

文章编号:1000-8055(2011)01-0001-20

四种飞行器绕流的三维 DSMC 计算 与传热分析

王保国, 李耀华, 钱 耕
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 在地球大气层与火星大气层中,使用自己编制的 DSMC(direct simulation Monte Carlo)源程序完成了四种飞行器(即 Apollo, Orion, Mars Pathfinder 以及 Mars Microprobe)高超声速穿越稀薄气体时的三维绕流计算,给出了上述飞行器 42 个典型飞行工况(其中包括在地球大气层中,飞行高度从 250 km 变到 90 km,飞行攻角从 45° 变到 -45° , Knudsen 数从 111.0 变到 0.0057,飞行速度从 7.6 km/s 变到 9.6 km/s;在火星大气层中,飞行高度从 141.8 km 变到 80.28 km,飞行攻角从 45° 变到 0° , Knudsen 数从 100.0 变到 0.0546,飞行速度从 7.47 km/s 变到 6.908 km/s)时详细气动力与气动热的数值结果,并与国外的飞行数据以及美国 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Langley 研究中心发表的计算结果进行了比较,所得结果令人满意.文中采用了三种无量纲参数分别刻画这四种典型飞行器绕流流动的热力学非平衡、化学反应非平衡以及壁面热流分布的特征,这些结果对于指导空间飞行器的热防护气动设计十分有益.

关 键 词: 直接模拟蒙特卡罗(DSMC)算法;热力学非平衡;化学反应非平衡;高温传热分析;
飞行器/探测器

中图分类号: V19

文献标识码: A

Three-dimensional DSMC calculation and heat transfer analysis of four capsules for hypersonic rarefied conditions

WANG Bao-guo, LI Yao-hua, QIAN Geng

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Hypersonic rarefied flow field of four vehicles (Apollo, Orion, Mars Pathfinder and Mars Microprobe) in the atmosphere of Earth and Mars was calculated using the DSMC(direct simulation Monte Carlo) source code compiled by us. Detailed aerodynamic coefficients and thermodynamic coefficients of these vehicles under 42 conditions (with the altitude from 250 km to 90 km, attack angle from 45° to -45° , Knudsen number from 111.0 to 0.0057, velocity from 7.6 km/s to 9.6 km/s for the Earth atmosphere; with the altitude from 141.8 km to 80.28 km, attack angle from 45° to 0° , Knudsen number from 100.0 to 0.0546, velocity from 7.47 km/s to 6.908 km/s for the Mars atmosphere) were presented and compared with flight data announced by other countries and calculation results published by NASA (National Aeronautics and Space Administration) Langley Research Center. The results are satisfactory. Three-dimensionless parameters were used to describe the characteristics of thermodynamic non-equilibrium, chemical non-equilibrium and wall heat flux of these four typical vehicles respectively. These results are quite useful for thermal protection design of spacecrafts.

收稿日期:2010-09-18; 修订日期:2010-10-20

基金项目:国家自然科学基金(50376004); 高等学校博士学科点专项基金(20030007028)

作者简介:王保国(1947—),男,山东临清人,教授、博导,博士,研究领域为计算流体力学、高速气动热力学.

Key words: DSMC (direct simulation Monte Carlo) algorithm;
thermodynamic non-equilibrium; chemical reaction non-equilibrium;
high temperature heat transfer analysis; vehicles/entry probes

随着国际上航空航天事业的飞速发展,飞向各大星球的着陆器和探测器不断涌现^[1-2]. 对于周围有大气层存在的星体来讲,航天器进入该星球大气层时气动热的精确计算显得尤为重要,它直接影响着飞行器热防护的气动设计问题. 另外,对于高空气动力辅助变轨问题^[3]来讲,飞行器穿越稀薄气体的绕流计算(其中包括气动力与气动热)更为重要^[4-5],它的准确性直接关系到变轨控制的精确度. 本文针对国际上常用的四种典型飞行器(即 Apollo, Orion, Mars Pathfinder 以及 Mars Microprobe),挑选了国际已有飞行数据的 42 个工况使用自己编制的源程序进行了 DSMC(direct simulation Monte Carlo)三维流场计算,所得结果与国外相关飞行数据基本吻合. 在此基础上,本文又进行了热力学非平衡、化学反应非平衡以及壁面热流分布的计算. 另外,还利用沿壁面的热流系数 C_h 分布对壁面传热问题进行了相关的分析.

