

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 1994/95

Oktober/November 1994

EMK 310 - Dinamik Gas dan Dorongan Jet

Masa : [3 jam]

ARAHAN KEPADA CALON:

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi TUJUH muka surat dan TIGA BELAS lampiran serta TUJUH soalan yang bercetak sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

Jawab LIMA soalan sahaja.

Semua soalan MESTILAH dijawab dalam bahasa Melayu.

Termasuk lampiran-lampiran:

1. Jadual gas
2. "Relevant formulae"

...2/-

1. [a] Jelaskan perbezaan antara

- tekanan statik dengan tekanan keseluruhan
- salur tercekik (chokeduct) dengan nozel tercekik
- aliran subsonik dengan aliran supersonik
- kejutan normal dengan kejutan serong (oblique)

(40 markah)

[b] Suatu Boeng 747 terbang pada nombor Mach $M = 0.82$ pada ketinggian 10 km dalam atmosfera piawai. Tentukan tekanan genangan (stagnation pressure) pada hujung hadapan (leading edge) sayapnya jika aliran adalah:

- [i] tak boleh mampat
- [ii] boleh mampat

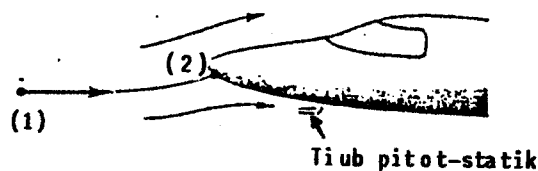
Apakah peratusan ralat yang terhasil sekiranya kesan kebolehmampatan diabaikan dalam masalah di atas?

(30 markah)

[c] Sebuah kapal terbang terbang pada 150 km/jam pada ketinggian 3000 m dalam atmosfera piawai seperti ditunjukkan dalam Rajah S1[c]. Tentukan:

- [i] tekanan pada titik (1) yang terletak jauh di hadapan kapal terbang
- [ii] tekanan pada (2) pada muncung kapal terbang
- [iii] perbezaan tekanan yang dicatatkan oleh tiub pitot-statik
- [iv] nombor Mach pada mana kapal terbang itu sedang terbang

(30 markah)



Rajah S1[c]

2. [a] Buktikan bahawa kadar alir jisim melalui suatu nozel tercekik (choked) diberikan sebagai:

$$\left(\frac{\dot{m}}{A^*}\right) = \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{K-1}}}$$

di mana

\dot{m} adalah kadar alir jisim,
 A^* adalah luas kerongkong,
 P_0 adalah tekanan genangan,
 T_0 adalah suhu genangan,
 R adalah pemalar gas dan
 $K = C_p/C_v$.

(40 markah)

- [b] Suatu projektail bermuncung jarum bergerak pada kelajuan nombor Mach $M = 2.3$. Ia melintasi 200 m di atas seorang pemerhati. Kirakan halaju projektail dan tentukan pada jarak berapakah setelah ia melintasi pemerhati bunyinya akan mula kedengaran? Suhu persekitaran adalah 15°C . Jelaskan jawapan anda dengan melakarkan kon Mach, kedudukan projektail dan pemerhati.

(30 markah)

- [c] Udara mengalir di dalam satu salur menumpu. Pada kedudukan di mana luas keratan rentas adalah A_1 , tekanan statik adalah 70 kPa, suhu adalah 300 K dan halaju aliran 150 m/s. Carikan nombor Mach M_2 , tekanan P_2 dan suhu T_2 pada keratan 2 yang 15% lebih kecil dari luas keratan 1. Anggapkan aliran berlaku secara seentropi.

(30 markah)

3. [a] [i] Jelaskan ciri-ciri penting lengkung Fanno di atas suatu rajah h-2.

(20 markah)

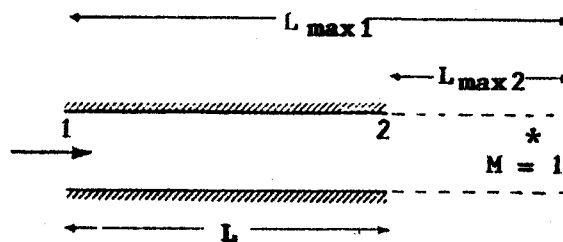
- [ii] Jelaskan fenomena tercekik (choking) dalam aliran paip yang bergeseran.

