

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

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

Лит. изм.

№ изв.

2490

Изм. № дубликата

Изм. № подлинника

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

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 $\pm 0,05 \frac{M}{\text{км/ч}}$ при взлете и заходе на посадку;
- б) ± 60 м и $\pm 0,25 \frac{M}{\text{км/ч}}$ 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 $\pm 0,05 \frac{M}{\text{км/ч}}$ при взлете и заходе на посадку;
- б) значений, указанных в табл. 1, и $\pm 0,25 \frac{M}{\text{км/ч}}$ 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

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 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 ± 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 $\pm 0,5$ 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.

№ 13М.

No. H38.

Имв. № дубликата

Чув. № подавнишка

2490

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.

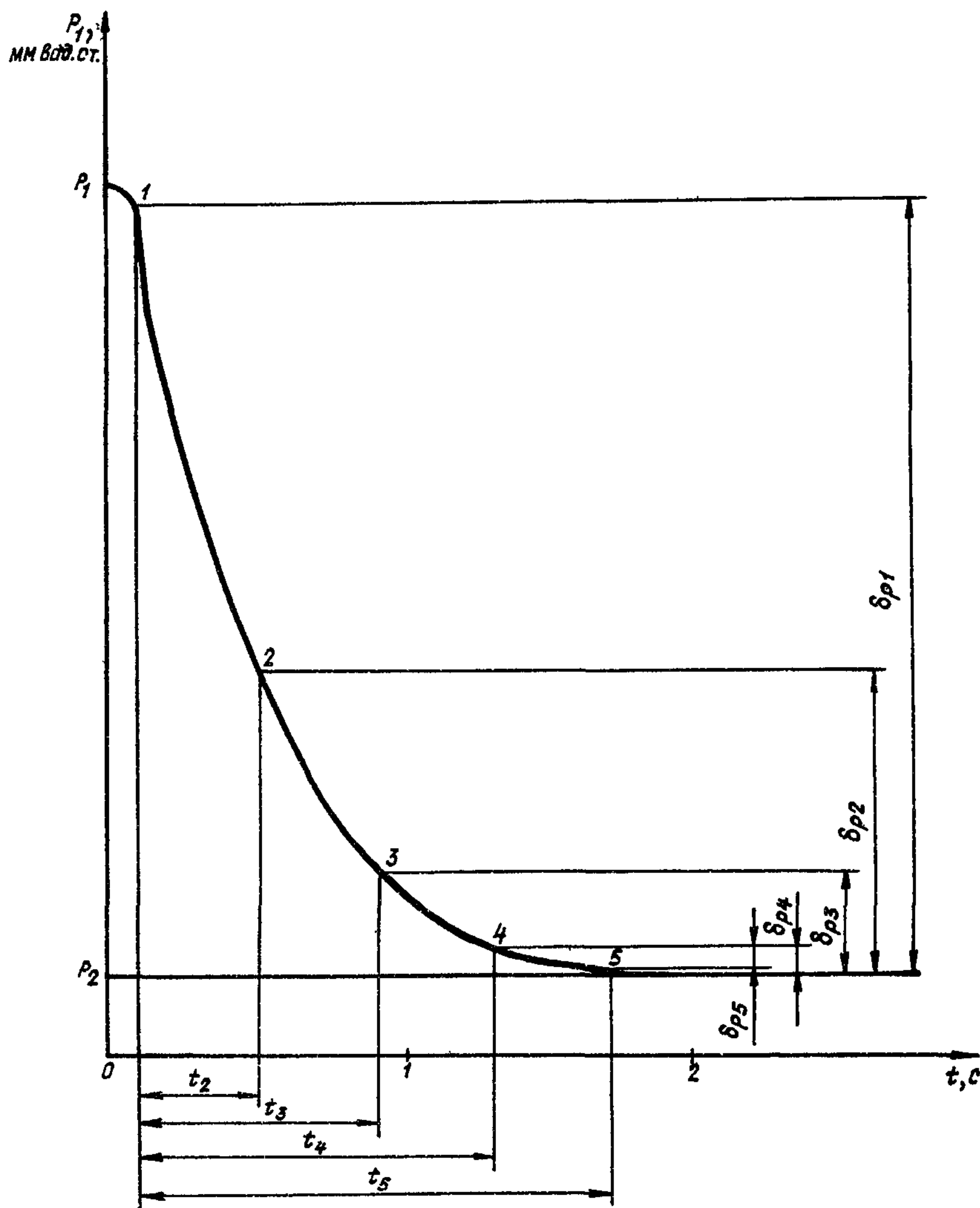
Примеры установки влагоотстойников приведены в рекомендуемом приложении 2 к настоящему стандарту.

