

Лекция № 14

Тема 3.1. Автономные приборы измерения высотно-скоростных параметров

9. Виды скоростей полета
10. Навигационный треугольник скоростей
11. Расчетные формулы для индикаторной скорости, истинной воздушной скорости и числа M
12. Указатели индикаторной скорости
13. Комбинированные указатели скорости
14. Указатель числа M
15. Вариометры

9. Виды скоростей полета

Для пилотирования ЛА и решения навигационных задач необходима информация о скоростях его движения - истинной V , путевой V_p , приборной $V_{пр}$ (индикаторной V_i), вертикальной V_y ; а также о величине числа M полета.

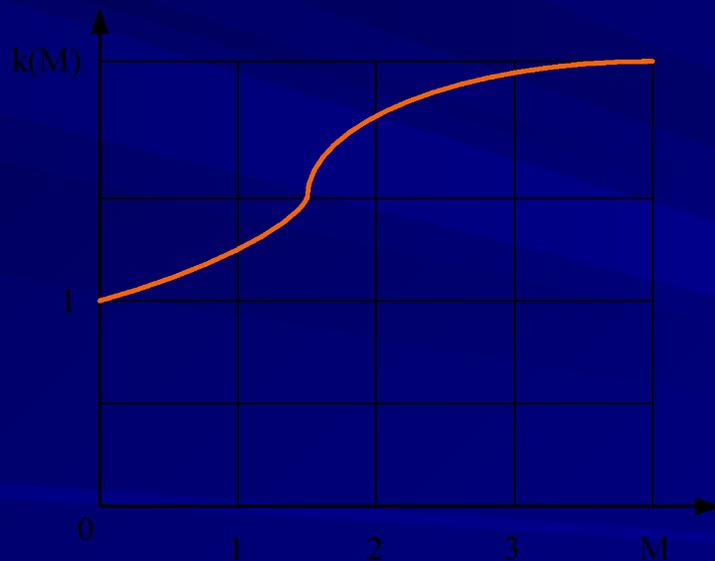
Под **истинной скоростью** V понимают скорость движения ЛА (его центра масс) относительно воздушной среды, не возмущенной самим ЛА.

Путевая скорость V_p - это горизонтальная составляющая скорости движения ЛА относительно Земли.

Индикаторная скорость V_i является величиной, характеризующей скоростной напор $q = 0,5 V^2$ и имеющей размерность скорости. Индикаторная скорость необходима для пилотирования ЛА. Она определяет значение скоростного напора, от которого зависят аэродинамические силы, действующие на ЛА, характеристики устойчивости и управляемости.

9. Виды скоростей полета

Приборная скорость $V_{пр}$ является величиной, характеризующей динамическое давление P_d и имеющей размерность скорости. Если не учитывать сжимаемость воздуха, то различия между приборной и индикаторной скоростями не будет, что справедливо только на малых скоростях ($V < 200$ км/ч).



В общем случае динамическое давление из-за сжимаемости воздуха превышает скоростной напор. Связь между P_d и q может быть оценена по зависимости

$$P_d = k(M)q,$$

$k(M)$ - коэффициент, изменяющийся в функции числа M от 1 до 1,84 при изменении числа M от 0 до ∞

Измеритель приборной скорости технически реализовать проще, чем прибор, определяющий точное значение скоростного напора.

9. Виды скоростей полета

Вертикальная скорость V_y - это вертикальная составляющая скорости движения ЛА относительно Земли. Ее величина используется для сохранения безопасного режима набора высоты или снижения ЛА, для выдерживания постоянной высоты полета на заданном эшелоне.

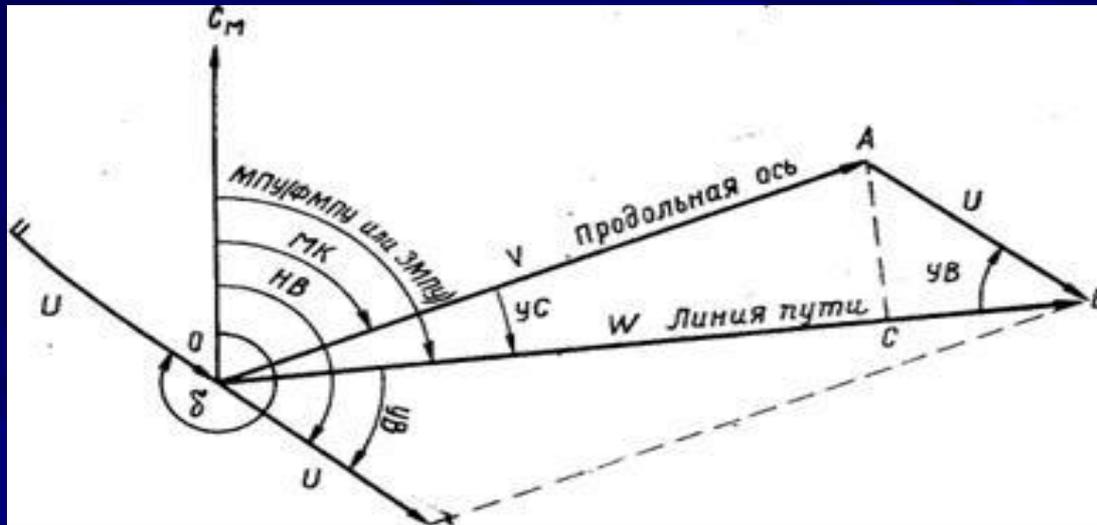
Под **числом M** (числом Маха) понимают отношение истинной скорости к скорости звука a :

$$M = \frac{V}{a}$$

Информация о числе M используется для предотвращения выхода ЛА или его двигателя на критические по управляемости режимы.

При полете на $M > M_{кр}$ из-за образования местных скоростей звука на крыле у самолета может наблюдаться потеря скорости и высоты, сваливание на крыло, переход на кабрирование или пикирование.

