

Лекция 3

Стандартная атмосфера. Способы определения высоты. Система эшелонирования. Воздушная скорость. Влияние температуры воздуха на показания указателя воздушной скорости.

Стандартная атмосфера

- атмосферное давление у земли ($p_0 = 760$ мм рт. ст. = 1013,2 гПа);
- температура воздуха у земли ($T_0 = 15$ °C = 288 К);
- ускорение свободного падения ($g = 9,80665$ м/с²);
- плотность воздуха у земли ($\rho = 1,2255$ г/см³);
- относительная влажность воздуха на всех высотах ($R = 0$);
- ветер на всех высотах – штиль;
- вертикальный градиент температуры в слое 0–11 км ($\gamma_{0-11} = 0,65$ К/100 м);
- вертикальный градиент температуры в слое 11–20 км ($\gamma_{11-20} = 0$);
- температура нижней и средней стратосферы ($T_{11-20} = -56,5$ °C = 216,5 К = const);
- скорость звука [$a = 20,05 T^{0,5}$ (м/с), где T – температура воздуха (К)].

ПАРАМЕТРЫ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ
(сокращенные данные)

Высота, м	Температура воздуха		Атмосферное давление		Скорость звука, м/с
	К	°С	гПа	мм рт. ст.	
1	2	3	4	5	6
0	288,15	15,0	1013,2	760,0	340,3
500	284,90	11,8	954,6	716,0	338,4
1000	281,65	8,5	898,8	674,1	336,4
2000	275,15	2,0	795,0	596,3	332,5
3000	268,65	-4,5	701,1	525,9	328,6
4000	262,15	-11,0	616,4	462,3	324,6
5000	255,65	-17,5	540,2	405,2	320,5
6000	249,15	-24,0	471,8	353,9	316,4
7000	242,65	-30,5	410,6	308,0	312,3
8000	236,15	-37,0	356,0	267,0	308,1
9000	229,65	-43,5	307,4	230,6	303,8
10 000	223,15	-50,0	264,4	198,3	299,5
12 000	216,5	-56,5	193,3	145,0	295,1
14 000	216,5	-56,5	141,0	105,8	295,1
16 000	216,5	-56,5	102,9	77,2	295,1
18 000	216,5	-56,5	75,0	56,3	295,1
20 000	216,5	-56,5	54,8	41,1	295,1

Влияние температуры и давления на показания барометрического высотомера

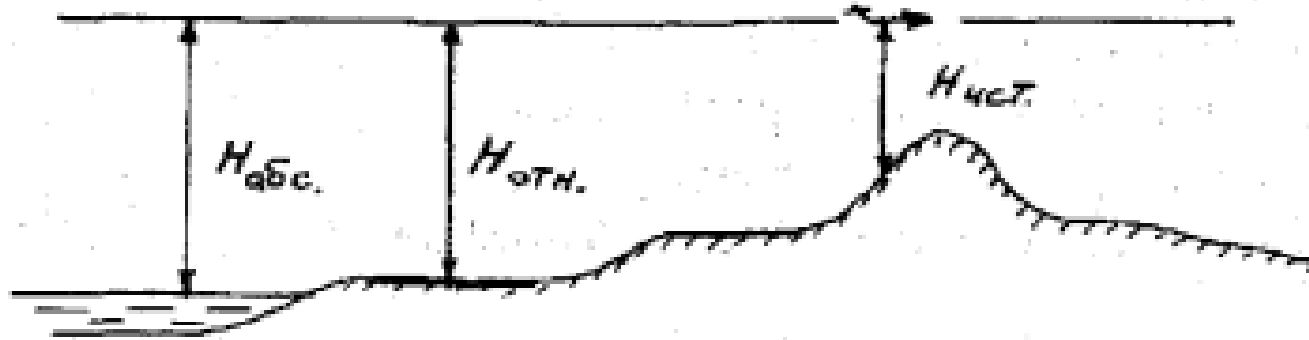


Рис. 6.1. К определению высоты полета самолета.

Высота полета может определяться или с помощью радиотехнических средств, или с помощью барометрического высотомера. При использовании радиовысотомера определяется истинная высота полета ($H_{ист.}$). Принцип работы прибора основан на измерении времени прохождения радиоволной расстояния от передатчика, установленного на борту самолета, до поверхности земли и обратно.

Основным методом измерения высоты в полете является барометрический метод, использующий закономерности изменения атмосферного давления с высотой. Иными словами, летчик в полете измеряет не высоту полета, а давление на высоте полета и, введя в показания высотомера необходимые поправки, определяет высоту полета. Основная шкала барометра (высотомера) градуируется в единицах высоты для условий стандартной атмосферы. Принципиальная схема барометрического высотомера представлена на рис. 6.2.

