

1205

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 807АТ

Лит.изм.  
№ изв.

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.

Изм. № дубликата  
Изм. № подлинника

2490

Издание официальное



Перепечатка воспрещена

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  $\pm 10$  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, исключая влияние на воспринимаемое статическое давление работы авиадвигателей, самолетных деталей (антенн, обтекателей и т.д.), оснастки дверей, воды и других жидкостей, выливаемых 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 подверженные обледенению, должны обеспечиваться обогревом.

№ изм.

№ изв.

2490

Изм. № дубликата

Изм. № 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)  $\pm 10$  м и  $\pm 0,05 \frac{M}{KM/ч}$  при взлете и заходе на посадку;

б)  $\pm 60$  м и  $\pm 0,25 \frac{M}{KM/ч}$  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  $\pm 25$  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)  $\pm 10$  м и  $\pm 0,05 \frac{M}{KM/ч}$  при взлете и заходе на посадку;

б) значений, указанных в табл. 1, и  $\pm 0,25 \frac{M}{KM/ч}$  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	$\pm 10$	$\pm 15$	$\pm 20$	$\pm 30$	$\pm 40$	$\pm 60$	$\pm 80$	$\pm 100$

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	$\pm 150$	$\pm 200$	$\pm 200$	$\pm 250$	$\pm 250$	$\pm 250$	$\pm 250$	$\pm 300$

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

Изм. № дубликата  
Изм. № подлинника

трех серийных самолетов одного типа.

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

18. Разница аэродинамических погрешностей основной и резервной систем статического давления по скорости должна быть не более  $\pm 10$  км/ч на взлетно-посадочных режимах полета и  $\pm 20$  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  $\pm 5$  м и  $\pm 0,5$  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

Изм. № дубликата

Изм. № подлинника



## 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  $\delta_p = 10 + 15$  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  $P_1$ .

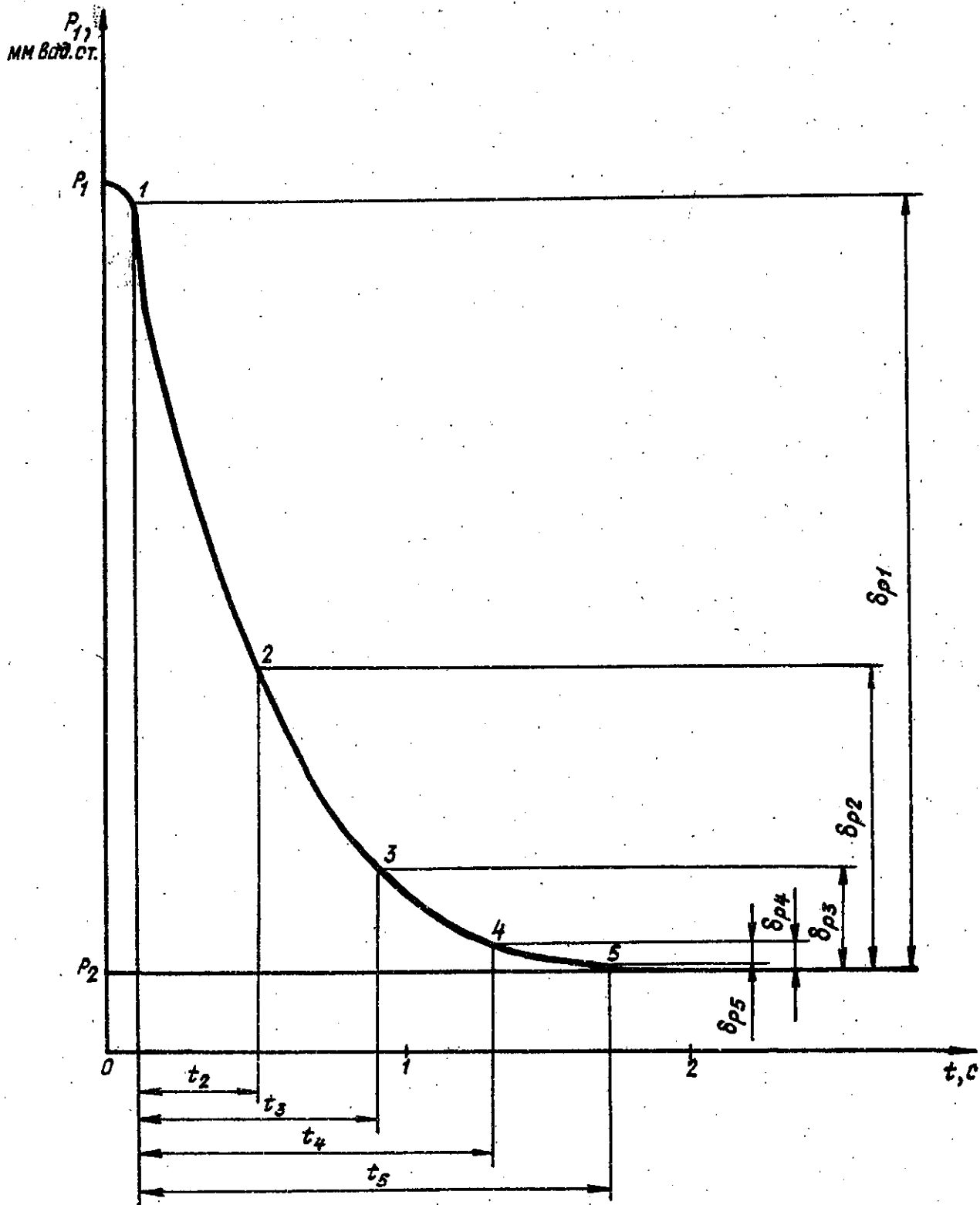
### 2. ПОРЯДОК ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТА

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.

2490

Изм. № дубликата  
Изм. № подлинника



Черт. 1

2.2. При помощи кривой  $\ln \delta_p = f(\delta_p)$  (черт. 2) для каждого значения  $\delta_p$  определить значенки  $\ln \delta_p$ .

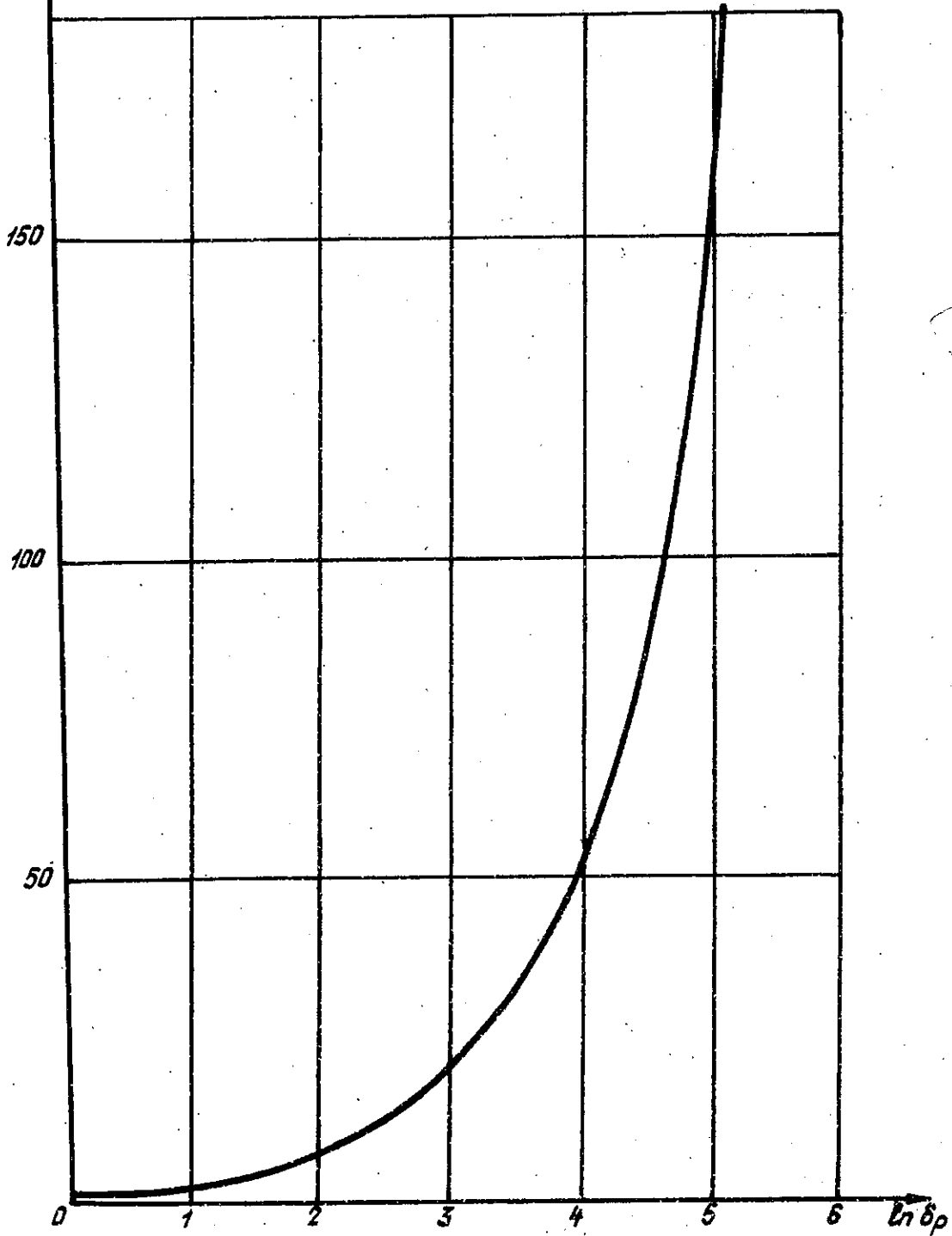
№ изм.  
№ изв.

2490

Изм. № дубликата  
Изм. № подлинника



$\delta_p$   
мм вод. ст.



