

ДАВЛЕНИЕ, ПЛОТНОСТЬ И ТЕМПЕРАТУРА ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ НА ВЫСОТАХ ДО 160 КМ

Изучение стратосферы с помощью ракет и метеоров позволило получить некоторые сведения о давлении, плотности и температуре стратосферы.

В реферируемых работах представлены методика и результаты ракетных^{1,3} и метеорных² исследований в высоких слоях атмосферы, до 160 км над уровнем моря.

Д а в л е н и е. Для измерения давления были использованы полёты большого количества ракет, главным образом в районе Белых Песков (штат Новая Мексика, США, 32° с. ш., 160° зап. долг.)¹; за период с 1946 по 1950 г. измерения охватывают все месяцы года за исключением апреля, июня и июля. Полёты совершались, как правило, в дневное время. Измерительная аппаратура помещалась в носовой и хвостовой частях ракеты в местах, указанных на рис. 1.

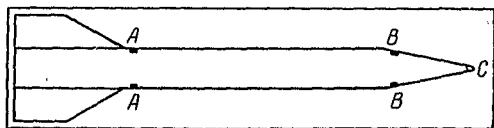


Рис. 1. Расположение манометров на ракете.

В соответствии с экспериментами немецких исследователей в аэродинамических трубах давление атмосферы измерялось манометрами, расположенными в точках *A* ракеты, для высот ниже 80 км, а плотность определялась из измерений давления в точке *C*. Выше 80 км давление измерялось манометрами, расположенными в точках *B*, плотность — из измерений давлений в точках *A* и *B*. Манометры, расположенные в точках *A*, регистрируют давление, свободное от аэродинамических искажений до высот ниже 80 км и в точках *B* — выше 80 км.

Измерение давления производилось четырьмя типами манометров. Давление от 760 мм рт. ст. до 20 мм рт. ст. было измерено манометрами anerоидного типа; от 2 мм до $3 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст. — с помощью тепловых манометров Пирани.

Для более низких давлений в интервале 10^{-3} — 10^{-5} мм рт. ст. применялся магнитоэлектрический манометр Филипса. Позднее использовался манометр, позволяющий измерять давление в пределах от 1 атмосферы до $1 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст.

Для уменьшения температурных влияний во время полёта манометры были вмонтированы в тяжёлые металлические корпуса.

Данные измерений передавались с ракеты на землю с помощью телеметрической системы, работающей на частоте 1025 Мгц.

Как указывают авторы, точность манометров была не менее 10%; инерция, как правило, не превосходила 0,2 сек.

Высота полёта ракеты определялась посредством оптических и радиарных измерений с точностью до 0,2 км, кроме двух полётов, когда ошибка достигла 1 км.

В статье¹ приводится большое количество таблиц и кривых, показывающих ход изменения давления с высотой. По этим данным на высоте 160 км давление имеет значение $2 \cdot 10^{-6}$ мм рт. ст.

На рис. 2 приведена зависимость среднего давления от высоты для зимы и лета. Ошибка измерения на высотах до 75 км достигает 10—15%, выше 75 км — 100%.

Как видно из рисунка, результаты средних летних и зимних измерений давления на разных высотах совпадают, за исключением интервала высот, близких к 65 км, в котором летнее давление несколько ниже зимнего. Сравнение результатов измерений, полученных Хэвенсом и другими в ночном полёте 12 декабря 1950 г., с результатами дневных измерений, проведённых 7 марта 1947 г., 22 января 1948 г. и 28 января 1949 г., показывает, что различие между средними дневными и ночными давлениями не превосходит ошибок эксперимента.

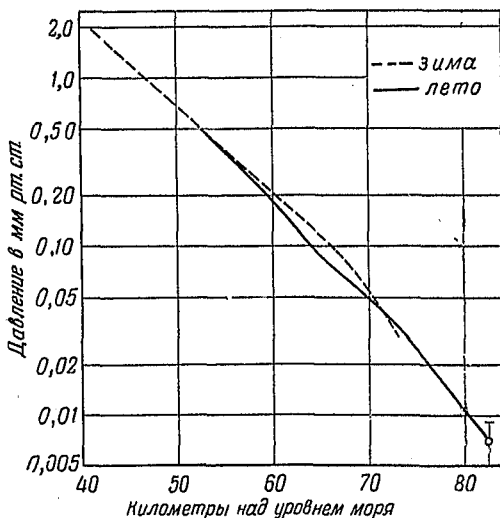


Рис. 2. Изменение среднего давления с высотой для зимы и лета.