Навигационный треугольник скоростей



Навигационный треугольник скоростей имеет следующие элементы:

МК — магнитный курс самолета;

V — истинная скорость;

МПУ — магнитный путевой угол (может быть заданным — ЗМПУ и фактическим — ФМПУ);

W — путевая скорость;

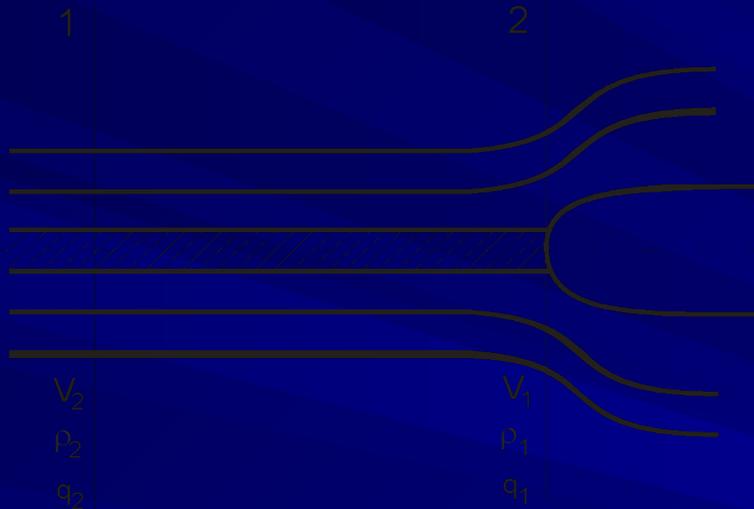
НВ — навигационное направление ветра;

U — скорость ветра;

УС — угол сноса;

УВ — угол ветра.

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

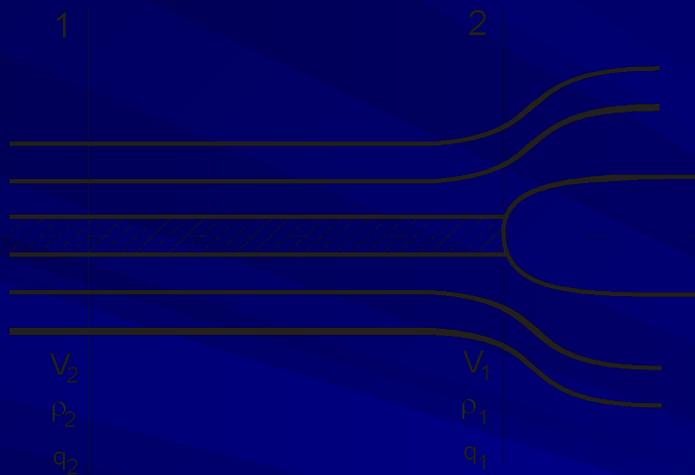


Расчетные формулы для аэрометрических измерителей скорости и числа М получают из уравнения Бернулли применительно к приемнику воздушного давления

Сечение 1-1 соответствует невозмущенной ВС (ПВД) атмосфере, сечение 2-2 – входному отверстию камеры полного давления

$V_2 = V$ – скорость невозмущенного набегающего потока;
 ρ_2 – плотность невозмущенного потока ($\rho_2 = \rho$);
 $P_2 = P_{ст}$ – статическое давление невозмущенного потока;
 V_1, P_1, ρ_1 – параметры воздушной среды на входе приемника полного давления.

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М



Если не учитывать сжимаемость воздуха, то можно принять $\rho_2 = \rho_1 = \rho$, что будет справедливо только для малых скоростей полета ($V < 200$ км/ч). При полном торможении воздушного потока ($V_1 = 0$; $P_1 = P_{\Pi}$) уравнение Бернулли принимает вид:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{P_{ст}}{\rho} = \frac{P_{\Pi}}{\rho}$$

На малых скоростях полета динамическое давление

$P_{\text{д}} = P_{\Pi} - P_{\text{ст}}$ равно скоростному напору q :

$$P_{\text{д}} = q = \frac{\rho V^2}{2} \quad (1)$$

Градуировочная формула измерителя истинной скорости:

$$V = \sqrt{\frac{2P_{\text{д}}}{\rho}} \quad (2)$$

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

Выражение для индикаторной скорости $V_{\text{и}}$ в соответствии с ее определением может быть получено из условия:

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\rho_c V_u^2}{2} \quad V_u = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}} \quad V = \sqrt{\frac{2P_\delta}{\rho}} \quad V_u = \sqrt{\frac{2q}{\rho_c}}$$

Градуировочная формула измерителя приборной скорости:

$$P_\delta = q = \frac{\rho V^2}{2} \quad V_u = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_c}} \quad V = \sqrt{\frac{2P_\delta}{\rho}} \quad V_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{2P_\delta}{\rho_c}}$$

Приборная скорость является функцией только динамического давления и для определения $V_{\text{пр}}$ достаточно иметь один ЧЭ, измеряющий величину P_δ .

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

Градуировочная формула измерителя истинной скорости:

$$V = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho}} \quad (3)$$

Для исключения из выражения плотности полагаем воздух идеальным газом. При этом выражение (5.3) с учетом примет следующий вид:

$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_d}{P_{ст}}}$$

$$\rho = \frac{P_{ст}}{R_{уд}T}$$

T – температура атмосферного воздуха на высоте полета;

$R_{уд}$ – удельная газовая постоянная

Таким образом, для измерения скорости V в общем случае нужно иметь три ЧЭ, измеряющих значения P_d , $P_{ст}$ и T .

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_d}{P_{ст}}} \quad (4)$$

Для измерения динамического P_d и статического $P_{ст}$ давлений на борту ЛА используются соответственно манометрические и aneroidные ЧЭ, а для измерения температуры T – термометры сопротивления.