1 三维 DSMC 算法以及源程序 总框图

正如文献[5]所分析的那样,DSMC 方法是通过模拟真实的物理过程而不是直接求解 Boltzmann 方程^[6]或者 Wang Chang-Uhlenbeck 方程^[7]的一种直接模拟方法. 它是用若干个模拟分子代替真实气体的分子(这里通常一个模拟分子代表着巨大数目的真实分子),并在计算机上存储每一个模拟分子的位置坐标、速度分量以及内能. 这些量是随着分子的运动、与边界的碰撞以及分子之间的碰撞而不断地随时间改变. 模拟中的时间参数应与真实流动中的物理时间等同. 上述所有的计算都是非定常的,定常流是长时间模拟后稳定状态的统计平均结果. DSMC 方法的关键是在时间步长 Δt 内将分子的运动与分子间的碰撞解耦^[5,8]. 另外,文献[5]分别从非结构网格的生成、模拟分子追踪的方法、来流参数的设定、热力学碰撞传能 6 种类型的计算以及 8 种化学反应类型的实现等 5 个方面较详细地讨论了 DSMC 算法,因此这里仅给出本文实现 DSMC 方法时程序总框图(如图 1 所示). 其中 I 是当前循环数, J 是与模拟分子运动次数相关的循环变数, N_s 是额定

取样数, N_t 是总循环数. 从图 1 中可以看出 DSMC 数值模拟过程大致可以分为以下 7 个步骤:

1) 读入参数并对流场计算域进行初始化. 读入的参数主要包括来流速度、大气参数、混合气体各组元的物质的量浓度和各组元分子的特征量、化学反应模型参数以及各种参考量等. 计算域初始化的内容有生成网格和确定计算域边界、将飞行器壁面所在网格定位、根据总的模拟分子数在每个网格中均匀随机分布若干模拟分子并记录每个模拟分子的初始状态(位置和速度),最后将计算中所需的变量设置初值.

2) 分子的运动模拟与追踪. 在无碰撞假设下,按照匀速直线运动求出各模拟分子以各自速度在 Δt 时间内运动的距离,确定模拟分子新的位置坐标.

3) 边界的处理. 模拟分子运动后到达的新位置可能超越所设定的边界,此时必须计算模拟分子与边界间的相互作用. 若边界为对称面,模拟分子在对称面上做镜面反射;若模拟分子是与物面相互作用,则按给定的壁面反射模型进行计算;若模拟分子运动到出口边界外面或者从入口边界逃逸出去,则将模拟分子作逸出处理,并删除该分子的编号;在入口边界处,按照来流条件确定在时间步长 Δt 内进入计算区域的新分子数以及它们的运动状态.

4) 重新给模拟分子编号. 在经过 Δt 时间的运动后,模拟分子到达新位置有可能处于新的网格,还有新进入计算域的模拟分子以及逸出计算区域的模拟分子,此时必须重新对处于计算域的模拟分子根据所在的新的网格按顺序重新编号,并记录新编号分子的位置和速度.

5) 分子碰撞计算. 这是 DSMC 方法中至关重要的步骤,根据选用的碰撞抽样方法,在子网格内选取可能的碰撞分子对,根据碰撞概率判断分子对是否发生碰撞,若发生碰撞则计算碰撞后的分子速度. 如果考虑气体的热化学非平衡,碰撞计算时还要考虑分子的非弹性碰撞、内能交换和化学反应过程等.