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.

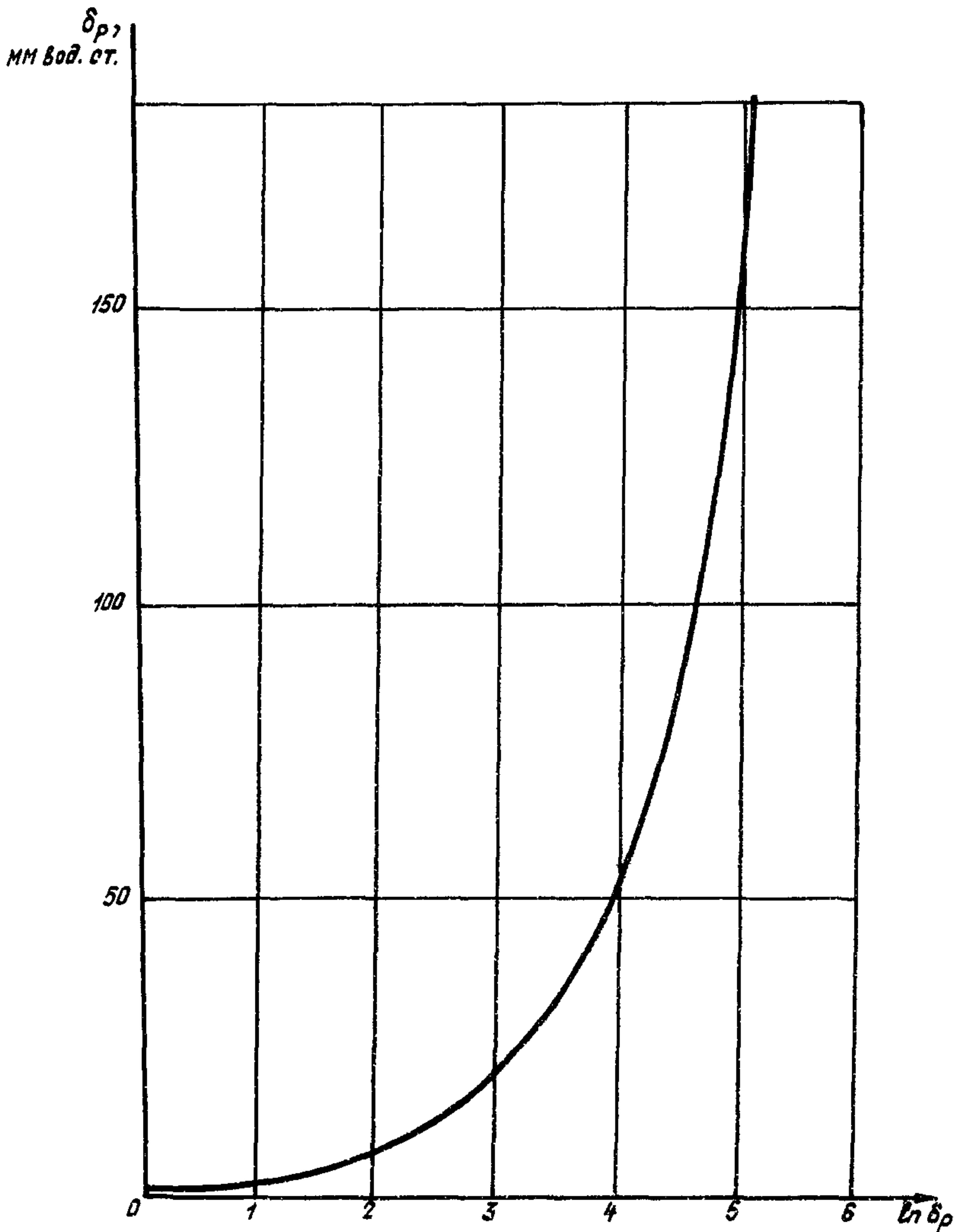
Инв. № дубляката	
Инв. № подлинника	2490