(20 markah)

- [b] Aliran memasuki salur bertebet malar seperti ditunjukkan dalam Rajah S3[b]. Nombor Mach bagi aliran $M = 0.6$, tekanan statiknya 150 MPa dan suhu statiknya 300 K. Anggapkan panjang salur 45 sm, garispusatnya 3 sm dan pekali geserannya 0.02. Tentukan:

- [i] nombor Mach pada salur keluar
 [ii] suhu statik dan tekanan pada salur ke luar

(60 markah)



Rajah S3[b]

4. [a] [i] Lukiskan lengkung Rayleigh di atas suatu rajah h - s menunjukkan proses pemanasan / pendinginan dalam aliran subsonik dan supersonik.

(20 markah)

- [ii] Jelaskan mengapa pengangkutan gas melalui satu jarak yang jauh boleh dianggap sebagai isothermal.

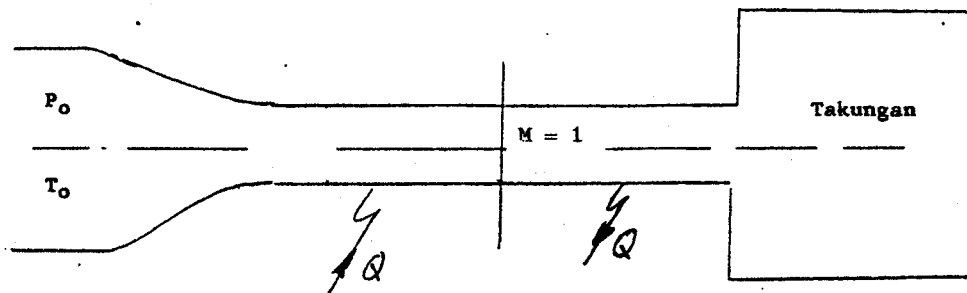
(20 markah)

- [b] Udara dengan suhu genangan 300 K dan tekanan genangan 10^5 Pa mengalir secara mantap melalui nozem menumpu dan kemudian melalui suatu salur yang mempunyai luas keratan 0.1 m^2 . Ia kemudian diekzoskan ke dalam suatu bekas yang besar di mana tekanan adalah sangat rendah. Pada separuh pertama salur tersebut, dinding salur dipanaskan bagi membekalkan 50 kJ/kg kepada udara yang melalui salur. Pada separuh kedua salur, dinding salur didinginkan bagi menyingkirkan kuantiti haba yang sama. Aliran terjadi tanpa geseran dan udara berkelakuan seperti gas sempurna. Haba tentu $C_p = 1.005 \text{ kJ/kgK}$. Aliran digambarkan dalam Rajah S4[b].

Kirakan:

- [i] nombor Mach pada salur keluar nozel
- [ii] nombor Mach pada salur keluar salur

(60 markah)



Rajah S4[b]

5. [a] [i] Jelaskan secara grafik, dengan menggunakan hukum termodinamik kedua mengapa kejutan normal (normal shock) tidak boleh terjadi dalam aliran subsonik.

(20 markah)

- [ii] Tunjukkan bahawa kejutan adalah satu ketidakselajaran (discontinuity).

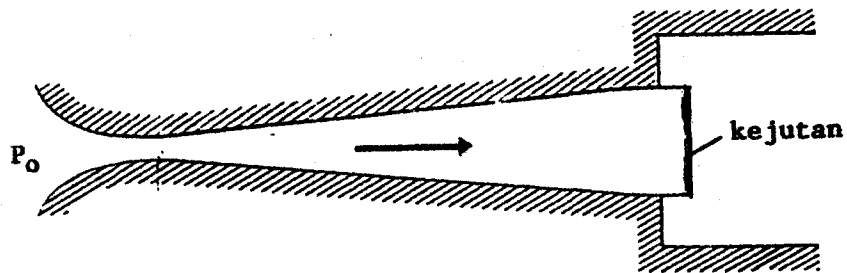
(20 markah)

- [b] Suatu nozel menumpu mencah ditunjukkan dalam Rajah S5[b]. Ia mempunyai garispusat kerongkong 5 sm dan garispusat salur keluar 10 sm. Takungan dalam makmal ditetapkan pada tekanan atmosfera 90 kPa dan suhu 20°C. Udara dipamkan dari takungan supaya suatu gelombang kejutan normal ujud merentasi satah salur keluar nozel. Tentukan:

- [i] nombor Mach pada salur keluar nozel
- [ii] nombor Mach aliran selepas melalui kejutan
- [iii] tekanan salur keluar
- [iv] kadar alir jisim