6) 按照步骤 2)~5) 的作法让程序重复运行 N 个时间步长后,判断计算时间是否达到抽样时间($J > N_s$),如果成立则对各网格内的模拟分子

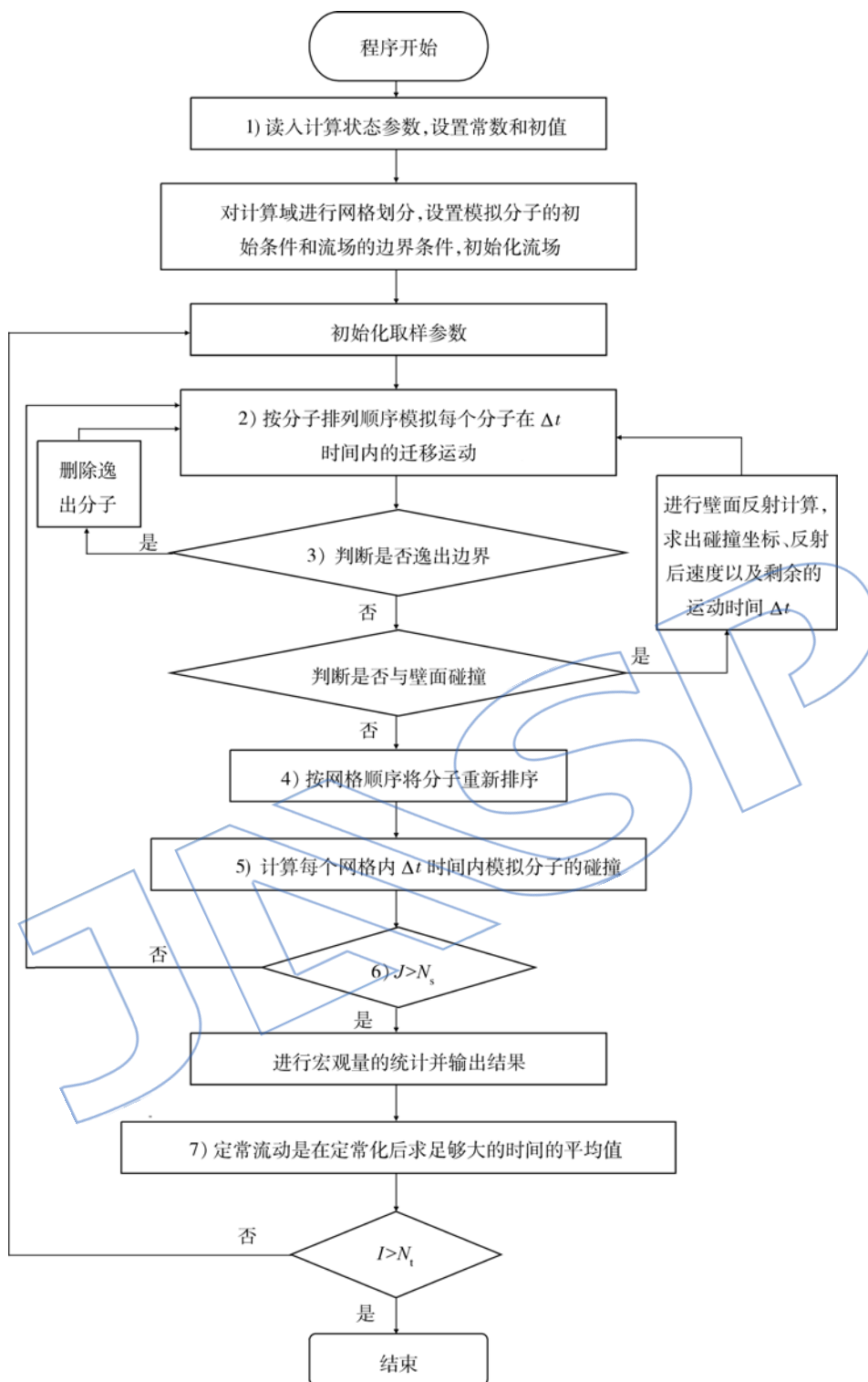


图 1 DSMC 计算的总框图

Fig. 1 Diagram of DSMC computation

开始进行参数统计, 求得流场各宏观物理量在网格中心的值. 流动是否达到稳定状态, 一般根据流场中的分子总数来判断, 当分子总数达到某个值时, 分子总数会在这个值上下小幅度波动, 不会变化很大, 这时可以认为流场已经稳定. 这时对各宏观物理量在网格中心的值进行存储.

7) 由于受计算机内存的限制, 在每个计算网格中分布的模拟分子数目是比较少的. 因而必须采取重复运算增加统计样本数的方法, 减少流场物理量的统计涨落, 提高计算精度. 若当前循环数大于总额定循环数 ($I > N_t$), 将每个网格多次统计存储的结果进行平均后, 就得到流场中各宏观

物理量在网格中心位置的分布。

在 DSMC 方法中,采用了如下将气体分子运动与分子间的碰撞解耦的方法,即认为分子间碰撞是瞬时完成的,它不改变气体分子的运动轨迹,而在相邻两次碰撞之间的分子做匀速直线运动,这就大大提高了 DSMC 方法的计算效率,实现了对流动的模拟。

本文在非结构网格的框架下,在可变硬球(VHS)分子模型、Borgnakke-Larse 唯象、Bird 的化学反应几率模型以及壁面 CLL(Cercignani-Lampis-Lord)反射模型的基础上,进一步完善了文献[5]中用 Fortran 语言编制的 DSMC 源程序,该程序可以模拟内能松弛、热力学非平衡以及化学反应非平衡现象,可以计算高超声速流动下稀薄气体的二维与三维流场。在文献[5]中,使用修改前的源程序完成了 35 个典型二维流动算例,在本文将使用完善后的源程序完成国际上常用的四种典型飞行器(即 Apollo, Orion, Mars Pathfinder 以及 Mars Microprobe)绕流(这里要计算 42 个飞行工况)的三维流动算例,并将计算结果与国外的飞行数据以及 NASA(National Aeronautics and Space Administration)发表的计算结果进行比较。