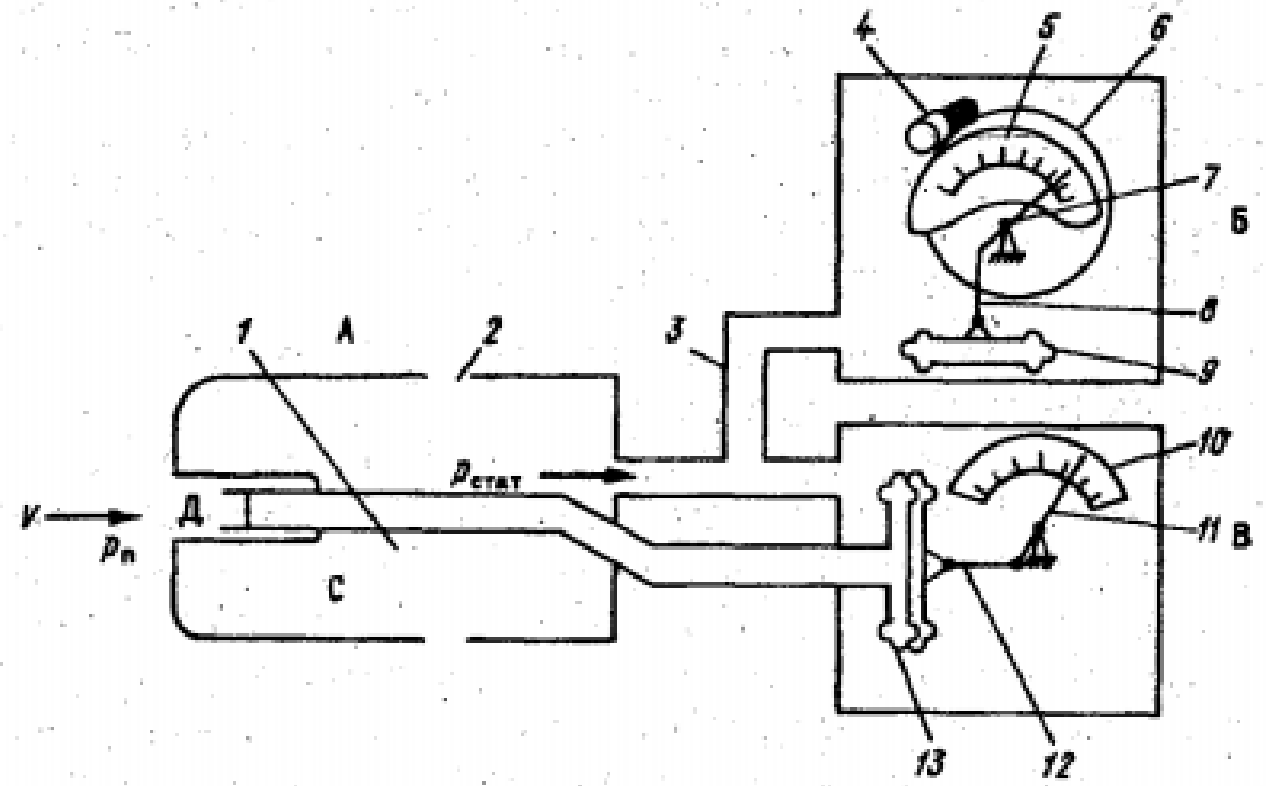


Рис. 6.2. Принципиальная схема приемника воздушного давления (А), барометрического высотомера (В) и указателя воздушной скорости (В):

- 1 – приемник полного давления; 2 – приемник статического давления; 3 – трубопровод;
- 4 – кремальера; 5 – шкала высот; 6 – подвижная шкала давления; 7, 8 – передаточный механизм барометрического высотомера; 9 – барометр-анероид; 10 – шкала указателя скорости; 11, 12 – передаточный механизм указателя воздушной скорости; 13 – манометрическая коробка;
- С – статическая камера ПВД; Д – динамическая камера ПВД.

Барометрическая ошибка устраняется при внесении поправки на давление путем установки подвижной шкалы высотомера в соответствующее положение. Перед взлетом самолета пилот при помощи кремальеры 4 устанавливает стрелки прибора на нулевое деление. При этом нулю высоты по шкале 5 соответствует значение давления на подвижной шкале 6, равное давлению воздуха на уровне ВПП. В дальнейшем высотомер будет показывать *относительную высоту* – высоту, относительно аэродрома вылета.

Чтобы выдерживать в полете высоту эшелона, летчик после достижения безопасной высоты обязан на подвижной шкале 6 установить давление 760 мм рт. ст. в качестве исходного значения для отсчета высоты эшелона относительно давления на уровне моря в условиях СА. И так делают все экипажи, находящиеся в воздухе.

Температурная ошибка возникает за счет отклонения средней температуры слоя от земли до заданной высоты полета от стандартного значения. Значение этой ошибки рассчитывается штурманом, но по нашим (метеорологическим) данным о распределении температуры воздуха с высотой. Расчет производится по формуле

$$Z_{\phi} = Z_{ca} \frac{T_{cp,\phi}}{T_{cp,ca}}, \quad (6.1)$$

где $T_{cp} = 0,5(T_0 + T_z)$; T_0 и T_z – температура у земли и на эшелоне полета соответственно.

Влияние температуры и давления на показания указателя воздушной скорости

Таким образом, если статическое давление ($p_{\text{стат}}$) – это давление на высоте полета, то полное давление ($p_{\text{п}}$) больше статического на величину скоростного напора q :

$$q = (p_{\text{п}} - p_{\text{стат}}) = A \frac{\rho_{h, \phi} V_{\text{ист}}^2}{2}, \quad (6.2)$$

где A – коэффициент пропорциональности; $\rho_{h, \phi}$ – плотность воздуха на высоте полета; $V_{\text{ист}}$ – истинная скорость полета.

$$q = A \frac{\rho_{0, \text{ст}} V_{\text{пр}}^2}{2}. \quad (6.3)$$

Так как показания прибора зависят только от значения скоростного напора (q), то на основании выражений (6.2) и (6.3) можно записать выражение (6.4):

$$\rho_{h, \phi} V_{\text{ист}}^2 = \rho_{0, \text{ст}} V_{\text{пр}}^2. \quad (6.4)$$

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_{0, \text{ст}}}{\rho_{h, \phi}}}. \quad (6.5)$$