На основании других измерений ряд исследователей высказывает предположение о существовании вариаций атмосферного давления в зависимости от географического расположения, времени дня и года или солнечной активности. Однако пока ещё отсутствует достаточное количество экспериментальных данных, необходимых для установления достоверности этих вариаций.

Плотность. Сведения о плотности атмосферы были получены, в основном, двумя способами: посредством измерения динамического и статического давлений на ракете и по скорости торможения метеоров. В первом случае для малых высот и для небольших свободных пробегов расчёты плотности производились с помощью формулы Релея, которая приводит в случае $\gamma = 7/5$ к следующему выражению для плотности воздуха:

$$\rho = 0,144 \frac{P}{V^2} - \frac{0,066}{V^2} P + \dots, \quad (1)$$

где P — динамическое давление, V — скорость ракеты и p — статическое давление воздуха.

На больших высотах, где длина свободного пробега молекул больше, чем диаметр ракеты, это уравнение несправедливо. Для этих высот вычисления велись по формуле

$$\rho = \frac{\Delta P}{\sqrt{\pi v V_1}}, \quad (2)$$

где V_1 — составляющая скорость ракеты, перпендикулярная к входному отверстию манометра, ΔP — разность показаний манометров, находящихся соответственно на передней и задней стороне ракеты относительно направления движения ракеты и v — скорость молекул газа.

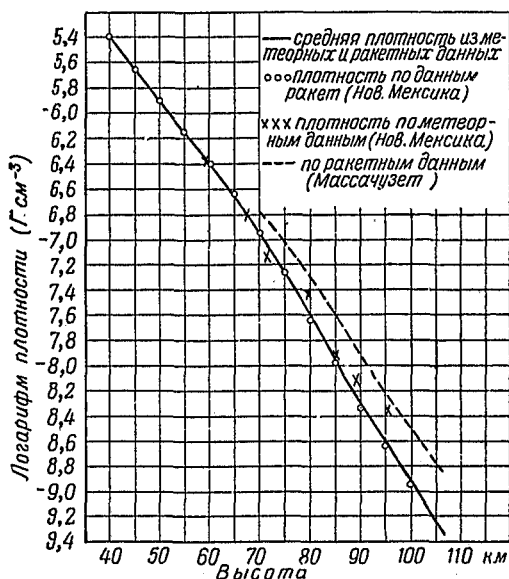


Рис. 3. Зависимость плотности от высоты.

Формула (1) применялась для высот ниже 100—110 км, а формула (2) — для высот выше 110 км. На рис. 3 приведены значения плотности, вычисленные различными способами по измерениям, произведенным в штате Новая Мексика. Кружочки представляют значения плотности, полученные с помощью ракет; крестики — по метеорным данным.

Как видно из рисунка, ракетные и метеорные измерения дают совпадающие значения плотности стратосферы. Сплошная кривая на рис. 3 даёт в логарифмическом масштабе значения плотности, полученных из ракетных и метеорных наблюдений в Белых Песках, с точностью 0,15 на высотах до 60 км, 0,2 — до 77 км и с точностью 0,3 — до 100 км. Выше 100 км значения плотностей не надёжны.

Уиппл утверждает, что различие в значениях плотности, полученных в Массачусетсе (42,5° сев. шир.) (пунктирная кривая) и в Белых Песках (32° сев. шир.) (непрерывная кривая) объясняется разницей географического положения.

Предварительные метеорные данные показывают наличие вариаций плотности в зависимости от времени года, географического положения или солнечной активности.

Максимум плотности соответствует летнему солнцестоянию, минимум — зимнему.

Температура. Температура верхних слоёв атмосферы не измерялась непосредственно, а рассчитывалась либо по давлению или плотности, либо по скорости звука. При этом предполагалось постоянство состава атмосферы на всех высотах, кроме области 80—100 км, где молекулярный кислород полностью диссоциирован. На рис. 4 показан ход изменения температуры с высотой, вычисленный тремя различными способами: по значениям давления (непрерывная линия), по средней

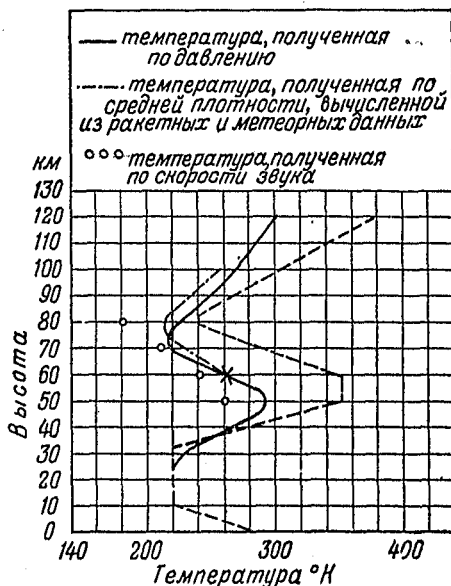


Рис. 4. Зависимость температуры от высоты.