2 地球大气层中 Apollo 绕流的三维计算与分析

Apollo capsule 的外形及主要尺寸如图 2 与图 3,文献[9]对该外形的稀薄绕流问题进行过数值计算。本文计算时选取的来流参数以及大气组

分与当地 Knudsen 数分别由表 1 与表 2 给出。

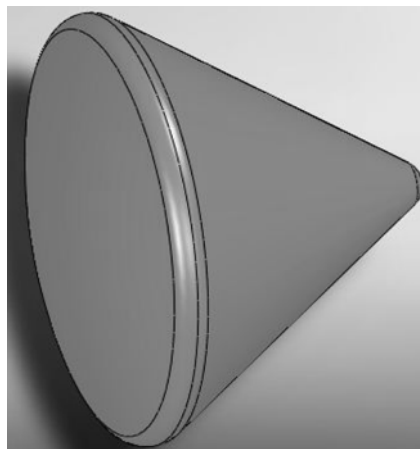


图 2 Apollo 的三维外形

Fig. 2 Schematic of Apollo

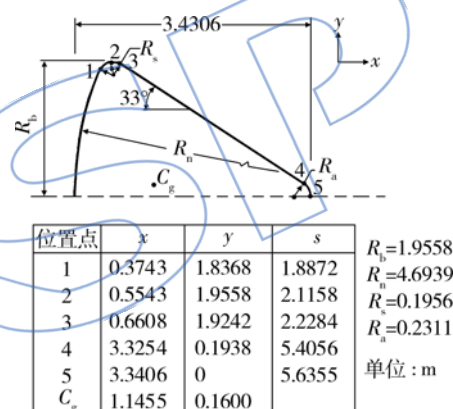


图 3 Apollo 的主要尺寸数据

Fig. 3 Configuration of Apollo

表 1 Apollo 的来流参数

Table 1 Free stream conditions of Apollo

工况	h/km	$n_\infty/10^{15} \text{ m}^{-3}$	$\rho_\infty/10^{-10} (\text{kg}/\text{m}^3)$	T_∞/K	T_w/K	$\alpha_\infty/(\text{^\circ})$
1	200	8.9996	3.2829	1026	234	-25
2	170	22.702	8.7777	892	300	-25
3	150	53.055	21.383	733	373	-25
4	135	131.49	54.862	564	474	-25
5	125	305.98	131.00	433	589	-25
6	115	985.62	435.75	304	795	-25
7	105	5094.7	2364.0	208	1029	0
8	105	5094.7	2364.0	208	1029	10
9	105	5094.7	2364.0	208	1029	45
10	100	11898	5582.4	194	1146	-25
11	90	70755	33848	188	1436	-25

注:表 1 中 $h, n_\infty, \rho_\infty, T_\infty, \alpha_\infty$ 分别代表飞行高度、来流数密度、来流密度、来流温度、来流攻角; T_w 为壁面温度。

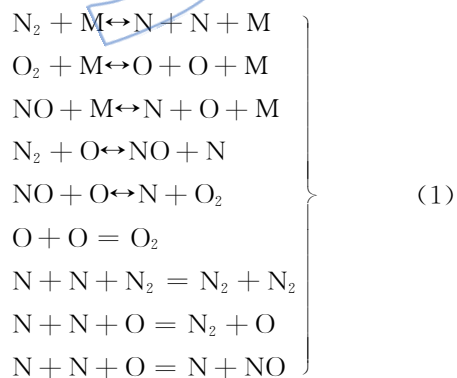
表 2 Apollo 再入的地球大气层组成以及 Kn_∞ 数

Table 2 Species and Knudsen number for Apollo reentry

工况	h/km	Kn_∞	X_{O_2}	X_{N_2}	X_O
1	200	44.74	0.03146	0.45476	0.51378
2	170	17.74	0.04354	0.54820	0.40826
3	150	7.59	0.05461	0.61557	0.32982
4	135	3.06	0.06593	0.67158	0.26248
5	125	1.32	0.07679	0.71171	0.21150
6	115	0.408	0.09779	0.75386	0.14835
7	105	0.081	0.15808	0.78319	0.05873
8	105	0.081	0.15808	0.78319	0.05873
9	105	0.081	0.15808	0.78319	0.05873
10	100	0.0338	0.17683	0.78440	0.03877
11	90	0.0057	0.20905	0.78748	0.00347

