1.4. Включить приборы, открыть отверстия приемника давления и провести запись кривой выравнивания давления $P_1$.

## 2. ПОРЯДОК ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТА

2.1. На полученной кривой выравнивания давления (черт. 1) сделать 5-6 засечек на равном расстоянии по времени. Начальный участок кривой, где кривизна имеет обратный знак, отбрасывается. Для удобства обработки данных значения давлений $P_1$ и $P_2$ на оси ординат отложить в миллиметрах водяного столба, учитывая, что 1 мм рт. ст. = 13,595 мм вод. ст. Записать для каждой точки значение времени $t$ и $\delta_p$.

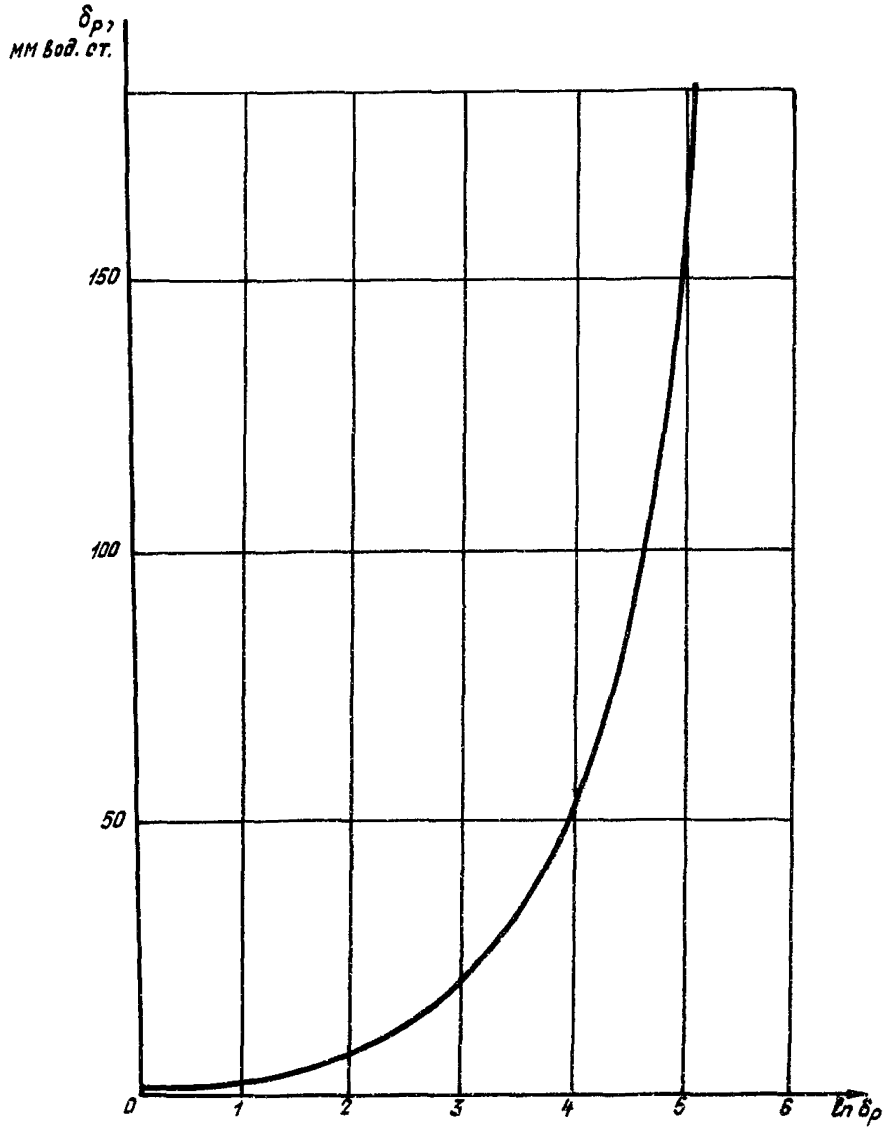
№ изм. | № изв. | Инв. № дубликата | Инв. № подлинника | 2490




Черт. 1

2.2. При помощи кривой $\ell n\ \delta_p = f(\delta_p)$ (черт. 2) для каждого значения $\delta_p$ определить значение $\ell n\ \delta_p$.