плотности из ракетных и метеорных данных (штрих-пунктирная линия), и по измерениям скорости звука (кружочки). Измерения велись в Белых Песках (32° сев. шир.).

Значения температур, определённые по скорости звука в области 60—70 км, хорошо согласуются со значениями, полученными другими методами, но дают более низкие температуры для высот 50 и 80 км. Из рисунка видно, что средняя температура в стратосфере (по ракетным и метеорным данным) быстро возрастает от 225° К на высоте 30 км до максимальной температуры 290° К около 50 км. Затем температура сильно падает, достигая минимума приблизительно 200° К в области 70—80 км. Далее температура непрерывно возрастает по крайней мере до 160 км. (Выше 120 км определение температуры по ракетным и метеорным измерениям ненадёжно.)

Уиппл, Пекеч и др. предполагают существование сезонных и географических вариаций температуры атмосферы.

В частности, предполагается, что несоответствие температур атмосферы, измеренных в Массачузете (пунктирная кривая рис. 4), с температурами, полученными в штате Новая Мексика (непрерывная кривая), вызвано различным географическим положением.

В таблице даются средние значения давления, плотности и температуры атмосферы на высотах 160 км над уровнем моря.

Высота в км над уровнем моря	Давление в мм Hg	Плотность г/м ³	Темпера- тура °K (N ₂ , O ₂) M = 29	Темпера- тура °K (N ₂ , O) M = 24	Скорость звука м/сек	Средний свободный пробег в см (N ₂)
0	760	1220	290	—	345	$6,5 \cdot 10^{-6}$
10	210	425	230	—	310	$1,9 \cdot 10^{-5}$
20	42	92	210	—	295	$8,6 \cdot 10^{-5}$
30	9,5	19	235	—	315	$4,2 \cdot 10^{-4}$
40	2,4	4,3	260	—	325	$1,8 \cdot 10^{-3}$
50	$7,5 \cdot 10^{-1}$	1,3	270	—	330	$6,1 \cdot 10^{-2}$
60	$2,1 \cdot 10^{-1}$	$3,8 \cdot 10^{-1}$	260	—	325	$2,1 \cdot 10^{-2}$
70	$5,4 \cdot 10^{-2}$	$1,2 \cdot 10^{-1}$	210	—	295	$6,6 \cdot 10^{-1}$
80	$1,0 \cdot 10^{-2}$	$2,5 \cdot 10^{-2}$	190	—	280	$3,2 \cdot 10^{-1}$
90	$1,9 \cdot 10^{-3}$	$4,0 \cdot 10^{-3}$	210	—	295	2,0
100	$4,2 \cdot 10^{-4}$	$8 \cdot 10^{-4}$	240	—	315	10,0
110	$1,2 \cdot 10^{-4}$	$2,0 \cdot 10^{-4}$	270	220	330	40
120	$3,5 \cdot 10^{-5}$	$5,0 \cdot 10^{-5}$	330	270	370	$1,5 \cdot 10^2$
130	$1,5 \cdot 10^{-5}$	$2,0 \cdot 10^{-5}$	390	320	400	$4 \cdot 10^2$
140	$7 \cdot 10^{-6}$	$7 \cdot 10^{-6}$	450	370	430	$1 \cdot 10^2$
150	$3 \cdot 10^{-6}$	$3,0 \cdot 10^{-6}$	510	420	460	$2,5 \cdot 10^3$
160	$2 \cdot 10^{-6}$	$1,5 \cdot 10^{-6}$	570	470	480	$5 \cdot 10^3$

Средняя атмосфера до 160 км.

Измерения давления и плотности производились на ракетах в Белых Песках (штат Новая Мексика).

В. М.

ЦИТИРОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. R. Havens, R. Koll, H. Lagow, J. Geophys. Res. 57, № 1 (1952).
2. F. L. Whipple, Bull. Amer. Meteorol. Soc. 33, № 1 (1952).
3. B. Haveus, H. Logow, Mémoires de la Société Royale des Sciences de Liège, quatrième série, т. XII, вып. I—II, 185 (1952).