(60 markah)

...6/-



Rajah S5[b]

6. [a] [i] Dengan menggunakan suatu rajah skema jelaskan prinsip kerja sebuah terowong angin dan kegunaannya dalam menguji model aerodinamik.
(20 markah)
- [ii] Dengan menggunakan lakaran jelaskan bagaimana tujahan (thrust) dihasilkan dalam suatu motor roket.
(20 markah)
- [b] Suatu nozel roket mempunyai nisbah luas salur keluar kepada luas kerongkong 4.0. Gas ekzos dihasilkan di dalam kebuk pambakaran dengan tekanan genangan 3 MPa dan suhu genangan 1500 K. Luas kerongkong adalah 20 sm². Anggapkan campuran gas itu berkelakuan sebagai gas sempurna dengan nisbah haba tentu $K = 1.3$ dan jisim molekul = 20. Tentukan parameter-parameter berikut:
- [i] halaju kerongkong
 [ii] halaju salur keluar
 [iii] kadar alir gas
 [iv] tujahan
 [v] pekali tujahan
(60 markah)
7. [a] Nyatakan jenis-jenis enjin pernafasan udara (airbreathing) yang digunakan dalam kapal terbang. Lukiskan proses termodinamik enjin-enjin tersebut di atas rajah T-S.
(40 markah)

[b] Tentukan tujahan dan kuasa yang dihasilkan oleh enjin turbojet ringkas yang mempunyai spesifikasi berikut:

- kelajuan penerbangan 270 m/s dan ketinggian 5000 m
- nisbah pemampat = 8
- suhu masuk (inlet) turbin = 1200 K
- kecekapan seentropi pemampat 87% dan kecekapan seentropi turbin 90%
- kadar alir jisim 100 kg/s

Anggapkan nilai haba tentu udara pada tekanan malar $C_{pa} = 1.005$ kJ/kgK dan bagi gas $C_{pg} = 1.147$ kJ/kgK. Nisbah haba tentu K bagi gas $K_g = 1.3$ dan bagi udara $K_a = 1.4$ kJ/kgK.

(60 markah)

oooooOooooo

JADUAL GAS

Table 1. International Standard Atmosphere

Height (z) (metres)	Absolute Temperature T (K)	Pressure P (bar)	Density, (kg/m ³)	Velocity of sound a (m/s)	Kinematic viscosity γ (m/s).10 ⁻⁸
1	2	3	4	5	6
0	288	1.013	1.225	340.4	1.46
1,000	281.37	0.899	1.111	336.4	1.58
2,000	275.18	0.794	1.007	332.7	1.71
3,000	268.56	0.701	0.909	328.6	1.86
4,000	262.22	0.616	0.820	324.7	2.02
5,000	255.59	0.540	0.736	320.6	2.21
6,000	249.25	0.472	0.659	316.6	2.41
7,000	242.62	0.410	0.589	312.4	2.64
8,000	235.99	0.356	0.526	308.1	2.90
9,000	229.66	0.307	0.467	303.9	3.19
10,000	222.90	0.264	0.413	299.5	3.51
11,000	216.69	0.226	0.364	295.2	3.89
12,000	216.69	0.193	0.311	295.2	4.55
13,000	216.69	0.165	0.266	295.2	5.32
14,000	216.69	0.141	0.227	295.2	6.23
15,000	216.69	0.121	0.194	295.2	7.30
16,000	216.69	0.102	0.165	295.2	8.55
17,000	216.69	0.088	0.141	295.2	10.01
18,000	216.69	0.075	0.120	295.2	11.72
19,000	216.69	0.064	0.103	295.2	13.72
20,000	216.69	0.055	0.088	295.2	16.06
21,000	216.69	0.048	0.076	295.2	18.75
22,000	216.69	0.041	0.065	295.2	21.94