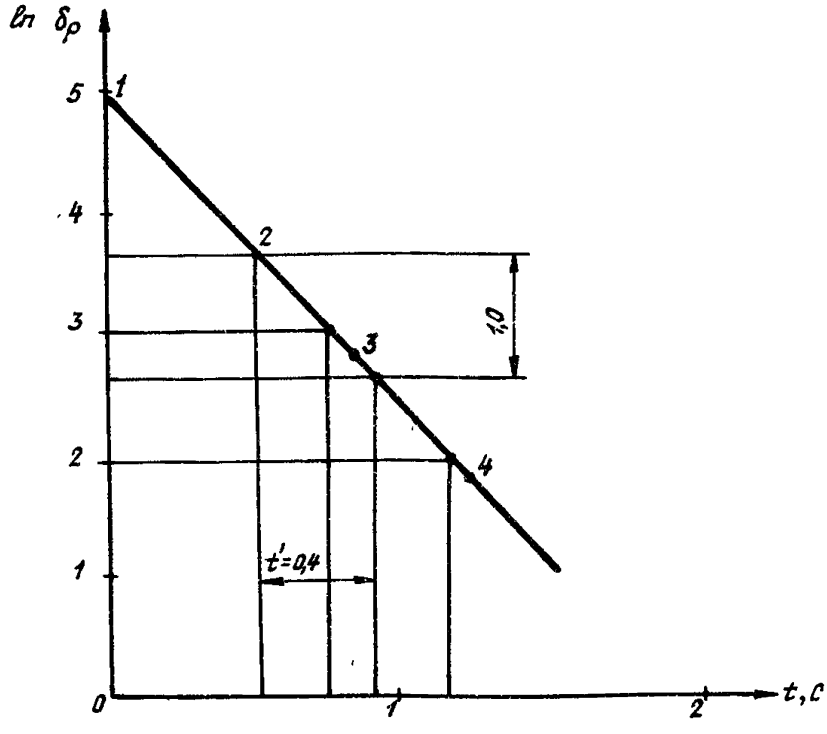
№ изм. № изв.
Инв. № дубликата 2490
Инв. № подлинника




Черт. 2

2.3. Полученные точки нанести на график $\ln \delta_p = f(t)$ (черт. 3) и через них провести прямую. Если зависимость $\ln \delta_p = f(t)$ нелинейна, то проводится осредняющая прямая.

№ изм. № изв.
Инв. № дубликата 2490
Инв. № подлинника




Черт. 3

2.4. По графику $\ln \delta_p = f(t)$ определить время, в течение которого ординаты точек прямой изменяются на единицу.

2.5. Подсчитать коэффициент запаздывания $\lambda_o$ в секундах по формуле:

$$\lambda_o = 0{,}379 \frac{P_2}{T} t',$$

где $P_2$ – атмосферное давление, мм рт. ст.;

$T$ – температура, $^{o}K$;

$t'$ – время, снимаемое с графика, с.

2.6. Для различных режимов полета коэффициент запаздывания пересчитывается по формуле:

$$\lambda_н = \lambda_o \frac{T_н}{P_н} \cdot \frac{P_o}{T_o} = \frac{\lambda_o}{0{,}379} \cdot \frac{T_н}{P_н},$$

где $P_o$ – давление у земли, мм рт. ст.;

$T_o$ – температура у земли, $^{o}K$;

$P_н$ – давление в системе на соответствующем режиме полета, мм рт. ст.

Примечание. При использовании в качестве приемников воздушных давлений ПВД-18 с пневмопереключателем при определении коэффициента запаздывания систем статического давления, подключенных к 1 и 3-й статическим камерам, необходимо различать дозвуковой и сверхзвуковой режимы работы приемника и выполнять сле-

№ изм | № изв. | Инв. № дубликата | Инв. № подлинника | 2490

дующие дополнительные условия:

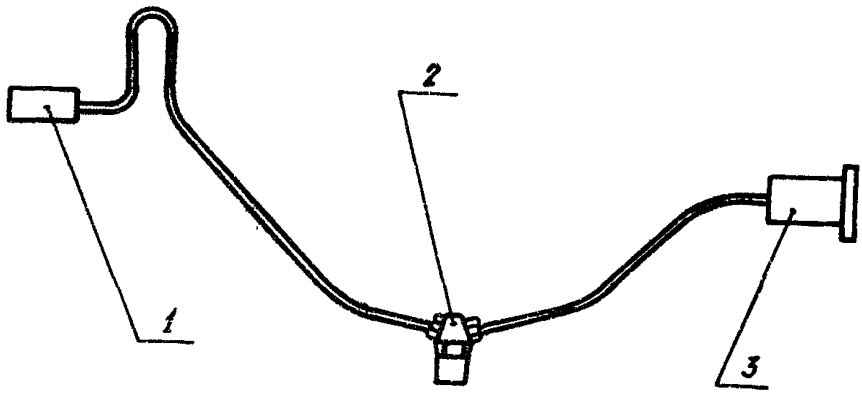
- при определении коэффициента запаздывания статической системы, подключенной к 1-й камере, в дозвуковом режиме полета необходимо в 3-ю статическую камеру подать разрежение, по абсолютной величине превышающее величину задаваемого в 1-ю камеру отрицательного давления (разрежения) по указателю высотомера на 50 ÷ 100 м, т.е. на величину порога срабатывания пневмопереключателя, далее по методике;
- при определении коэффициента запаздывания статической системы, подключенной к 1-й камере, в сверхзвуковом режиме полета необходимо в 3-ю статическую камеру подать избыточное давление, равное (-50 ÷ -100)м по указателю высотомера для срабатывания пневмопереключателя, далее по методике;
- при определении коэффициента запаздывания статической системы, подключенной к 3-й камере, в сверхзвуковом режиме полета необходимо в 1-ю камеру подать разрежение, по абсолютной величине превышающее величину задаваемого в 3-ю камеру отрицательного давления по указателю высотомера на 50 - 100 м, далее по методике;
- коэффициент запаздывания статической системы, подключенной ко 2-й камере ПВД-18, а также к 3-й камере в дозвуковом режиме полета, определяется в соответствии с методикой.

Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 2490
№ изм.
№ изв.

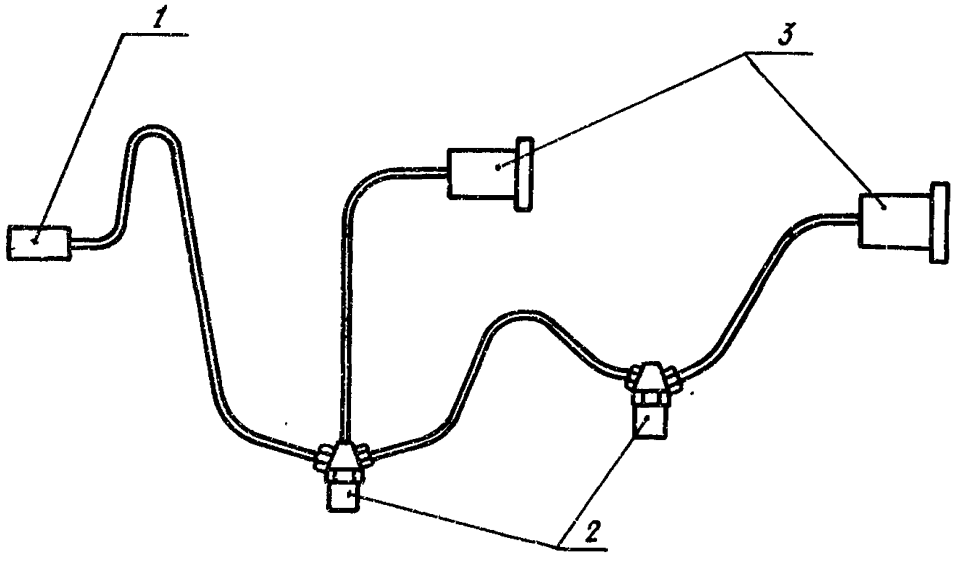
Рекомендуемое

## ПРИМЕРЫ УСТАНОВКИ ВЛАГООТСТОЙНИКОВ В СИСТЕМАХ СТАТИЧЕСКОГО И ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЙ

Неразветвленная система




Разветвленная система




1 – приемник воздушного давления;
2 – влагоотстойник; 3 – прибор

№ изм
№ изв.
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника
2490

Справочное

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМИНОВ, ВСТРЕЧАЮЩИХСЯ В СТАНДАРТЕ

Основная система – система, питающая мембранно-анероидные приборы, пилотажно-навигационные системы, самописцы и т.д. в нормальных условиях полета.

Резервная система – система, дублирующая основную систему (на участке от приемника до крана переключения) при отказе последней.

Буксируемый приемник – устройство, состоящее из приемника статического давления, соединительного шланга и стабилизирующего конуса, предназначенное для восприятия неискаженного статического давления при летных испытаниях.

Коэффициент давления – величина аэродинамической погрешности, отнесенная к скоростному напору $\Delta \bar{P}_a = \frac{\Delta P_a}{q}$

№ изм. № изв. Дубликата подлинника 2490 Инв. Инв.

gost.e-ecolog.ru