

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 мембранны-анероидных приборов самолетов и вертолетов.

Стандарт устанавливает технические требования к основным и резервным системам.



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 убранный 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 0,9 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 заколькованы.

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.
№ ИЗБ.

2490

Изд. № дубликата
Изд. № 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 $\pm 0,05 \frac{M}{\text{км/ч}}$ 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	0,86	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 0,86 до 1,10, величины аэродинамических погрешностей определяются линейным интерполированием.

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

№ изн.
№ изн.

2490

Изв. № документа
Изв. № 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 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, расположеннымми 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.

2490

№ изм.
№ изв.Изв. № дубликата
Изв. № 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 самолисцев
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

Изд. № дубликата
Изв. № 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 отката обогревательного элемента.
36. Определения терминов, встречающихся в стандарте, приведены в справочном приложении 3 к настоящему стандарту.

№ ИЗМ.
№ ИЗД

2490

Изд. № дубликата
Изд. № поминина

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 $\delta_p = 10 \pm 15$ мм рт. ст., где $\delta_p = |P_1 - P_2|$; P_1 - абсолютное давление в системе, мм рт. ст.

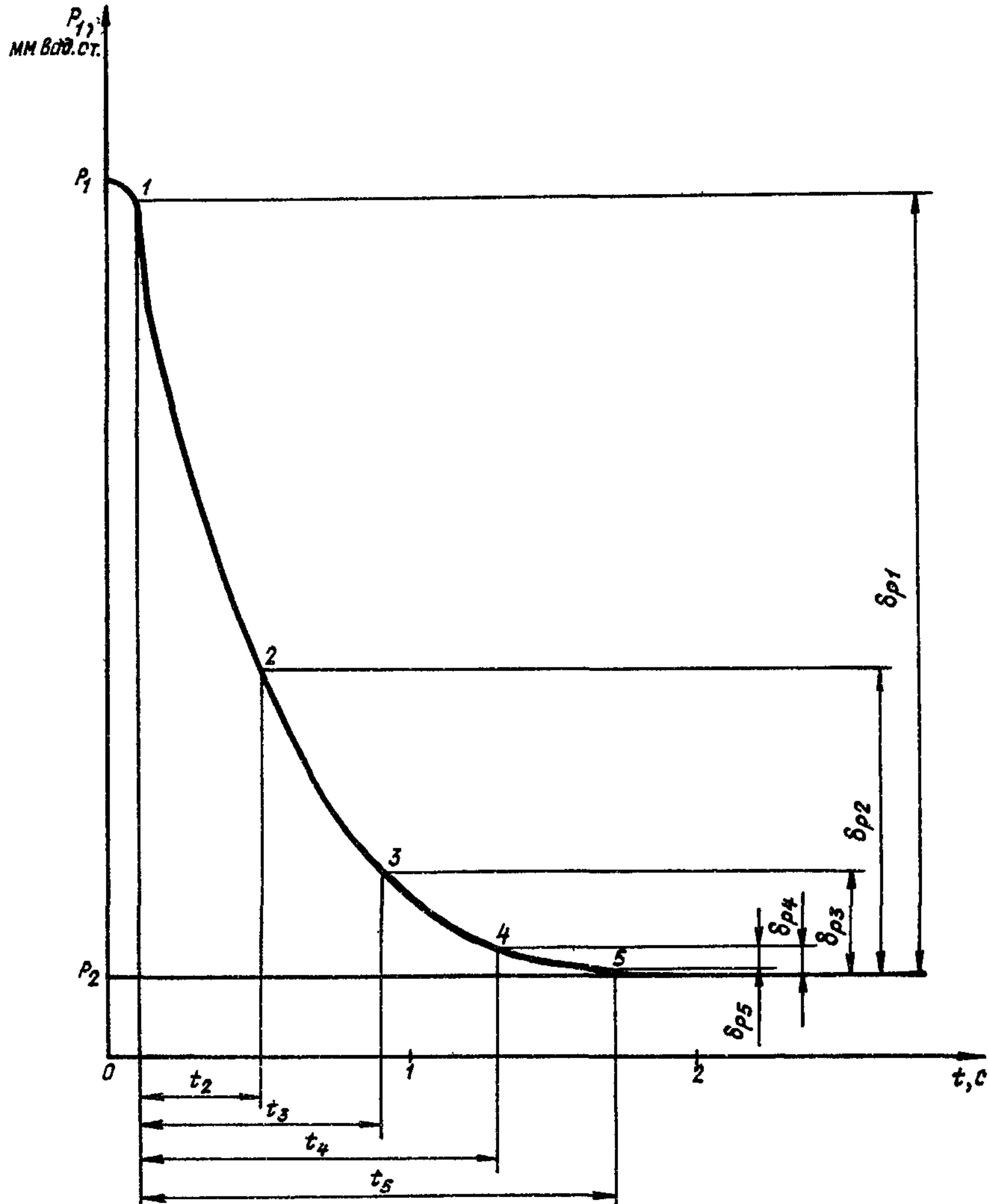
1.4. Включить приборы, открыть отверстия приемника давления и провести запись кривой выравнивания давления P_1 .