Table 2. Isentropic flow $K = 1.4$

M	λ	$\frac{T}{T_0}$	$\frac{P}{P_0}$	$\frac{A}{A^*}$	$\frac{l}{r^*}$	$\frac{A}{A^*} \frac{P}{P_0}$	$\frac{\dot{m} \sqrt{C_p T_0}}{A P_0}$
1	2	3	4	5	6	7	8
0.00	0.000	1.000	1.000				0
0.02	0.022	0.999	0.999	28.942	22.834	28.934	0.043
0.04	0.044	0.999	0.998	14.482	11.435	14.465	0.088
0.06	0.066	0.999	0.997	9.666	7.643	9.642	0.133
0.08	0.088	0.998	0.995	7.262	5.753	7.229	0.176
0.10	0.109	0.998	0.993	5.822	4.624	5.781	0.220
0.12	0.131	0.997	0.989	4.864	3.875	4.815	0.263
0.14	0.153	0.996	0.986	4.182	3.343	4.126	0.306
0.16	0.175	0.995	0.982	3.673	2.947	3.607	0.349
0.18	0.197	0.994	0.976	3.278	2.642	3.205	0.391
0.20	0.218	0.992	0.973	2.964	2.400	2.882	0.432
0.22	0.239	0.990	0.967	2.707	2.205	2.618	0.473
0.24	0.261	0.988	0.961	2.495	2.043	2.398	0.513
0.26	0.283	0.986	0.954	2.317	1.909	2.211	0.553
0.28	0.304	0.985	0.947	2.166	1.795	2.051	0.592
0.30	0.325	0.982	0.939	2.035	1.698	1.912	0.629
0.32	0.347	0.979	0.932	1.922	1.614	1.790	0.667
0.34	0.368	0.977	0.923	1.823	1.542	1.683	0.703
0.36	0.389	0.975	0.914	1.735	1.479	1.587	0.738
0.38	0.410	0.972	0.905	1.658	1.424	1.501	0.772
0.40	0.431	0.969	0.895	1.590	1.375	1.424	0.806
0.42	0.452	0.966	0.886	1.529	1.332	1.354	0.838

Contd.

Table 2. *Contd.*

1	2	3	4	5	6	7	8
0.92	0.932	0.855	0.578	1.006	1.002	0.582	1.274
0.94	0.949	0.849	0.566	1.003	1.001	0.567	1.277
0.96	0.966	0.844	0.553	1.001	1.0006	0.554	1.279
0.98	0.983	0.839	0.541	1.0003	1.0001	0.541	1.281
1.00	1.000	0.834	0.528	1.000	1.000	0.528	1.281
1.02	1.017	0.828	0.516	1.0003	1.0001	0.516	1.281
1.04	1.033	0.822	0.510	1.0007	1.0003	0.510	1.279
1.06	1.049	0.816	0.492	1.003	1.001	0.493	1.277
1.08	1.065	0.811	0.480	1.005	1.002	0.483	1.274
1.10	1.081	0.805	0.468	1.008	1.003	0.472	1.271
1.12	1.097	0.799	0.457	1.011	1.004	0.462	1.267
1.14	1.113	0.794	0.445	1.015	1.005	0.452	1.262
1.16	1.128	0.788	0.434	1.019	1.007	0.443	1.256
1.18	1.143	0.782	0.423	1.025	1.009	0.434	1.250
1.20	1.158	0.776	0.412	1.030	1.010	0.425	1.243
1.22	1.173	0.771	0.402	1.037	1.013	0.416	1.236
1.24	1.188	0.765	0.391	1.043	1.015	0.408	1.228
1.26	1.203	0.759	0.381	1.050	1.017	0.400	1.220
1.28	1.217	0.753	0.371	1.058	1.019	0.392	1.211
1.30	1.231	0.747	0.361	1.066	1.022	0.385	1.201
1.32	1.245	0.742	0.351	1.075	1.024	0.378	1.192
1.34	1.259	0.736	0.342	1.084	1.027	0.37	1.181
1.36	1.273	0.730	0.332	1.094	1.029	0.364	1.171
1.38	1.286	0.724	0.323	1.104	1.032	0.357	1.160

Contd.