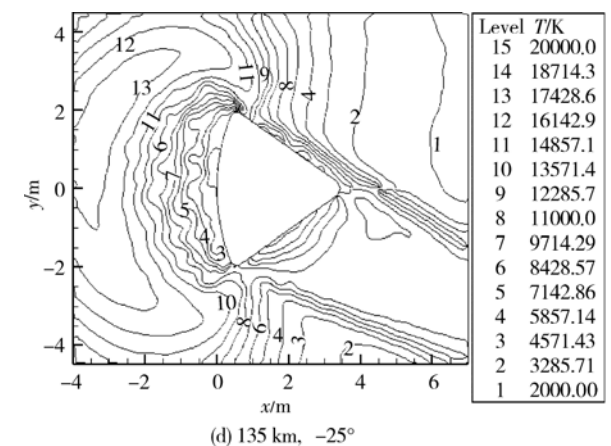
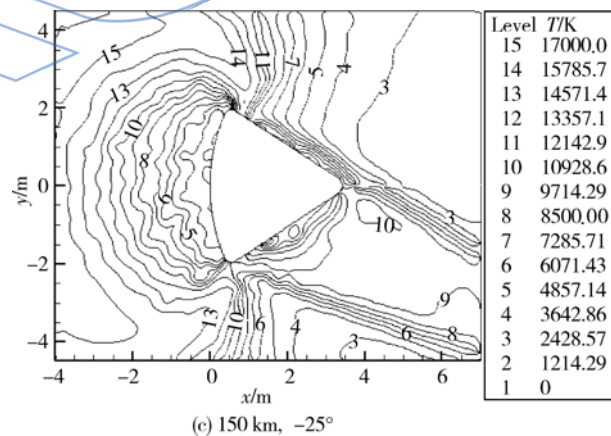
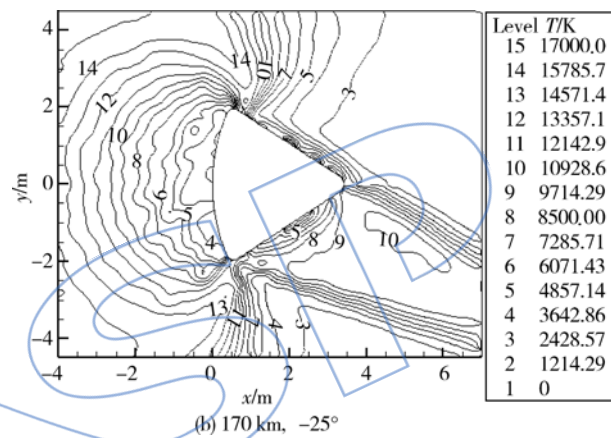
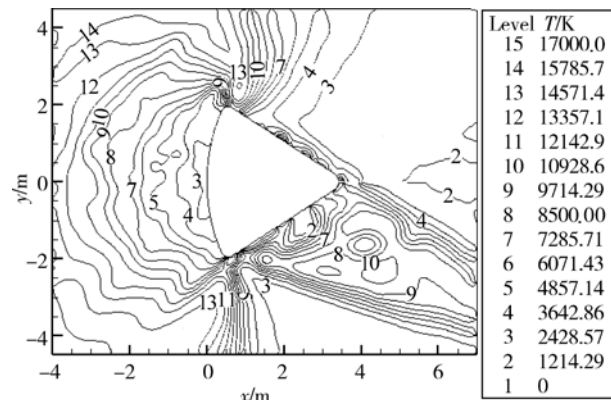
注:表 2 中 h 为飞行高度, Kn_∞ 为来流的 Knudsen 数, X_{O_2} , X_{N_2} , X_O 分别代表 O_2 , N_2 与 O 在地球大气中所占的比例。

本文计算时所选取的 Apollo 来流速度是 9.6 km/s , 表 1 给出了本算例计算所选用 11 个飞行工况下的来流条件, 表 2 给出了相应飞行工况下的 Knudsen 数. 考虑到 Apollo 的飞行环境是在地球大气层中, 因此化学反应仍采用了文献[5]中所选取的 5 组元(即 N_2 , O_2 , NO , N 和 O)17 基元反应模型, 但本文的基元反应取为 23 个, 其反应式为



式中 M 代表反应碰撞单元, 这里 $M = N_2, O_2, NO, N, O$. 显然, 与文献[5]的做法相比, 这里除考虑了组元间发生的离解反应与置换反应之外还考虑了复合反应。