2. ПОРЯДОК ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТА

2.1. На полученной кривой выравнивания давления (черт. 1) сделать 5-8 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. = 13,596 мм вод. ст. Записать для каждой точки значение времени t и δ_p .

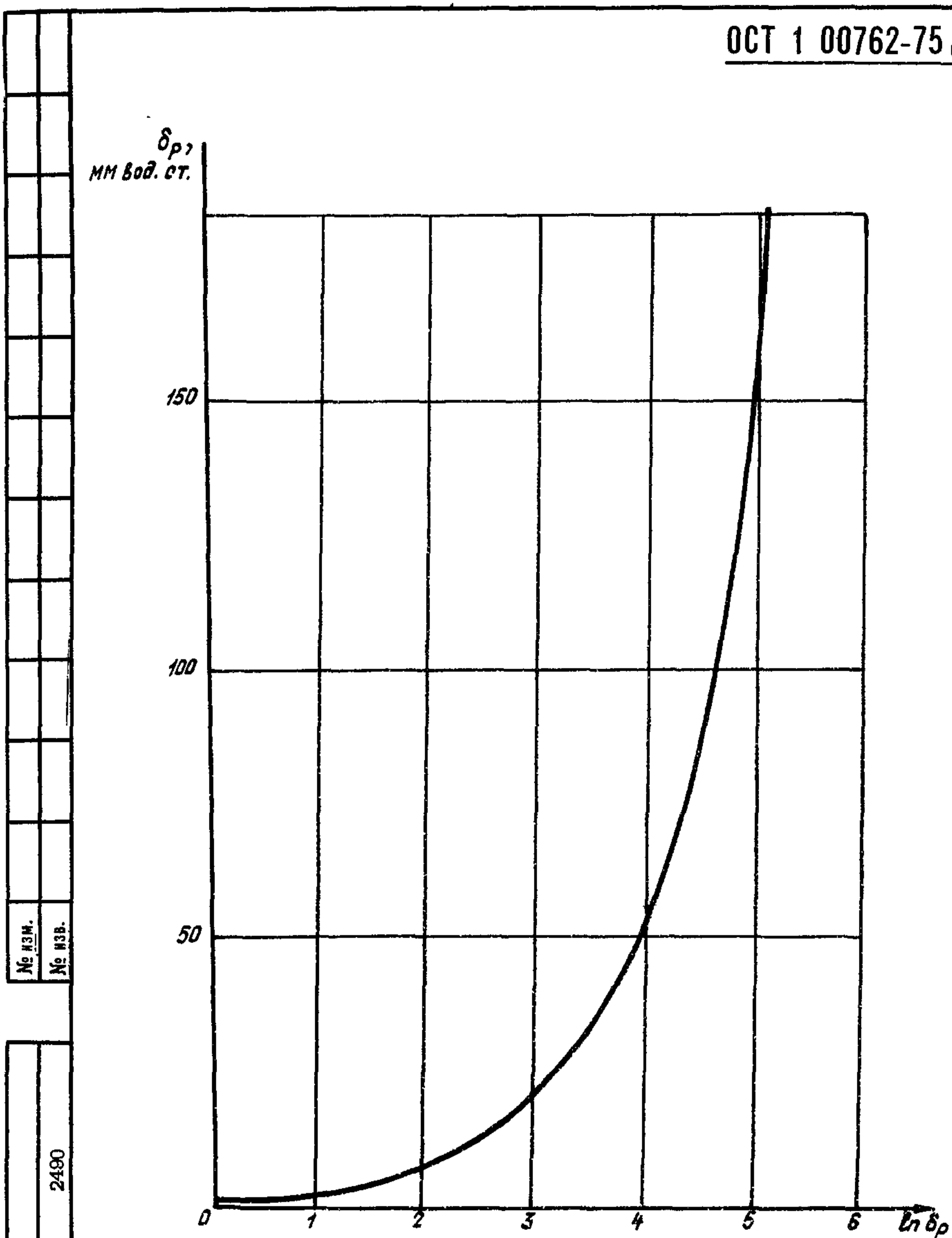
2490

Исп. № дубликата
Изд. № подлинника