Table 2. *Contd.*

1	2	3	4	5	6	7	8
1.90	1.586	0.581	0.149	1.555	1.108	0.232	0.824
1.92	1.596	0.575	0.145	1.580	1.111	0.228	0.811
1.94	1.605	0.570	0.140	1.606	1.114	0.225	0.798
1.96	1.615	0.566	0.136	1.633	1.117	0.222	0.785
1.98	1.624	0.561	0.132	1.659	1.120	0.219	0.772
2.00	1.633	0.555	0.128	1.687	1.123	0.216	0.759
2.02	1.642	0.551	0.124	1.716	1.126	0.213	0.747
2.04	1.651	0.546	0.120	1.745	1.128	0.209	0.734
2.06	1.660	0.541	0.116	1.775	1.131	0.207	0.722
2.08	1.668	0.536	0.113	1.805	1.134	0.204	0.709
2.10	1.677	0.531	0.109	1.837	1.137	0.200	0.697
2.12	1.685	0.527	0.106	1.869	1.139	0.198	0.685
2.14	1.694	0.522	0.103	1.902	1.142	0.195	0.674
2.16	1.702	0.517	0.099	1.935	1.145	0.193	0.662
2.18	1.710	0.513	0.097	1.969	1.147	0.190	0.650
2.20	1.718	0.508	0.094	2.005	1.150	0.187	0.639
2.22	1.726	0.504	0.091	2.041	1.153	0.185	0.628
2.24	1.734	0.499	0.088	2.078	1.155	0.183	0.617
2.26	1.741	0.495	0.085	2.115	1.158	0.180	0.606
2.28	1.749	0.490	0.082	2.154	1.160	0.178	0.595
2.30	1.756	0.486	0.080	2.193	2.163	0.175	0.584
2.32	1.764	0.482	0.078	2.233	1.165	0.173	0.574
2.34	1.771	0.477	0.075	2.274	1.168	0.171	0.563
2.36	1.778	0.473	0.073	2.316	1.170	0.163	0.553
2.38	1.785	0.469	0.071	2.359	1.173	0.166	0.543

Table A.2 Isentropic flow tables ($\gamma = 1.3$)

M	p/p_0	T/T_0	A/A^*	M	p/p_0	T/T_0	A/A^*
0	1.0000	1.0000	∞	1.75	0.1944	0.6852	1.424
.05	.9984	.9996	11.7202	1.80	.1797	.6729	1.484
.10	.9936	.9985	5.8852	1.85	.1660	.6607	1.549
.15	.9855	.9966	3.9520	1.90	.1533	.6487	1.618
.20	.9744	.9940	2.9938	1.95	.1415	.6368	1.693
.25	.9603	.9907	2.4262	2.00	.1305	.6250	1.773
.30	.9435	.9867	2.0537	2.05	.1203	.6134	1.859
.35	.9241	.9820	1.7930	2.10	.1108	.6019	1.951
.40	.9023	.9766	1.6023	2.15	.1020	.5905	2.050
.45	.8784	.9705	1.4586	2.20	.9393 ⁻¹	.5794	2.156
.50	.8526	.9639	1.3479	2.25	.8645 ⁻¹	.5684	2.268
.55	.8251	.9566	1.2614	2.30	.7955 ⁻¹	.5576	2.388
.60	.6267	.9488	1.1932	2.35	.7318 ⁻¹	.5470	2.517
.65	.7662	.9404	1.1395	2.40	.6731 ⁻¹	.5365	2.654
.70	.7354	.9315	1.0972	2.45	.6190 ⁻¹	.5262	2.799
.75	.7724	.9222	1.0644	2.50	.5692 ⁻¹	.5161	2.954
.80	.6273	.9124	1.0395	2.55	.5234 ⁻¹	.5062	3.119
.85	.6403	.9022	1.0214	2.60	.4813 ⁻¹	.4965	3.295
.90	.6084	.8917	1.0092	2.65	.4426 ⁻¹	.4870	3.482
.95	.5768	.8808	1.0022	2.70	.4070 ⁻¹	.4777	3.681
1.00	.5457	.8696	1.0000	2.75	.3743 ⁻¹	.4686	3.892
1.05	.5152	.8581	1.002	2.80	.3442 ⁻¹	.4596	4.116
1.10	.4854	.8464	1.008	2.85	.3166 ⁻¹	.4508	4.354
1.15	.4565	.8345	1.018	2.90	.2913 ⁻¹	.4422	4.607
1.20	.4285	.8224	1.032	2.95	.2680 ⁻¹	.4338	4.875
1.25	.4015	.8101	1.049	3.00	.2466 ⁻¹	.4255	5.160
1.30	.3756	.7978	1.070	3.50	.1090 ⁻¹	.3524	9.110
1.35	.3509	.7853	1.095	4.00	.4977 ⁻²	.2941	15.94
1.40	.3273	.7728	1.123	4.50	.2363 ⁻²	.2477	27.39
1.45	.3049	.7603	1.154	5.00	.1169 ⁻²	.2105	45.96
1.50	.2836	.7477	1.189	6.00	.3120 ⁻³	.1563	120.1
1.55	.2635	.7351	1.228	7.00	.1014 ⁻³	.1198	285.3
1.60	.2446	.7225	1.271	8.00	.3606 ⁻⁴	.9434 ⁻¹	623.1
1.65	.2268	.7100	1.318	9.00	.1417 ⁻⁴	.7605 ⁻¹	1265
1.70	.2100	.6976	1.369	10.00	.6056 ⁻⁵	.6250 ⁻¹	2416