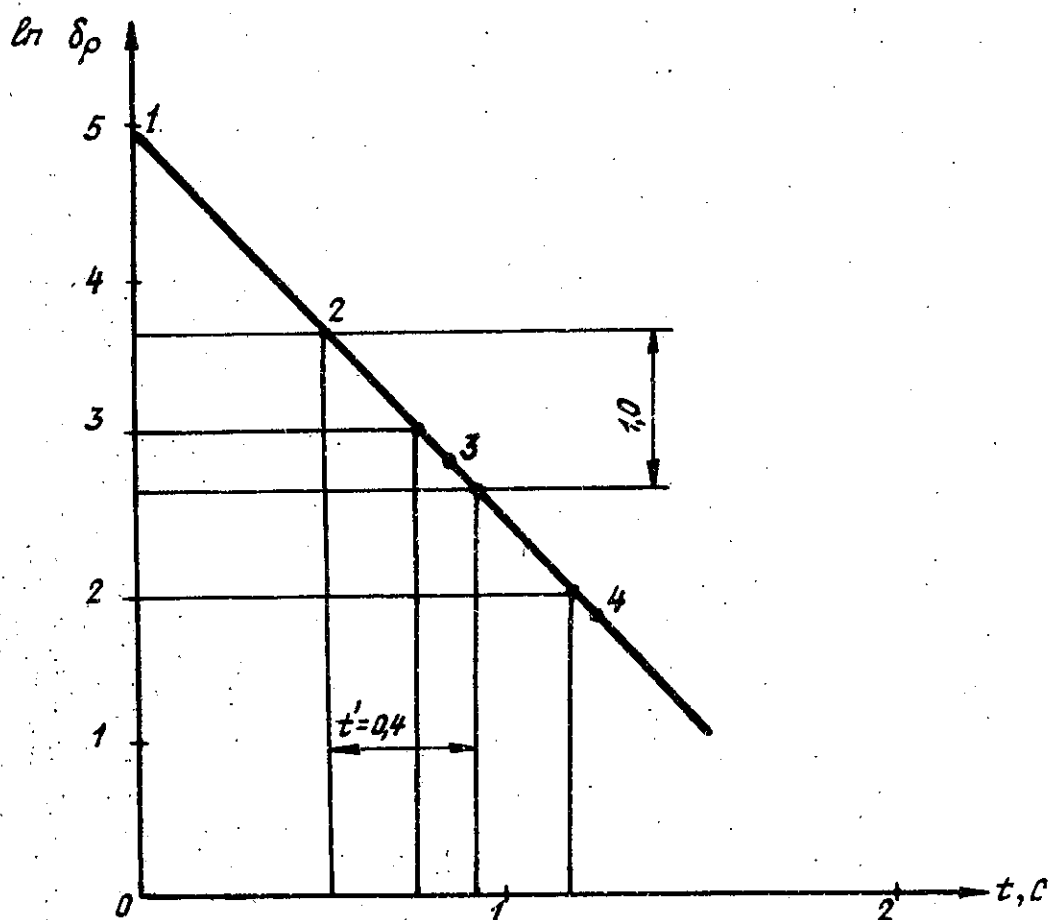
Черт. 2

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.

2490

Ив. № дубликата  
Ив. № 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  $\lambda_0$  в секундах по формуле:

$$\lambda_0 = 0,379 \frac{P_2}{T} t'$$

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

$T$  - температура, °K;

$t'$  - время, снимаемое с графика, с.

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

$$\lambda_H = \lambda_0 \frac{T_H}{P_H} \cdot \frac{P_0}{T_0} = \frac{\lambda_0}{0,379} \cdot \frac{T_H}{P_H}$$

где  $P_0$  - давление у земли, мм рт. ст.;

$T_0$  - температура у земли, °K;

$P_H$  - 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.  
№ изм.