图 4(a)~图 4(k) 分别给出 11 个飞行工况下子午面(即 $z=0$ 的截面)上总的(overall)动理学温度 T 等值线分布图。



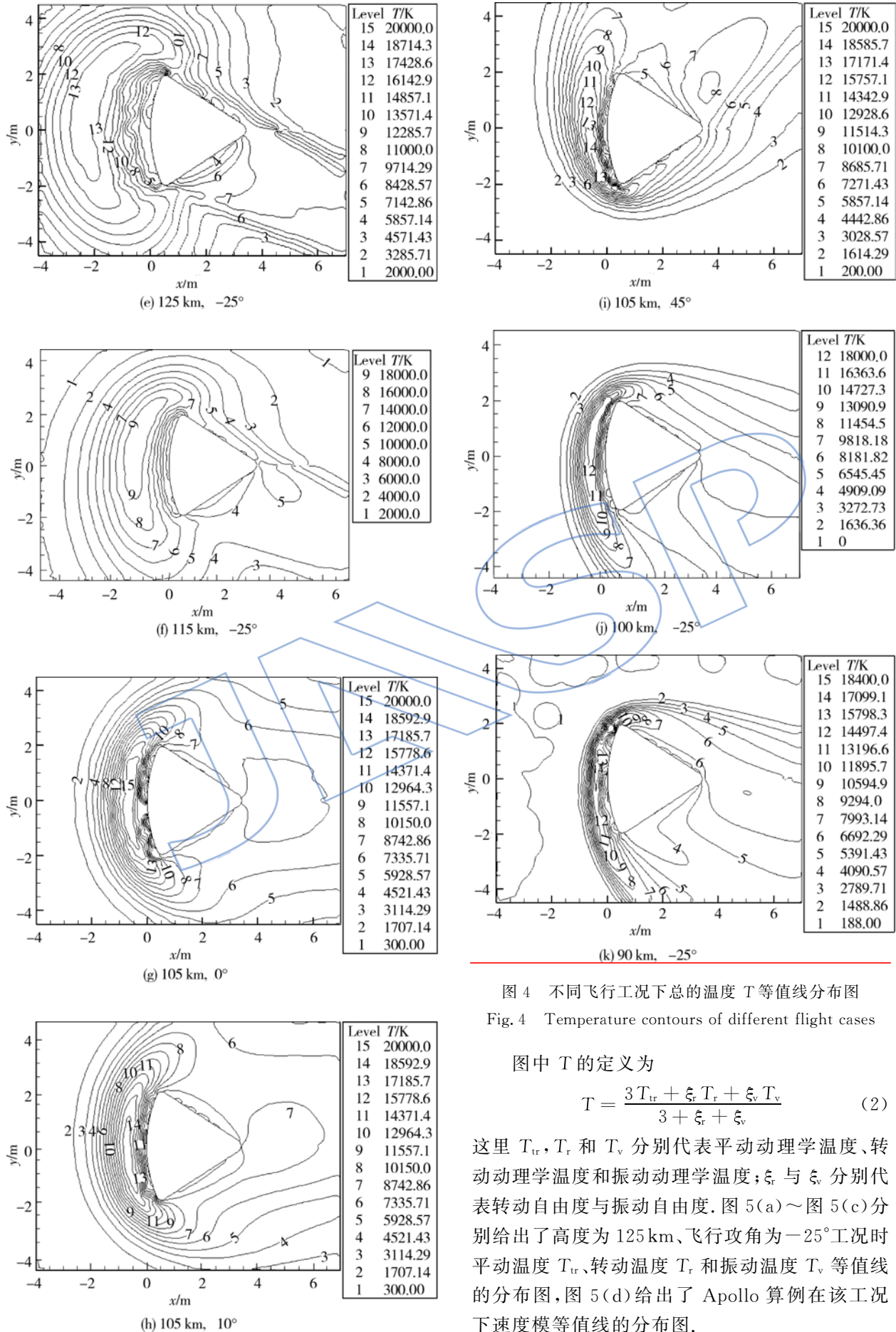
图4 不同飞行工况下总的温度 T 等值线分布图

Fig. 4 Temperature contours of different flight cases

图中 T 的定义为

$$T = \frac{3T_{tr} + \xi_r T_r + \xi_v T_v}{3 + \xi_r + \xi_v} \quad (2)$$

这里 T_{tr} , T_r 和 T_v 分别代表平动动理学温度、转动动理学温度和振动动理学温度; ξ_r 与 ξ_v 分别代表转动自由度与振动自由度. 图 5(a)~图 5(c) 分别给出了高度为 125 km、飞行攻角为 -25° 工况时平动温度 T_{tr} 、转动温度 T_r 和振动温度 T_v 等值线的分布图, 图 5(d) 给出了 Apollo 算例在该工况下速度模等值线的分布图.