Table 3. Adiabatic constant area flow with friction (Fanno line)
 $K = 1.4$

M	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P_0}{P_0^*}$	$\frac{l}{l^*}$	$\frac{4fL_{max}}{D}$
1	2	3	4	5	6	7
0	1.200					1778.451
0.02	1.200	0.022	54.770	28.942	22.834	440.352
0.04	1.200	0.044	27.382	14.481	11.435	193.031
0.06	1.199	0.066	18.251	9.666	7.643	106.718
0.08	1.198	0.087	13.684	7.262	5.753	66.922
0.10	1.198	0.109	10.944	5.822	4.624	45.408
0.12	1.197	0.131	9.116	4.864	3.875	32.511
0.14	1.195	0.153	7.809	4.182	3.343	24.198
0.16	1.194	0.175	6.829	3.673	2.947	18.543
0.18	1.192	0.196	6.066	3.278	2.642	14.533
0.20	1.190	0.218	5.455	2.964	2.400	11.596
0.22	1.188	0.239	4.955	2.708	2.205	9.386
0.24	1.186	0.261	4.538	2.496	2.043	7.688
0.26	1.184	0.283	4.185	2.317	1.909	6.357
0.28	1.181	0.304	3.882	2.166	1.795	5.299
0.30	1.179	0.326	3.619	2.035	1.698	4.447
0.32	1.176	0.347	3.389	1.922	1.614	3.752
0.34	1.173	0.368	3.185	1.823	1.542	3.180
0.36	1.170	0.389	3.004	1.736	1.479	2.705
0.38	1.166	0.410	2.842	1.659	1.424	2.308
0.40	1.163	0.431	2.696	1.590	1.375	1.974
0.42	1.159	0.452	2.563	1.529	1.332	

Contd.

Table 3. *Contd.*

1	2	3	4	5	6	7
0.44	1.155	0.473	2.443	1.474	1.294	1.692
0.46	1.151	0.494	2.333	1.425	1.260	1.451
0.48	1.147	0.514	2.231	1.380	1.230	1.245
0.50	1.143	0.534	2.138	1.340	1.203	1.069
0.52	1.138	0.555	2.052	1.303	1.179	0.917
0.54	1.134	0.575	1.972	1.270	1.157	0.787
0.56	1.129	0.595	1.898	1.240	1.138	0.674
0.58	1.124	0.615	1.828	1.213	1.121	0.576
0.60	1.119	0.635	1.763	1.188	1.105	0.491
0.62	1.114	0.654	1.703	1.166	1.091	0.417
0.64	1.109	0.674	1.646	1.145	1.079	0.353
0.66	1.104	0.693	1.592	1.127	1.068	0.298
0.68	1.098	0.713	1.541	1.110	1.058	0.250
0.70	1.093	0.732	1.493	1.094	1.049	0.208
0.72	1.087	0.751	1.448	1.081	1.041	0.172
0.74	1.082	0.770	1.405	1.068	1.034	0.141
0.76	1.076	0.788	1.365	1.057	1.028	0.114
0.78	1.070	0.807	1.326	1.047	1.023	0.092
0.80	1.064	0.825	1.289	1.038	1.019	0.072
0.82	1.058	0.843	1.254	1.030	1.015	0.056
0.84	1.052	0.861	1.221	1.024	1.011	0.042
0.86	1.045	0.879	1.189	1.018	1.008	0.031
0.88	1.039	0.897	1.158	1.013	1.006	0.022
0.90	1.033	0.915	1.129	1.009	1.004	0.015
0.92	1.026	0.932	1.101	1.006	1.002	0.009

Contd.