С целью упрощения конструкции механических указателей скорости в них используют только два ЧЭ: манометрическую и aneroidную коробки. Это можно сделать, если считать, что температура воздуха T изменяется по высоте в соответствии со стандартной атмосферой. Для исключения из (5.6) величины T воспользуемся формулой, справедливой для высот до 11 км, преобразовав ее к следующему виду:

$$T = T_c \left(\frac{P_{ст}}{P_c} \right)^{0,2}$$

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_0}{P_{cm}}} \quad T = T_c \left(\frac{P_{cm}}{P_c} \right)^{0,2} \quad V = P_c^{-0,1} \sqrt{2R_{уд}T_c} \frac{P_D^{0,5}}{P_{ст}^{0,4}}$$

Для учета температуры T(H) в формуле

$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_0}{P_{cm}}}$$

необходимо изменить статическую характеристику анероидной коробки. Такой способ учета температуры T называется способом неполной температурной компенсации (неполной - так как T считается изменяющейся по стандартной атмосфере).

Градуировочная формула измерителя числа М

$$M = \frac{V}{a} \quad V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_0}{P_{cm}}} \quad a = \sqrt{kR_{уд}T} \quad M = \sqrt{\frac{2P_0}{kP_{cm}}}$$

k - постоянная адиабаты (для воздуха k = 1,4).

11. Расчетные формулы для индикаторной, истинной воздушной скорости и числа М

Можно условно представить градуировочные формулы измерителей приборной V и истинной V скоростей, а также числа M полета в следующем виде:

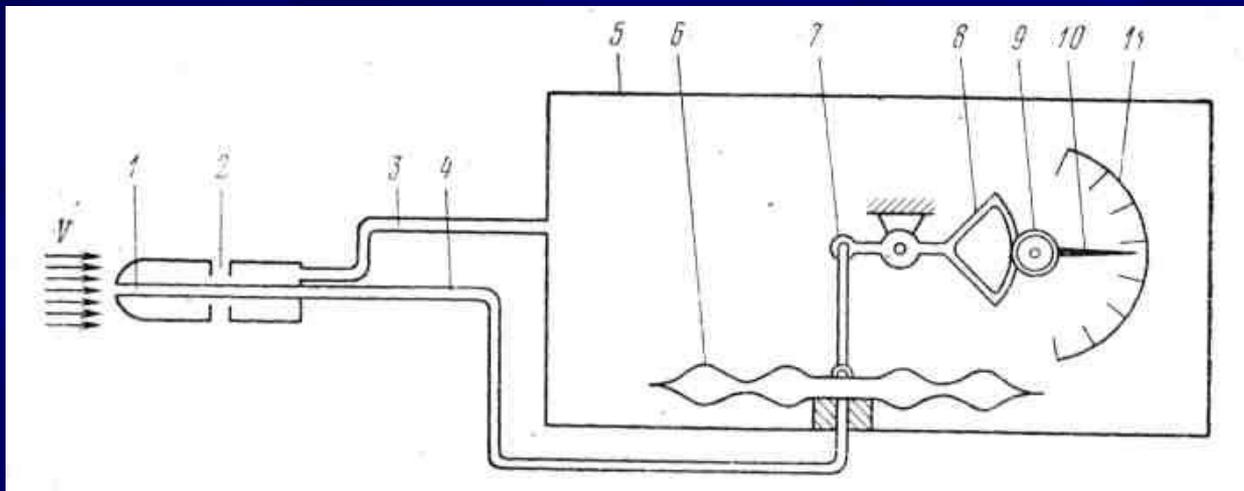
$$\begin{aligned} V &= f_1(P_{\text{д}}, P_{\text{ст}}, T_{\text{са}}), \\ V_{\text{пр}} &= f_2(\bar{P}_{\text{д}}), \\ M &= f_3(P_{\text{д}}, P_{\text{ст}}). \end{aligned}$$

Правые части выражений имеют различный вид на дозвуковых ($M < 1$) и сверхзвуковых ($M > 1$) скоростях полета.

12. Указатели индикаторной скорости (УС, УСИ)

Измеритель приборной скорости должен иметь ЧЭ, измеряющий динамическое давление P_d .

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho_c}}$$



1 – ПВД (Рп); 2 – ПВД (Рст) ; 5 - корпус; 6 – манометрическая коробка; 7- подвижный центр; 8,9 - передаточный механизм ; 10 - стрелка

Таким образом, указатель $V_{пр}$ представляет собой манометр, измеряющий P_d , но тарированный в единицах скорости. Благодаря тому, что показания указателя приборной скорости связаны со скоростным напором, при полете с минимально допустимой скоростью на любой высоте будет иметь место одно и то же значение динамического давления, поэтому летчику достаточно запомнить всего одно значение минимально допустимой скорости, справедливой при полете на любой высоте.

12. Указатели индикаторной скорости (УС, УСИ)

Методические погрешности измерителей V_u возникают из-за неполного учета характеристик сжимаемости воздуха, отклонения параметров атмосферы от стандартных, из-за влияния аэродинамики самолета.

Иногда с помощью измерителей индикаторной (приборной) скорости определяют истинную скорость. При этом могут возникнуть методические ошибки. Чтобы получить истинную скорость V , необходимо в показания указателя индикаторной скорости внести поправку на изменение плотности и сжимаемость воздушной среды.

12. Указатели индикаторной скорости (УС, УСИ)

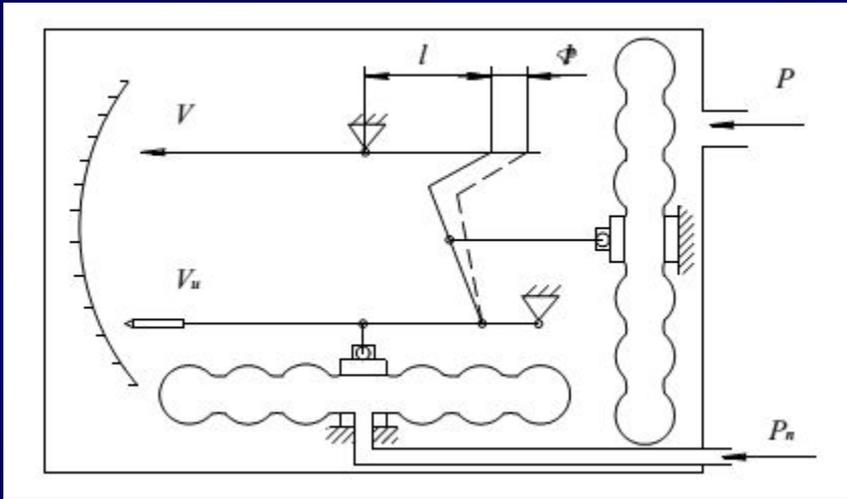
Инструментальные погрешности измерителей V_u аналогичны инструментальным погрешностям высотомеров. Наибольшее влияние из этих погрешностей имеют погрешности, вызываемые трением и влиянием температуры.