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



Черт. 1

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



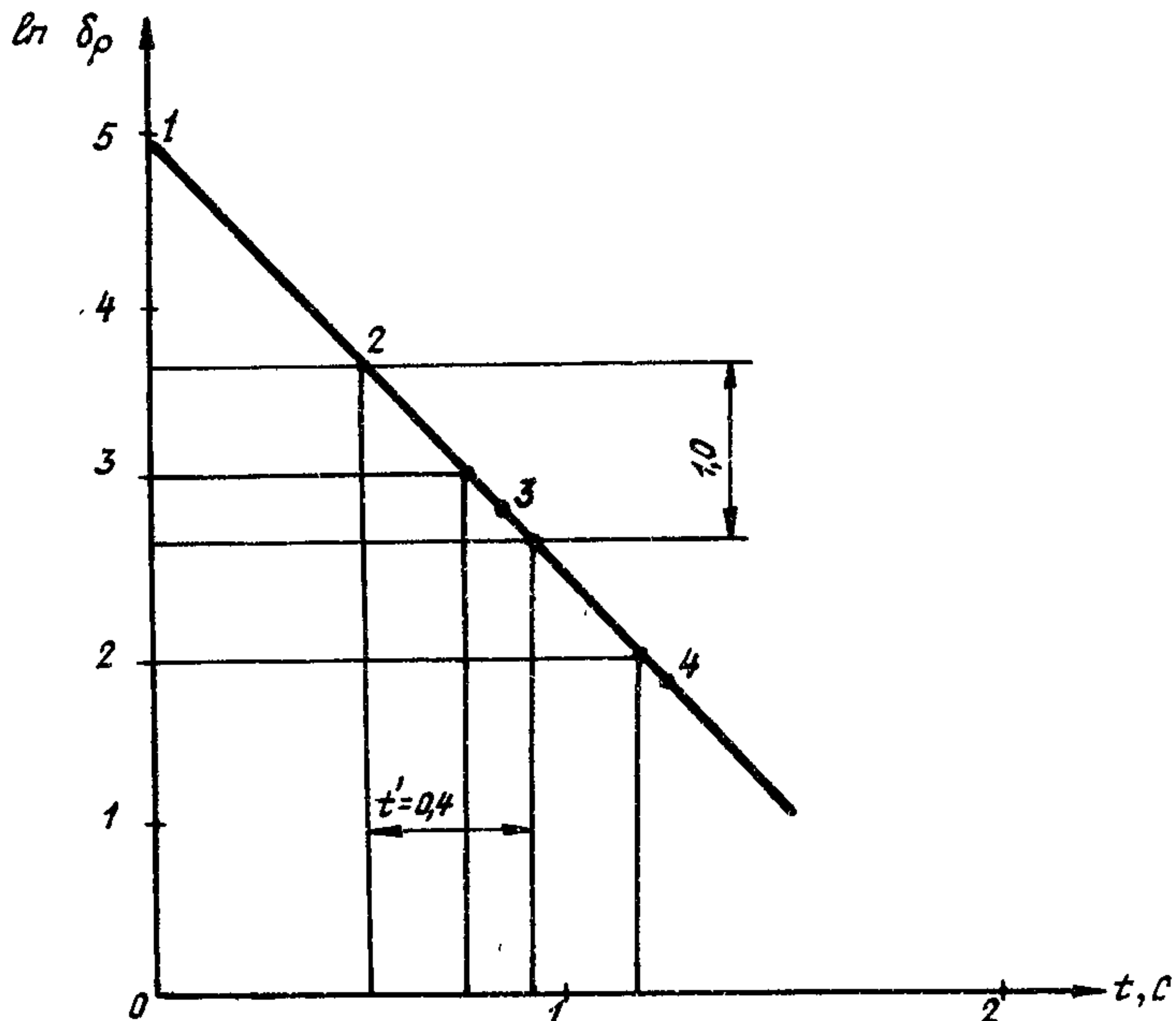
Черт. 2

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 λ_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:

$$\lambda_n = \lambda_0 \frac{T_n}{P_n} \cdot \frac{P_0}{T_0} = 0,379 \cdot \frac{T_n}{P_n},$$

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

T_0 - температура у земли, °K;

P_n - 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.