Table 4. Frictionless, constant area flow with stagnation temperature change
(Rayleigh Line)

$$K = 1.4$$

M	$\frac{T_0}{T_0^*}$	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P_0}{P_0^*}$	$\frac{C}{C^*}$
1	2	3	4	5	6
0.00	0.0000	0.0000	2.400	1.268	0.0000
0.02	0.0019	0.0023	2.399	1.268	0.0010
0.04	0.0076	0.0092	2.395	1.266	0.0038
0.06	0.0171	0.0205	2.388	1.265	0.0086
0.08	0.0302	0.0362	2.379	1.262	0.0152
0.10	0.0468	0.0560	2.367	1.259	0.0237
0.12	0.0666	0.0797	2.353	1.255	0.0339
0.14	0.0895	0.1069	2.336	1.251	0.0458
0.16	0.1151	0.1374	2.317	1.246	0.0593
0.18	0.1432	0.1708	2.296	1.241	0.0744
0.20	0.1736	0.2066	2.273	1.235	0.0909
0.22	0.2057	0.2445	2.248	1.228	0.1088
0.24	0.2395	0.2841	2.221	1.221	0.1279
0.26	0.2745	0.3250	2.193	1.214	0.1482
0.28	0.3104	0.3667	2.163	1.206	0.1696
0.30	0.3469	0.4089	2.131	1.199	0.1918
0.32	0.3837	0.4512	2.099	1.190	0.2149
0.34	0.4206	0.4933	2.066	1.182	0.2388
0.36	0.4572	0.5348	2.031	1.174	0.2633
0.38	0.4935	0.5755	1.996	1.165	0.2883

Contd.

Table 4. *Contd.*

1	2	3	4	5	6
0.40	0.5290	0.6151	1.961	1.157	0.3137
0.42	0.5638	0.6535	1.925	1.148	0.3395
0.44	0.5975	0.6903	1.888	1.139	0.3656
0.46	0.6301	0.7254	1.852	1.131	0.3918
0.48	0.6614	0.7587	1.815	1.122	0.4181
0.50	0.6914	0.7901	1.778	1.114	0.4444
0.52	0.7199	0.8196	1.741	1.106	0.4708
0.54	0.7470	0.8469	1.704	1.098	0.4970
0.56	0.7725	0.8723	1.668	1.090	0.5230
0.58	0.7965	0.8955	1.632	1.083	0.5489
0.60	0.8189	0.9167	1.596	1.075	0.5745
0.62	0.8398	0.9358	1.560	1.068	0.5998
0.64	0.8592	0.9530	1.525	1.061	0.6248
0.66	0.8771	0.9682	1.491	1.055	0.6494
0.68	0.8935	0.9814	1.457	1.049	0
0.70	0.9085	0.9929	1.423	1.043	0.6975
0.72	0.9221	1.0026	1.391	1.038	0.7209
0.74	0.9344	1.0106	1.359	1.033	0.7439
0.76	0.9455	1.0171	1.327	1.028	0.7665
0.78	0.9553	1.0220	1.296	1.023	0.7885
0.80	0.9639	1.0255	1.266	1.019	0.8101
0.82	0.9715	1.0276	1.236	1.016	0.8313
0.84	0.9781	1.0285	1.207	1.012	0.8519
0.86	0.9836	1.0283	1.179	1.010	0.8721
0.88	0.9883	1.0269	1.152	1.007	0.8918

Table 5. Normal Shock

K = 1.4

M_x	M_y	$\frac{P_y}{P_x}$	$\frac{T_y}{T_x}$	$\frac{P_{0y}}{P_{0x}}$	$\frac{P_{0y}}{P_x}$
1	2	3	4	5	6
1.00	1.0000	1.000	1.000	1.000	1.893
1.02	0.9805	1.047	1.013	1.000	1.938
1.04	0.9620	1.095	1.026	1.000	1.984
1.06	0.9444	1.144	1.039	1.000	2.032
1.08	0.9277	1.194	1.052	0.999	2.082
1.10	0.9118	1.245	1.065	0.999	2.133
1.12	0.8966	1.297	1.078	0.998	2.185
1.14	0.8820	1.350	1.090	0.997	2.239
1.16	0.8682	1.403	1.103	0.996	2.294
1.18	0.8549	1.458	1.115	0.995	2.350
1.20	0.8422	1.513	1.128	0.993	2.408
1.22	0.8300	1.570	1.141	0.991	2.466
1.24	0.8183	1.627	1.153	0.988	2.526
1.26	0.8071	1.686	1.166	0.986	2.588
1.28	0.7963	1.745	1.178	0.983	2.650
1.30	0.7860	1.805	1.191	0.979	2.714
1.32	0.7760	1.866	1.204	0.976	2.778
1.34	0.7664	1.928	1.216	0.972	2.844
1.36	0.7572	1.991	1.229	0.968	2.912
1.38	0.7483	2.055	1.242	0.963	2.980
1.40	0.7397	2.120	1.255	0.958	3.049
1.42	0.7314	2.186	1.268	0.953	3.120

Contd.