Для уменьшения погрешности от трения применяют УЧЭ с профилем гофра, при котором прогиб его жесткого центра меняется линейно с изменением скорости V_n . Передаточное отношение ПММ при этом постоянно, а уравнение шкалы $\alpha = f(V_n)$ будет линейным (α — угол поворота стрелки).

Температурная инструментальная погрешность $\Delta p_{\text{длт}}$ объясняется изменением модуля упругости мембранного чувствительного элемента от температуры.

Снижение этой погрешности обеспечивается биметаллической компенсацией.

13. Комбинированные указатели скорости (КУС), указатель числа М (МС)



1 - корпус; 2,5 - ЧЭ; 3,4 - стрелки приборной и истинной скоростей

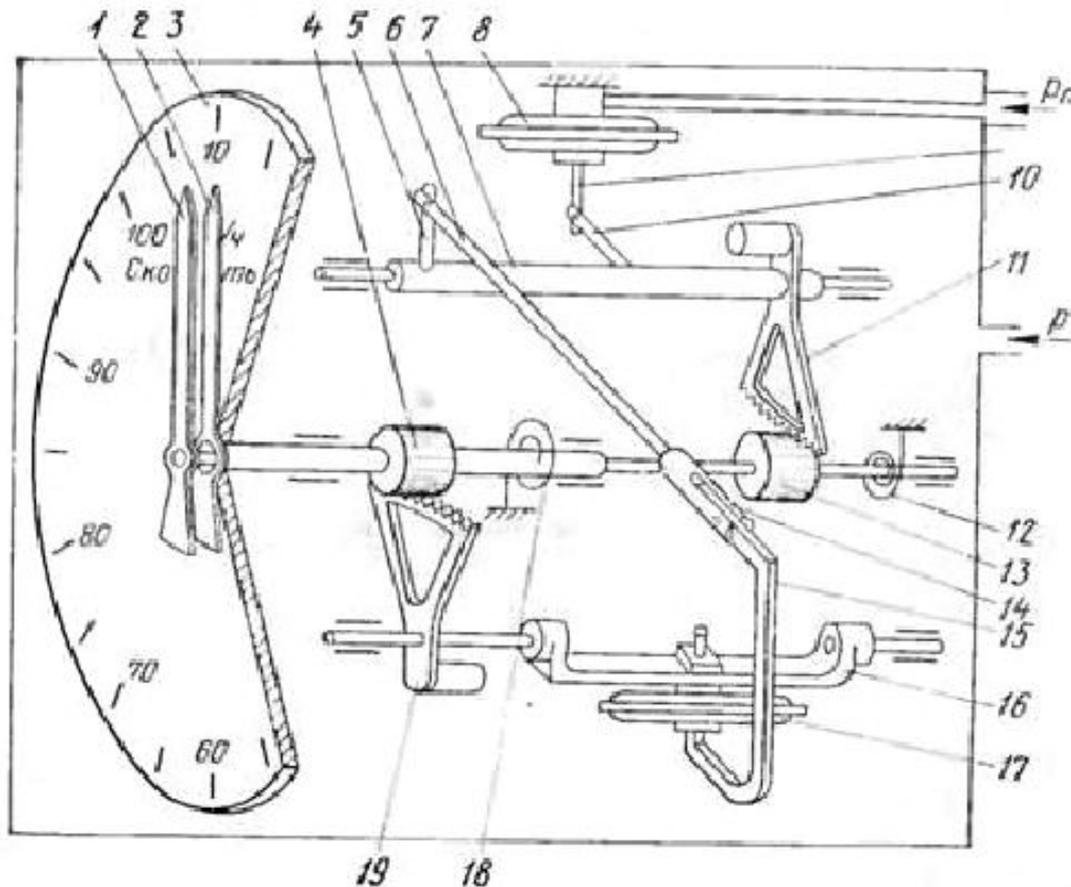
$$V_{np} = \sqrt{\frac{2P_d}{\rho_c}}$$

Перемещение центра манометрической коробки 2 через передаточно-множительный механизм передается на широкую стрелку 3 приборной скорости