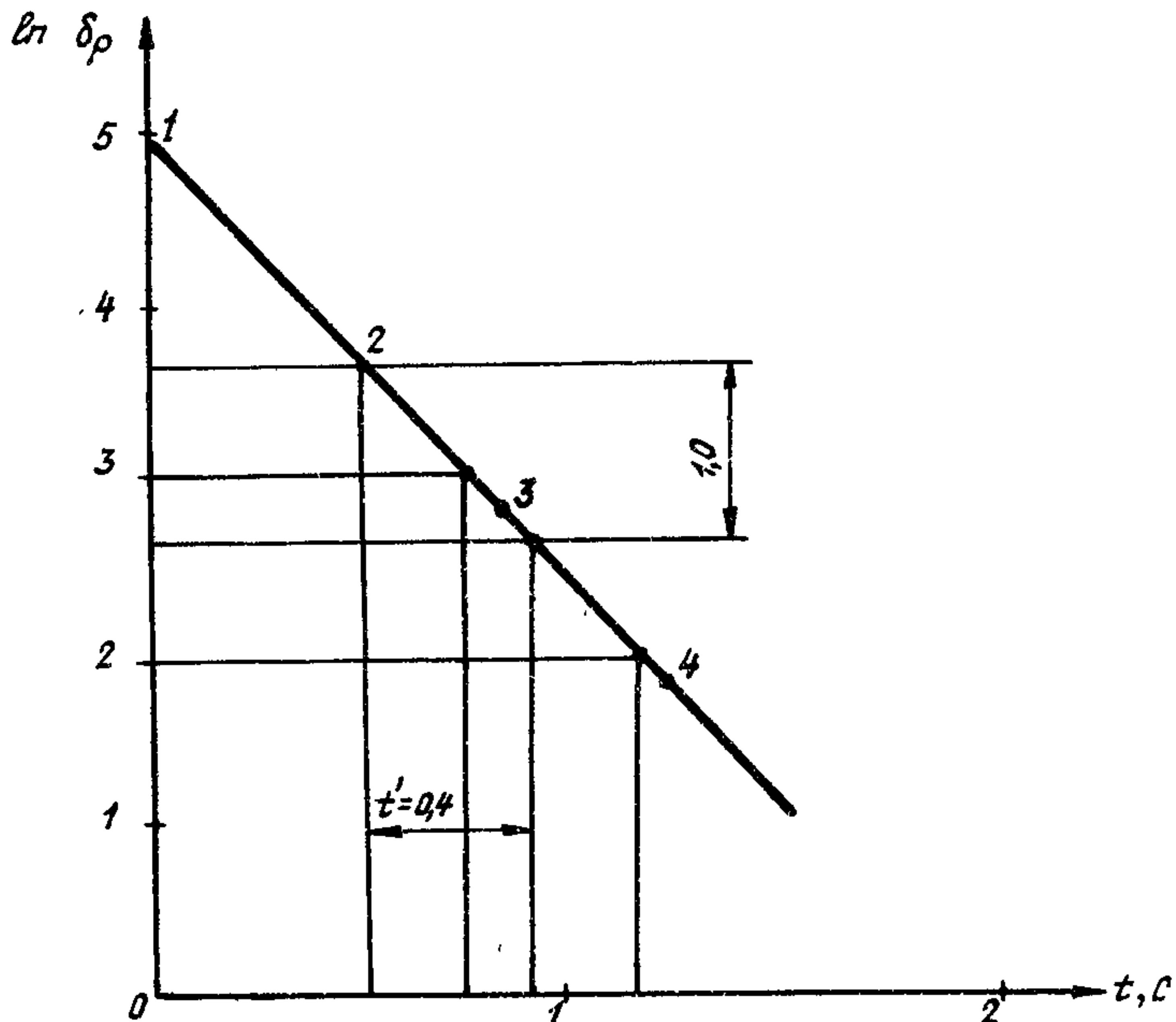
Черт. 1

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.



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_o в секундах по формуле:

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

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

T – температура, $^{\circ}\text{K}$;

t' – время, снимаемое с графика, с.