2490

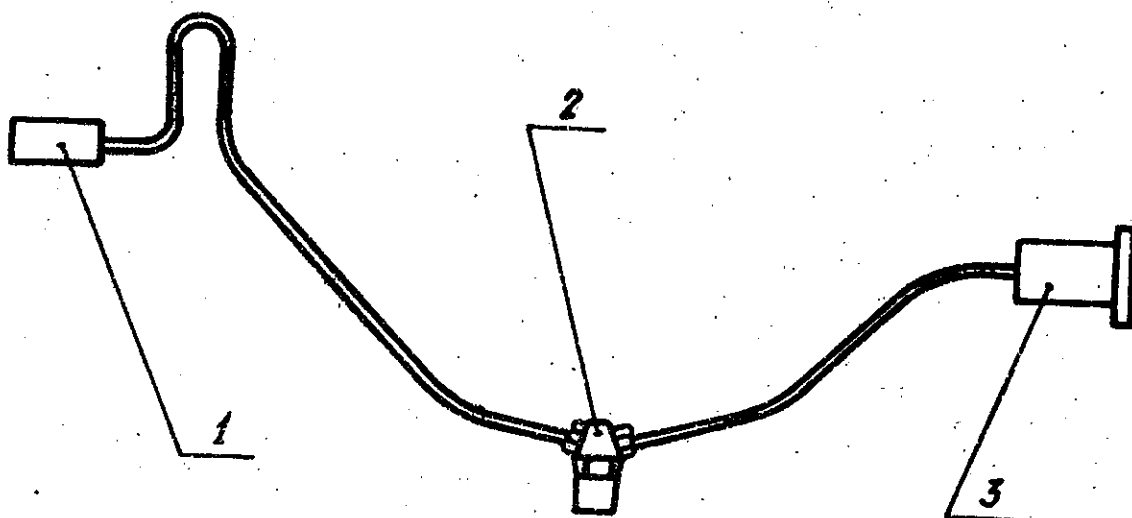
Изм. № дубликата  
Изм. № подлинника



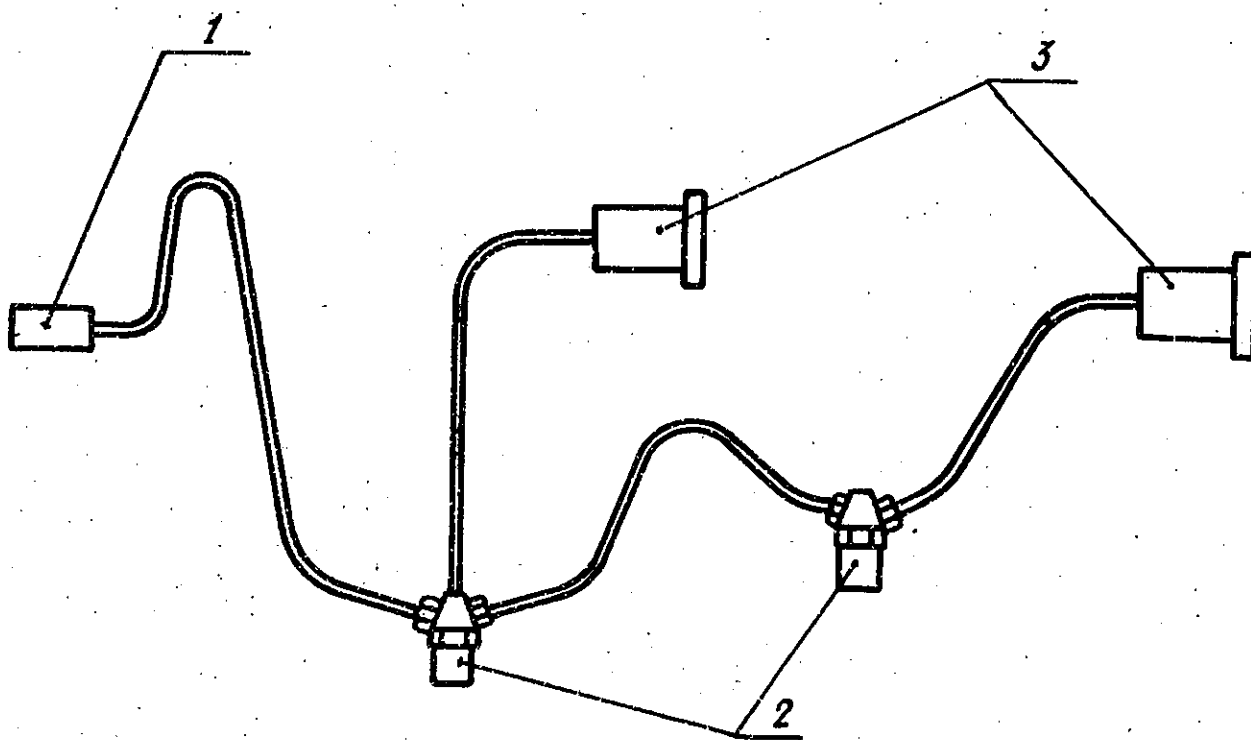
Рекомендуемое

ПРИМЕРЫ УСТАНОВКИ ВЛАГОУСТОЙНИКОВ  
В СИСТЕМАХ СТАТИЧЕСКОГО И ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЙ

Неразветвленная система



Разветвленная система



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

№ изм.  
№ изв.

2490

Инв. № дубликата  
Инв. № подлинника

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.

Инв. № дубликата

Инв. № подлинника

2490