$$V = \sqrt{\frac{2R_{yd}TP_d}{P_{ct}}}$$

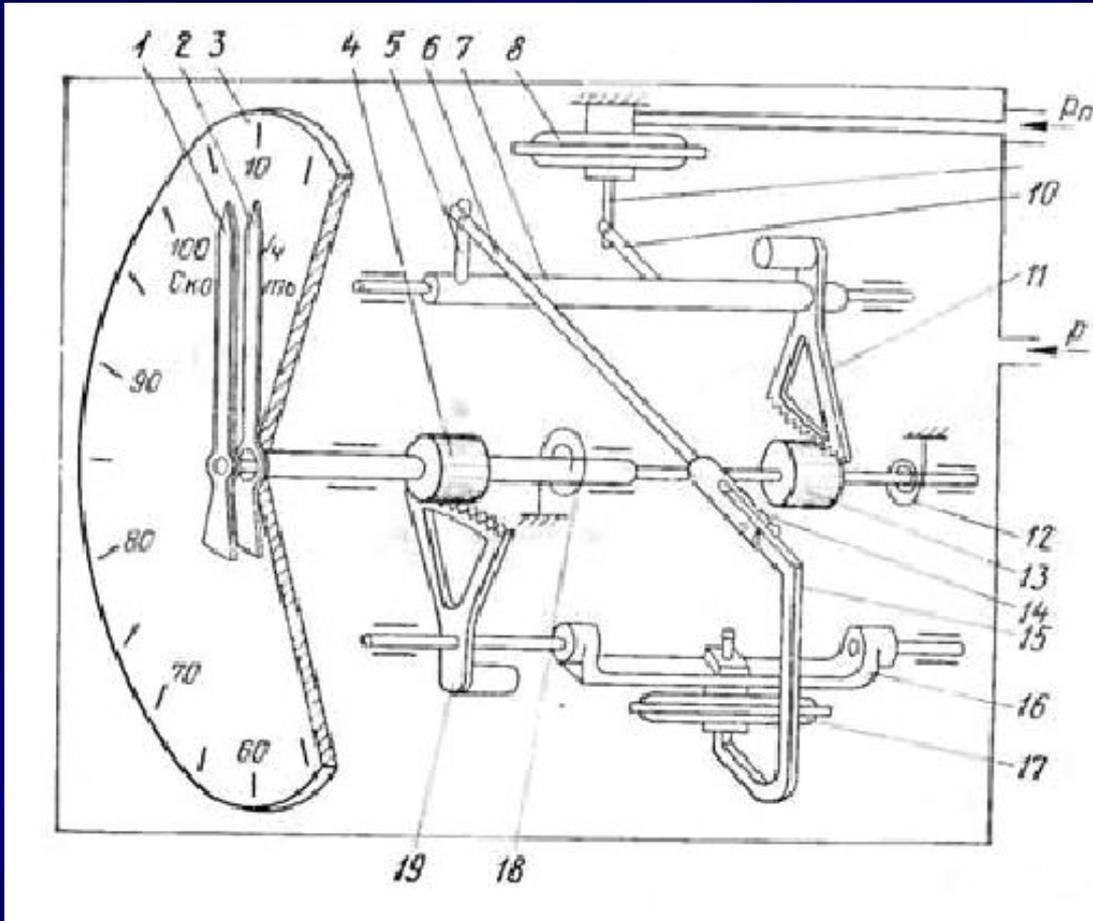
Перемещение центров анероидной и манометрической коробок передается на узкую стрелку 4 истинной скорости. Для определения истинной скорости используется метод неполной температурной компенсации.

Кинематическая схема КУС2500



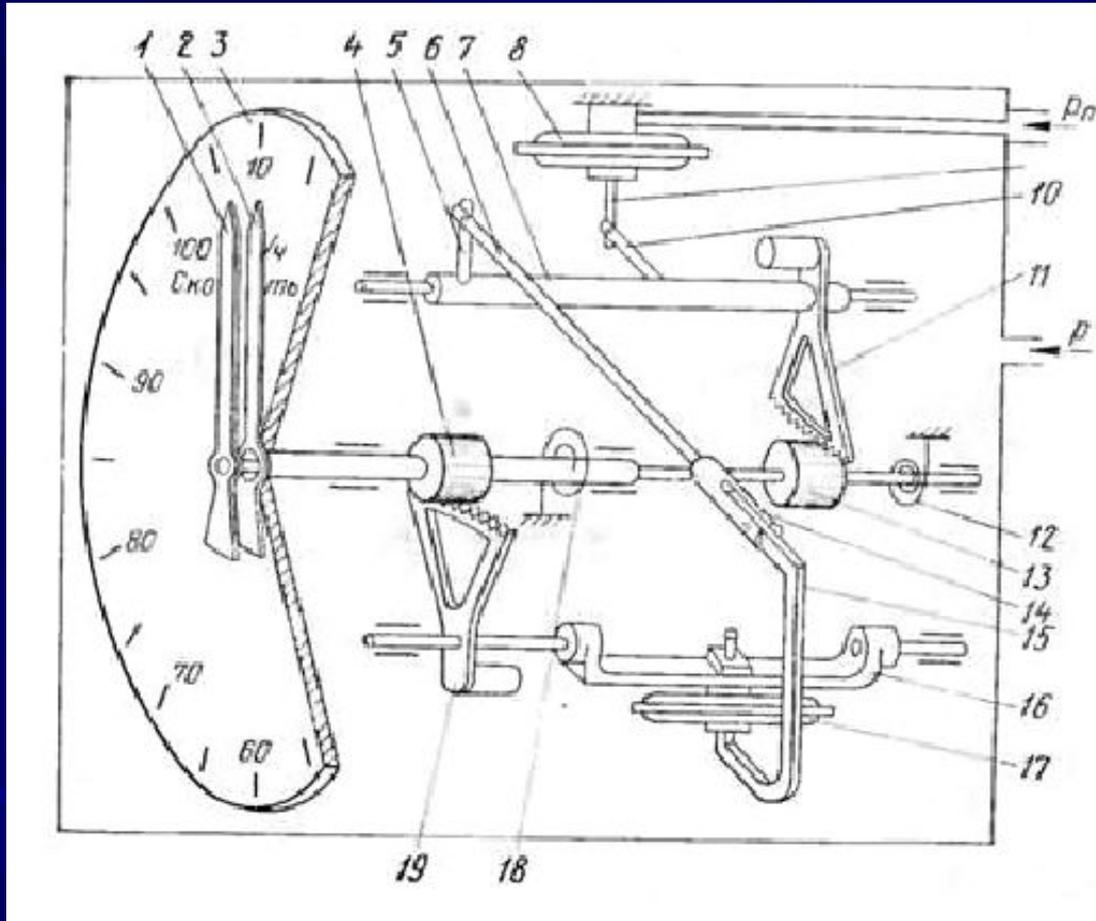
1 - стрелка указателя приборной скорости;
 2 - стрелка указателя истинной скорости;
 3 - шкала; 4, 13 - трибки;
 5, 10 - кривошипы;
 6 - тяга;
 7, 16 - оси;
 8 - манометрическая коробка;
 11, 19 - зубчатые секторы;
 12, 18 - пружины;
 14 - серьга; 15 - изогнутый кривошип; 17 - блок анероидных коробок.