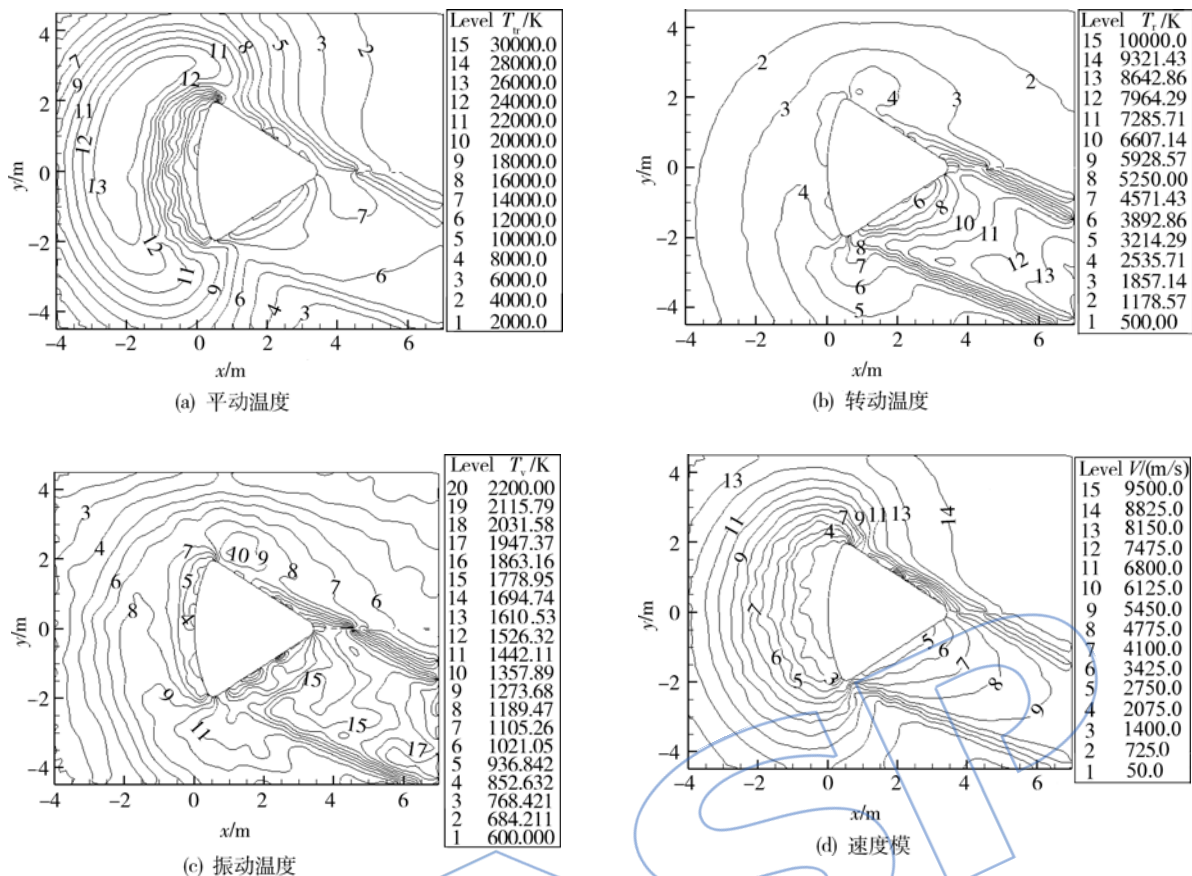


图 5 高度 125 km、攻角 -25° 工况时 T_{tr} , T_r , T_v 与速度模等值线分布
Fig. 5 T_{tr} , T_r , T_v and velocity module value, altitude = 125 km, attack angle = -25°

3 地球大气层中 Orion 绕流的三维计算与分析

Orion crew module 的外形以及主要尺寸如图 6 与图 7 所示,计算时选取的来流参数以及大气组分与当地 Knudsen 数分别由表 3 与表 4 给出.

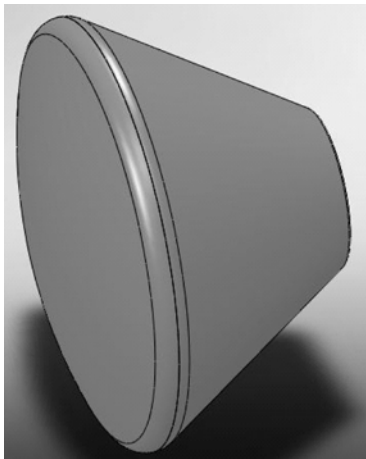


图 6 Orion 的三维外形
Fig. 6 Schematic of Orion

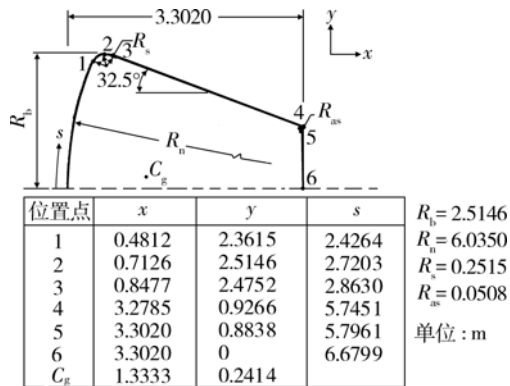


图 7 Orion 的主要尺寸数据
Fig. 7 Configuration of Orion

本文计算时所选取的 Orion 来流速度是 7.6 km/s,表 3 给出了算例计算所选用 13 个飞行工况下的来流条件,表 4 给出了相应飞行工况下的 Knudsen 数.计算时选用的 5 组元 23 基元反应的方程式由式(1)给出.图 8(a)~图 8(m)分别给出该算例 13 个飞行工况下子午面(即 $z=0$ 的截面)上总的动理学温度 T 等值线分布图,图中 T 的定义同式(2).