2490

Имя. № дубликата
Имя. № подлинника

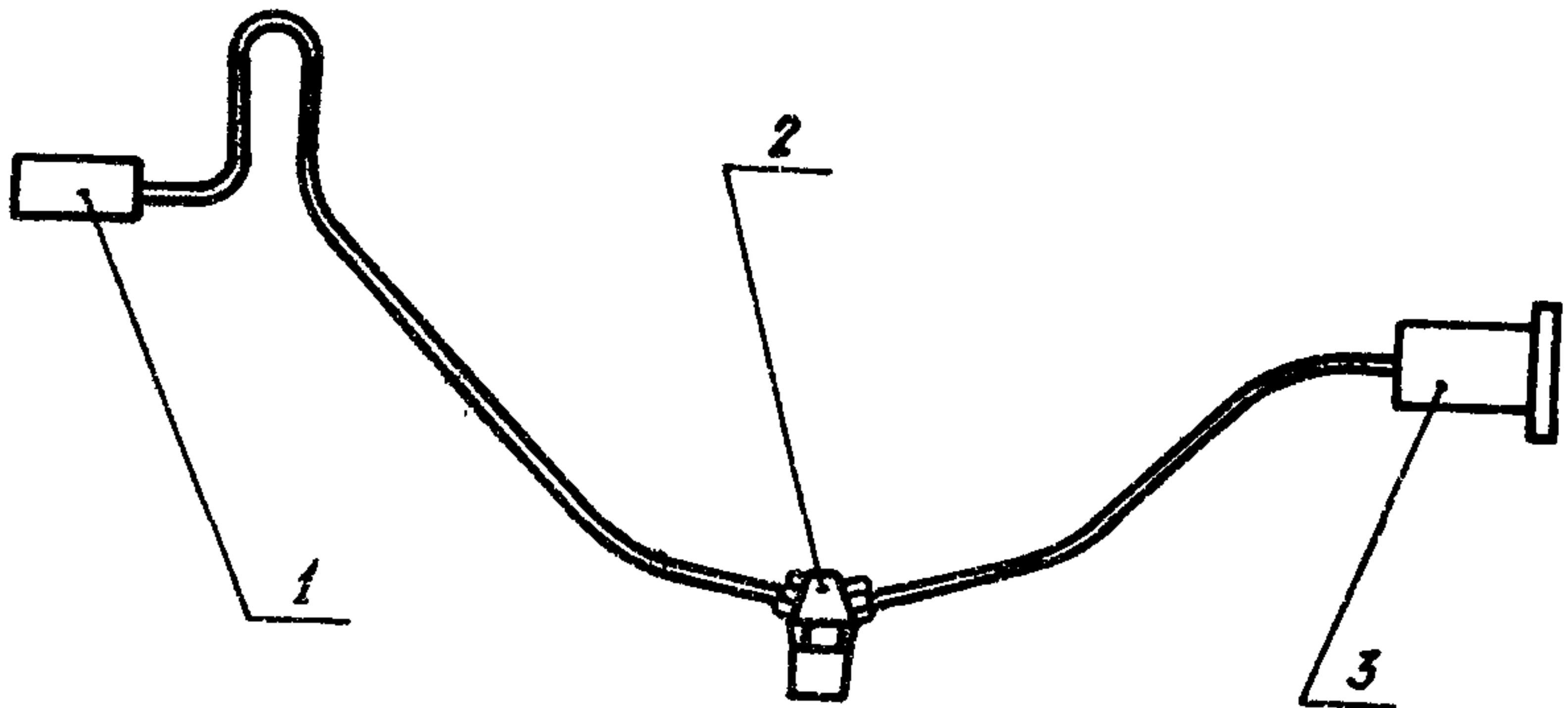
Ив. № дубликата	
Ив. № подлинника	2490

- 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.