Кинематическая схема КУС2500



Получение приборной скорости. При подаче полного давления в манометрический блок 8 он деформируется под действием динамического давления. Деформация блока по средством жесткого центра 9, тяги 10 поворачивает ось 7. Далее движение передается через сектор 11 и трибку 13 на стрелку 1 приборной скорости.

Кинематическая схема КУС2500



Получение истинной скорости. При деформации анероидного блока 17 движение передается через жесткий центр 16, сектор 19 и трибку 4 на стрелку 2. Необходимый для получения истинной скорости сигнал динамического давления передается с оси 7 через поводки 6 и 15.

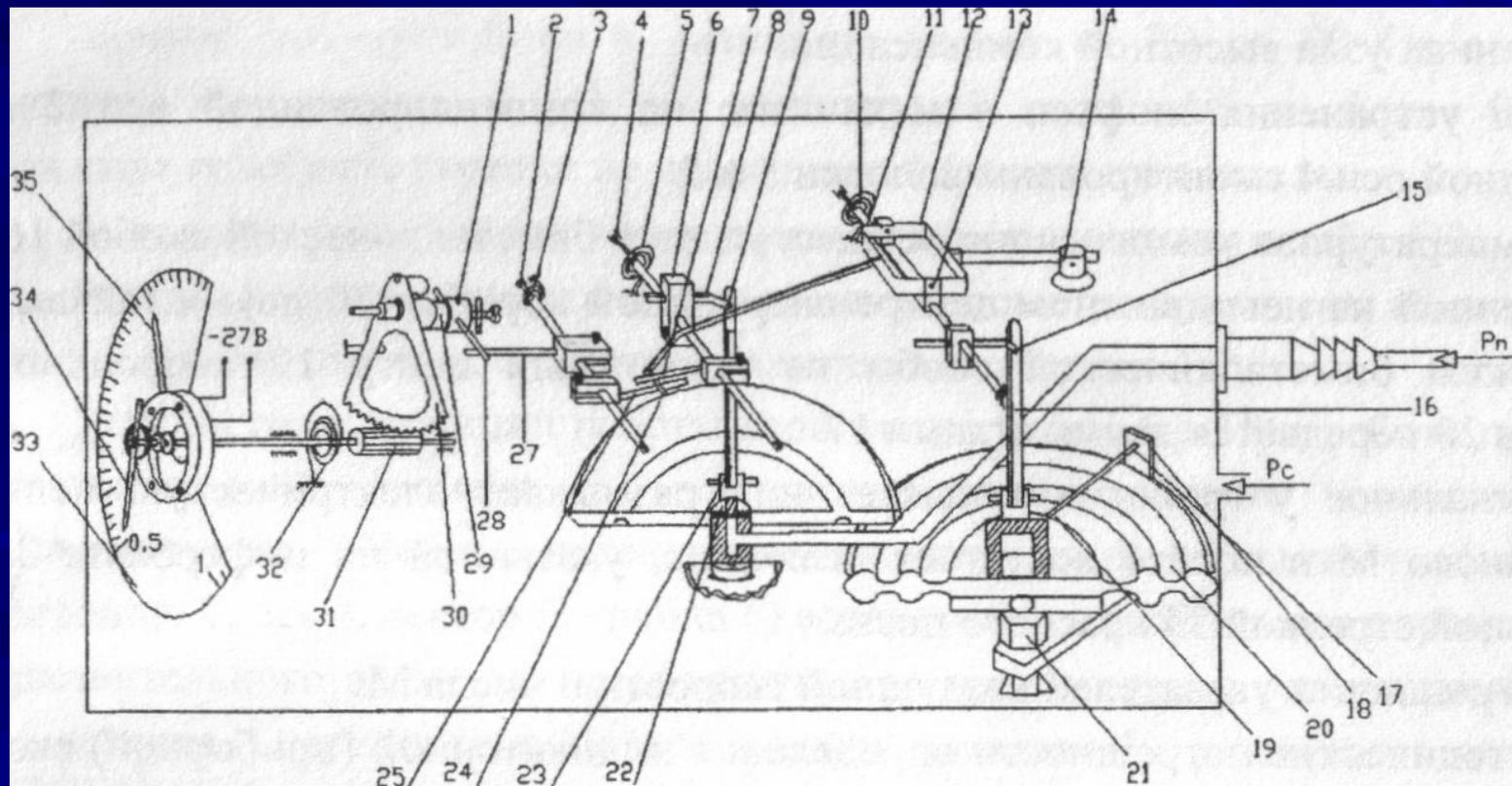
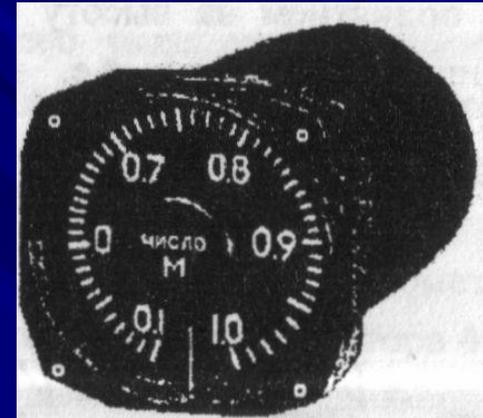
Указатель числа М

Механические измерители числа М применяются как самостоятельные приборы, либо входят в состав комбинированных указателей истинной скорости и числа М типа УИСМ. Иногда объединяют в одном корпусе указатель приборной скорости и числа М (прибор УСМ2).

$$V = \sqrt{\frac{2R_{yd}TP_d}{P_{cm}}} \quad M = \sqrt{\frac{2P_d}{kP_{cm}}}$$

Кинематика измерителей V и М не имеет заметного различия (естественно, при использовании для определения V метода не полной температурной компенсации). Регулировка их механизмов, однако, различается. Поэтому в приборе УИСМ устанавливают три ЧЭ: одну манометрическую коробку общую для узлов числа М и V, и две anerоидных коробки отдельно для каждого из узлов.