Table 5. *Contd.*

1	2	3	4	5	6
1.94	0.5880	4.224	1.639	0.749	5.338
1.96	0.5844	4.315	1.655	0.740	5.438
1.98	0.5808	4.407	1.671	0.730	5.539
2.00	0.5774	4.500	1.688	0.721	5.640
2.02	0.5740	4.594	1.704	0.712	5.743
2.04	0.5707	4.689	1.720	0.702	5.847
2.06	0.5675	4.784	1.737	0.693	5.952
2.08	0.5643	4.881	1.754	0.684	6.058
2.10	0.5613	4.978	1.770	0.674	6.165
2.12	0.5583	5.077	1.787	0.665	6.274
2.14	0.5554	5.176	1.805	0.656	6.383
2.16	0.5525	5.277	1.822	0.646	6.493
2.18	0.5489	5.378	1.839	0.637	6.604
2.20	0.5471	5.480	1.857	0.628	6.716
2.22	0.5444	5.583	1.875	0.619	6.830
2.24	0.5418	5.687	1.892	0.610	6.944
2.26	0.5393	5.792	1.910	0.601	7.060
2.28	0.5368	5.898	1.929	0.592	7.176
2.30	0.5344	6.005	1.947	0.583	7.294
2.32	0.5321	6.113	1.965	0.575	7.412
2.34	0.5297	6.222	1.984	0.566	7.532
2.36	0.5275	6.331	2.002	0.557	7.652
2.38	0.5253	6.442	2.021	0.549	7.774
2.40	0.5231	6.553	2.040	0.540	7.897
2.42	0.5210	6.666	2.059	0.532	8.021

Relevant formulae:

$$c = \sqrt{\frac{2KR}{K-1} (T_0 - T)}$$

$$a = \sqrt{KRT} ;$$

$$P = \rho RT$$

$$R = \frac{\bar{R}}{M} ;$$

$$C_p = \frac{KR}{K-1} ;$$

$$C_v = \frac{R}{K-1}$$

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{K-1}{K}} = (\rho_0/\rho)^{K-1}$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{K-1}{2} M^2 ; \quad \dot{m} = \rho AC$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{C_p T_0}}{A P_0} = \frac{M}{\sqrt{K-1} \left\{ \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2 \right) \right\}^{\frac{K+1}{2(K-1)}}}$$

$$A/A^* = \frac{1}{M} \sqrt{\frac{2}{K+1} \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2 \right)^{\frac{K+1}{K-1}}}$$

$$c = \sqrt{\frac{2K^2}{K-1} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}} \left[1 - \frac{P_e}{P_0} \frac{K}{K+1} + \frac{A_e}{A^*} \left(\frac{P_e}{P_0} - \frac{P_a}{P_0} \right) \right]}$$

$$\frac{4fL_{\max}}{D} = \frac{1 - M^2}{KM^2} + \frac{K+1}{2K} \log \frac{(K+1) M^2}{2 \left(1 + \frac{K-1}{2} M^2 \right)}$$

$$\frac{4fL}{D} = \left(\frac{4fL_{\max}}{D} \right)_{M_1} - \left(\frac{4fL_{\max}}{D} \right)_{M_2}$$

$$\frac{4fL}{D} = \frac{1 - KM_1^2}{KM_1^2} - \frac{1 - KM_2^2}{KM_2^2} + \log_e \frac{M_1^2}{M_2^2}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{M_1}{M_2}$$

$$KM_1^2 = \left(\frac{\dot{m}}{A} \right) \frac{RT_1}{P_1^2} ; \quad \frac{P_y}{P_x} = \frac{1 + KM_x^2}{1 + KM_y^2}$$

$$M_x \frac{1 + \frac{K-1}{2} M_x^2}{1 + KM_x^2} = M_y \frac{1 + \frac{K-1}{2} M_y^2}{1 + KM_y^2}$$

$$M_y^2 = \frac{M_x^2 + \frac{2}{K-1}}{\frac{2KM_x^2}{K-1} - 1}$$

$$M_y^2 = M_x^2 + \frac{2}{K-1} ;$$

$$\frac{2KM_x^2}{K-1} - 1$$

$$\lambda_x^2 = \frac{\frac{K+1}{2} M_x^2}{1 + \frac{K-1}{2} M_x^2} ; \quad \lambda_y^2 = \frac{\frac{K+1}{2} M_y^2}{1 + \frac{K-1}{2} M_y^2}$$

$$Q = C_p (T_{02} - T_{01})$$