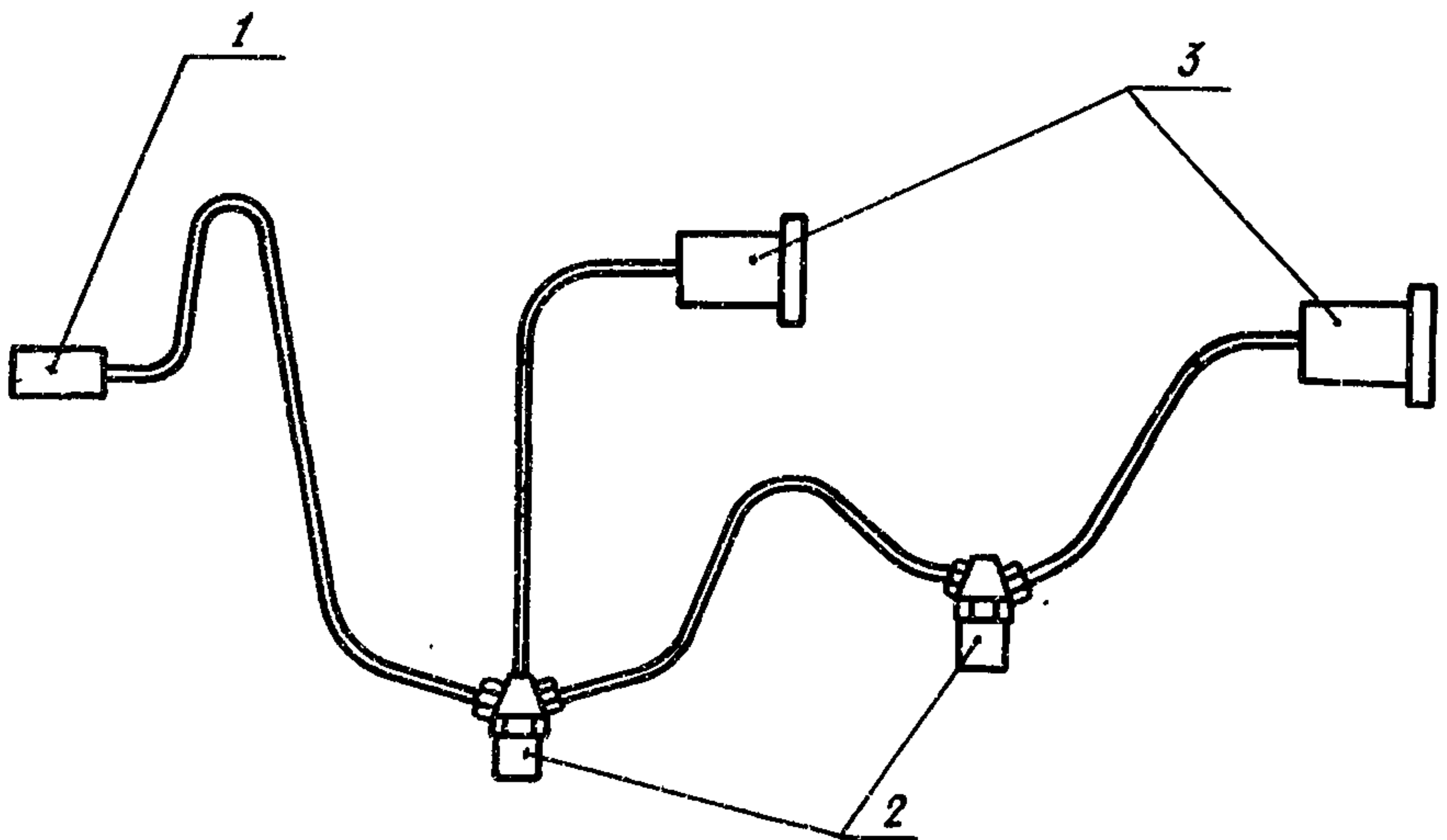
Рекомендуемое

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 $\Delta \bar{p}_d = \frac{\Delta p_a}{\rho v^2}$

$$\Delta \bar{P}_a = \frac{\Delta P_a}{q}$$

No. 43M.

№ 13В.

Имв. № дубянката

Инв. № подлинника

2490