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

$$\lambda_n = \lambda_o \frac{T_n}{P_n} \cdot \frac{P_o}{T_o} = 0,379 \cdot \frac{T_n}{P_n},$$

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

T_o – температура у земли, $^{\circ}\text{K}$;

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

Примечание. При использовании в качестве приемников воздушных давлений ПВД-18 с пневмоизключателем 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-

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.

№ ИЭИ.
№ ИЗБ.

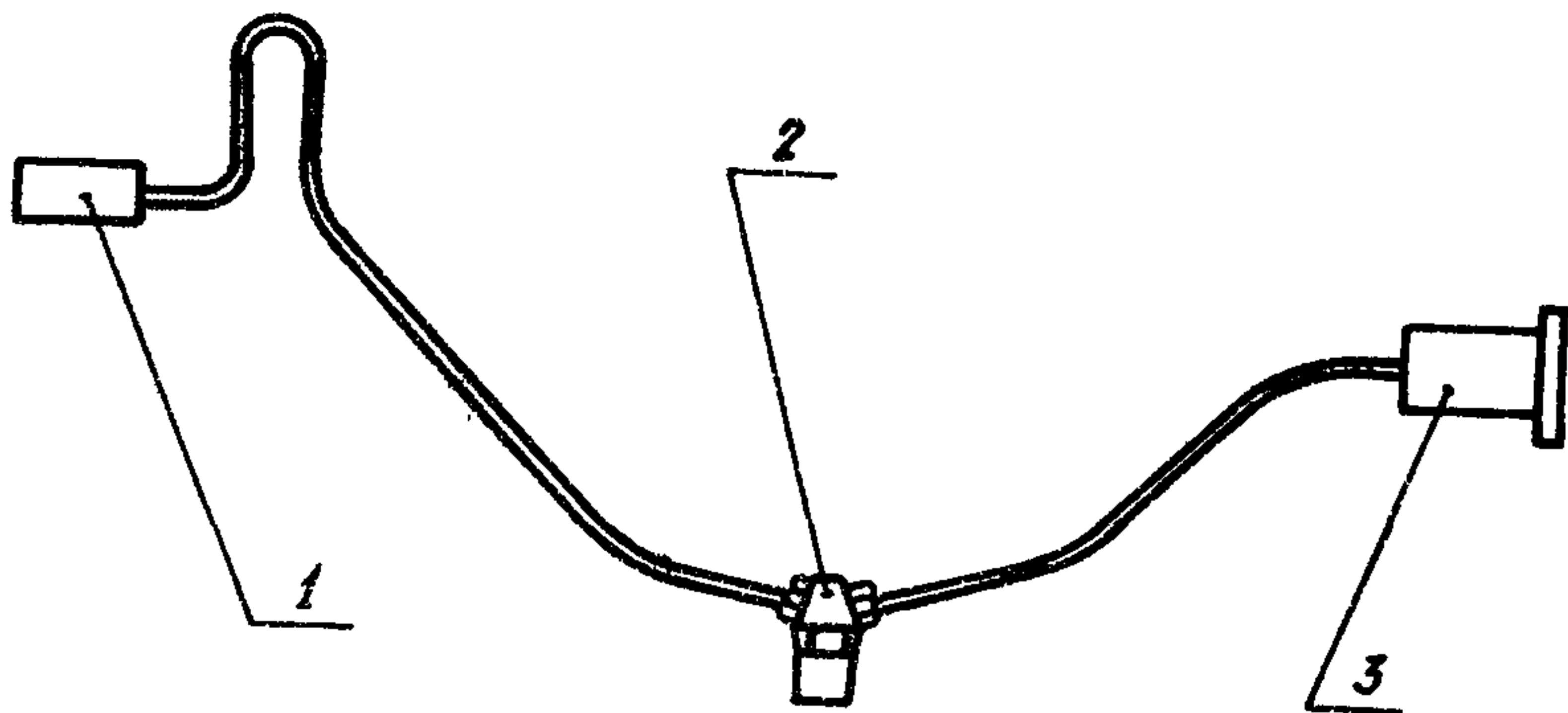
2480

Изб. № дубликата
Изб. № подлинника

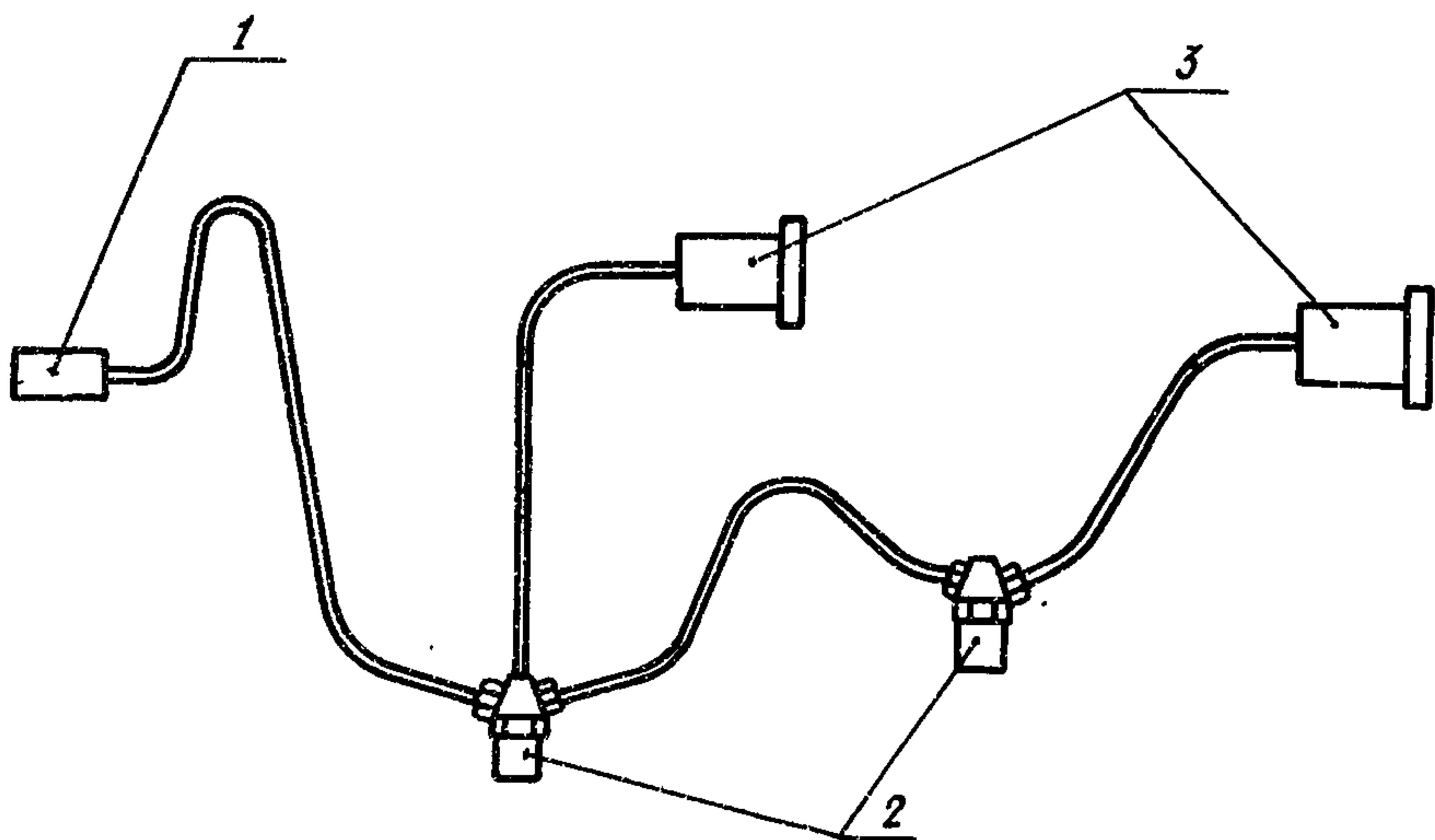
|Рекомендуемое

ПРИМЕРЫ УСТАНОВКИ ВЛАГООТСТОЙНИКОВ
В СИСТЕМАХ СТАТИЧЕСКОГО И ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЙ

Неразветвленная система



Разветвленная система



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

ПРИЛОЖЕНИЕ 3 к ОСТ 1 00762-75 Стр. 13

Справочное

ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМИНОВ, ВСТРЕЧАЮЩИХСЯ В СТАНДАРТЕ

Основная система – система, питающая мембранные-анероидные приборы, пилотажно-навигационные системы, самолиссы 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 $\Delta \bar{P}_a = \frac{\Delta P_a}{q}$

№ зм.
№ изв.

2490

Исп. № аудитора
Исп. № подлинника