Указатель числа М



Указатели КУС и числа М

В настоящее время на ЛА устанавливаются следующие типы комбинированных указателей скорости: КУС-1200 (цифры показывают диапазон измерения истинной скорости). Совместно с ними на борту ЛА используются указатели числа М типа МС-1,5; МС -1, которые имеют контактное сигнальное устройство для сигнализации о достижении самолетом скорости, соответствующей критическому значению числа М.

При установке на борту ЛА измерителей приборной скорости типа УС- (УС35, УС450, УС1600) совместно с ними используются комбинированные измерители истинной скорости и числа М (УИСМ, УИСМИ).

При необходимости получения электрических сигналов, пропорциональных аэрометрическим параметрам, используются следующие электромеханические датчики: истинной скорости типа ДВС , скоростного напора типа ДСН, приборной скорости типа ДПСМ

Погрешности измерителей скорости и числа Маха 8

Измерители приборной скорости и числа М методических погрешностей не имеют

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{2P_{\text{д}}}{\rho_{\text{с}}}}$$

$$M = \sqrt{\frac{2P_{\text{д}}}{kP_{\text{ст}}}}$$

так как градуировочные формулы реализуются без упрощающих предположений.

Для измерителей истинной скорости при их градуировке в соответствии с

$$V = P_{\text{с}}^{-0.1} \sqrt{2R_{\text{уд}} T_{\text{с}}} \frac{P_{\text{д}}^{0.5}}{P_{\text{ст}}^{0.4}}$$

изменение температуры воздуха по высоте учитывается косвенно в характеристике анероидной коробки. Поэтому при отклонении $T = T - T_{\text{CA}}$ температуры T от ее значения по СА-81 (T_{CA}) прибор будет иметь методическую погрешность V_T

$$\frac{\Delta V_T}{V} \approx \frac{\Delta T}{2T}$$

Таким образом, при значениях $T=40...50^{\circ}$ относительная методическая погрешность измерителя истинной скорости достигает 8-10%. Ее можно учесть, если имеется измеритель температуры наружного воздуха T .

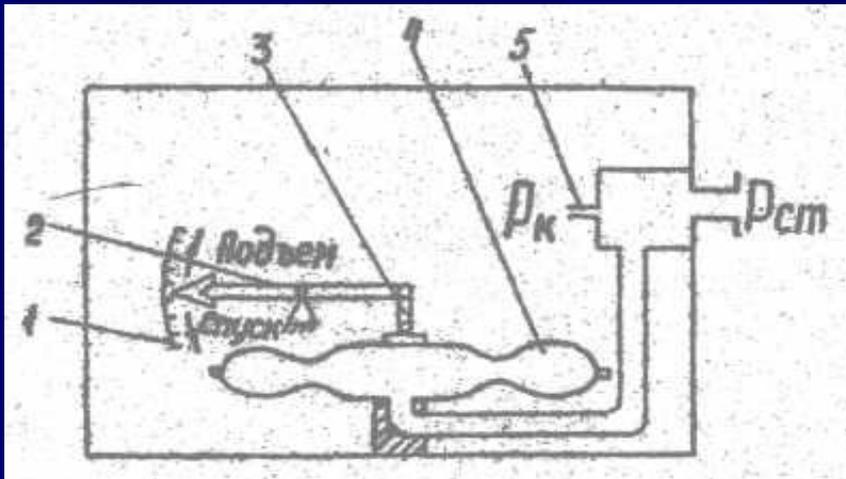
Инструментальные погрешности измерителей скорости и числа M обусловлены теми же причинами, что и для барометрического высотомера. В целом эти погрешности невелики (1..3%). Температурные погрешности анероидных ЧЭ в значительной степени компенсируются с помощью компенсаторов второго рода. Кроме того, осуществляется взаимная компенсация температурных погрешностей за счет встречных прогибов анероидных и манометрических ЧЭ (в измерителях числа M и в измерителях скорости V).

Собственные динамические погрешности механических измерителей не существенны. Дополнительные динамические погрешности обусловлены инерционностью магистралей полного и статического давлений.

Наиболее существенными среди инструментальных могут быть погрешности измерителей скорости и числа M , обусловленные погрешностями $P_{\text{аэр}}$ бортового ПВД. Приведенные относительные погрешности могут достигать нескольких процентов. Для приемника типа ПВД-18 они существенны только в около звуковом диапазоне скоростей.

14. Вариометр

Вариометр предназначен для измерения вертикальной скорости аэрометрическим способом. Фактически он измеряет не геометрическую вертикальную скорость, а производную по времени от барометрической высоты, так как сигнал его ЧЭ определяется производной от барометрического давления



Принцип действия вариометра основан на измерении разности

$$P = P_{ст} - P_k$$

статического (атмосферного) давления $P_{ст}$ и давления P_k в герметическом корпусе прибора, соединенном с бортовой статической системой гидравлическим сопротивлением - капиллярами.

Эта разность, возникающая при изменении во времени атмосферного давления, обеспечивает перетекание воздуха через капилляры, причем с уменьшением $P_{ст}$ воздух вытекает через капилляры из корпуса прибора, а с увеличением - поступает через них в корпус.

14. Вариометр

Величина возникающего перепада пропорциональна скорости изменения статического давления во времени и тем самым вертикальной скорости. Перепад измеряется с помощью манометрической коробки и через передаточный механизм передается на стрелку. Шкала прибора имеет градуировку с нулем посередине, так как вертикальная скорость может менять знак.

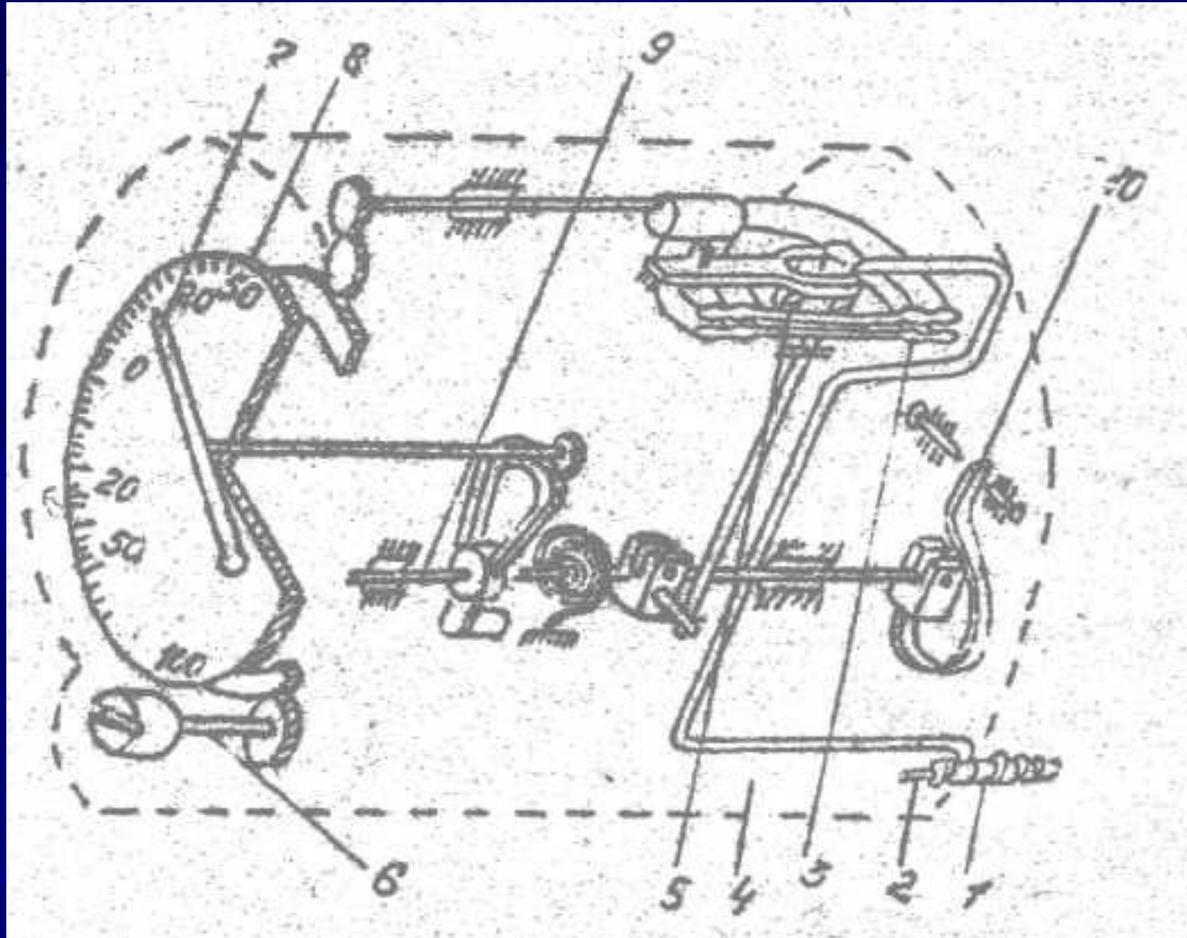
$$\Delta P = -k V_y$$

$$k = \tau \rho g_c = \frac{128 \mu l \vartheta}{\pi d^4 n a_K^2 \rho_{\text{кап}}}$$

μ - динамическая вязкость воздуха; l - длина капилляра; ϑ - объем воздуха в корпусе; d - диаметр капилляра; n - число капилляров; $\rho_{\text{кап}}$ - плотность воздуха, протекающего через капилляр; a_K - скорость звука в корпусе.

На современных ВС применяются вариометры ВАР-10М, ВАР-30М, ВАР-75М, ВАР-75М, ВАР-150, ВАР-300 и вариометры, входящие в состав комбинированных приборов ДА-30 и ДА-200 (цифры обозначают предельное значение измеряемой вертикальной скорости).

Особенности конструкции вариометра



Кинематическая схема вариометра:

1штуцер; 2 капилляр; 3 ЧЭ; 4 корпус; 5 подвижный центр; 6
кремальера; 7 стрелка; 8 шкала; 9 вал; 10 пружина

Погрешности вариометра

К основным методическим погрешностям вариометров относятся запаздывание показаний прибора и температурная погрешность.

Динамическая погрешность свойственна вариометру по самому принципу его действия. При этом возможности уменьшения его постоянной времени τ конструктивным путем ограничены по причине необходимости соответственного уменьшения коэффициента усиления k . У Земли τ имеет порядок 0,51 с. С ростом высоты полета она возрастает из-за уменьшения плотности $\rho_{\text{кап}}$ воздуха в капилляре. Дополнительное запаздывание показаний вариометра обусловлено инерционностью магистрали статического давления.

Погрешности вариометра

Температурная методическая погрешность возникает из-за того, что в реальных условиях процесс вытекания воздуха через капилляр не изотермичен в отличие от условий, при которых градуировался прибор (градуировочная формула вариометра была получена из условия равенства температур $T_{\text{кап}}$, $T_{\text{к}}$ и T).

Различие между температурами воздуха внутри корпуса прибора и наружным воздухом приводит к возникновению методической температурной погрешности, которая может достигать 30% установившегося значения скорости V_y . Эта погрешность убывает по абсолютной величине по мере уменьшения вертикальной скорости, а при горизонтальном полете становится равной нулю. Поэтому одна из основных задач вариометра контроль за выдерживанием горизонтального полета не зависит от этой погрешности.

Погрешности вариометра

Методическая температурная погрешность возникает у вариометра также в случае непостоянства температуры T_k внутри корпуса прибора. При этом из-за создающейся разности температур даже в горизонтальном полете воздух будет перетекать через капилляр и прибор покажет некоторую скорость. Для уменьшения этой погрешности корпус вариометра изготавливается из материала с хорошими теплоизоляционными свойствами, например из бакелита.

Инструментальные погрешности вариометров аналогичны инструментальным погрешностям высотомеров.