表 3 Orion 的来流参数
Table 3 Free stream conditions of Orion

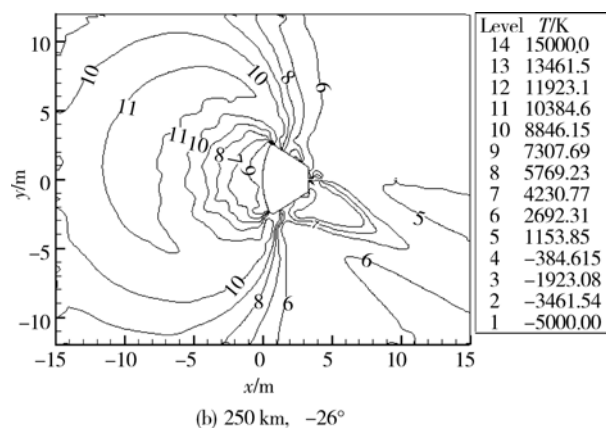
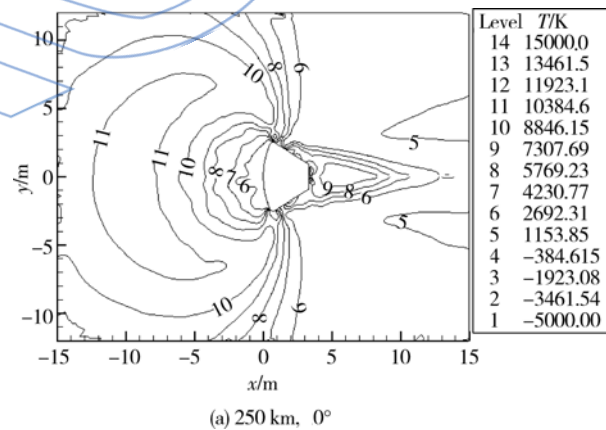
工况	h/km	$n_{\infty}/10^{15}\text{m}^{-3}$	$\rho_{\infty}/10^{-11}(\text{kg}/\text{m}^3)$	T_{∞}/K	T_w/K	$\alpha_{\infty}/(^{\circ})$
12	250	2.8210	9.4248	1124	144	0
13	250	2.8210	9.4248	1124	144	-26
14	220	5.4532	19.180	1077	172	-26
15	200	8.9996	32.829	1026	197	-26
16	180	16.146	61.220	947	230	-26
17	160	33.470	132.07	822	278	-26
18	140	93.526	385.48	625	364	-26
19	125	305.98	1310.0	433	494	-26
20	115	985.62	4357.5	304	618	-26
21	105	4975.9	23004	211	760	0
22	105	4975.9	23004	211	760	-26
23	105	4975.9	23004	211	760	-45
24	100	11898	55824	194	849	-26

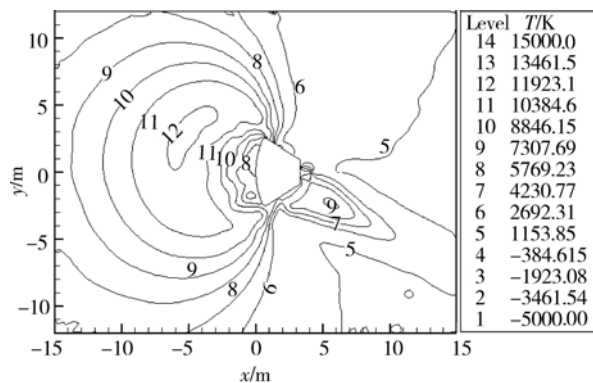
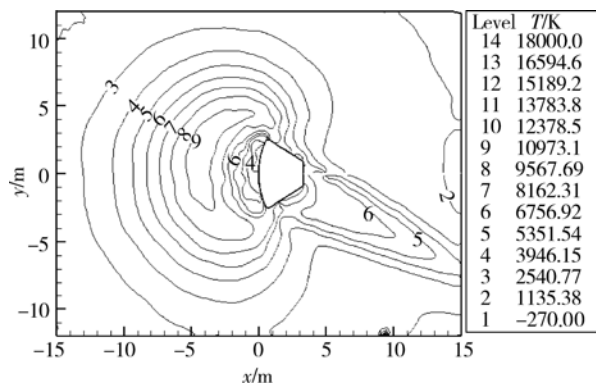
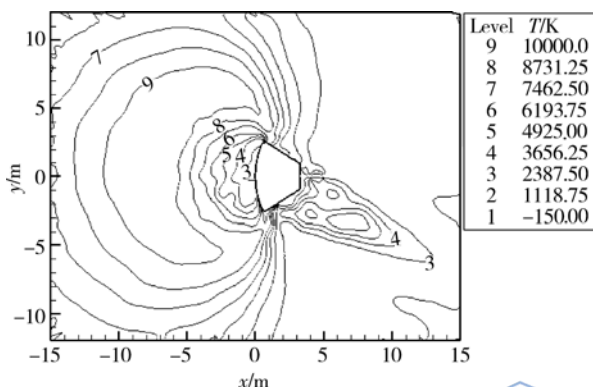
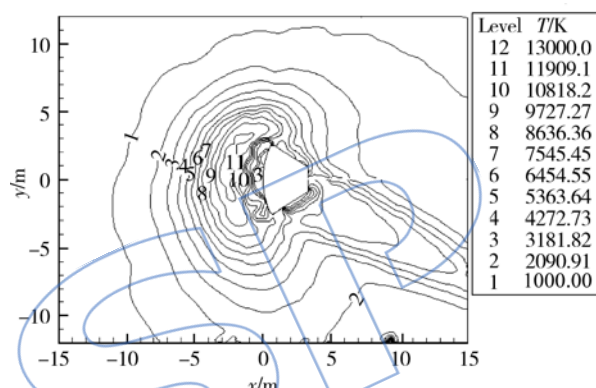
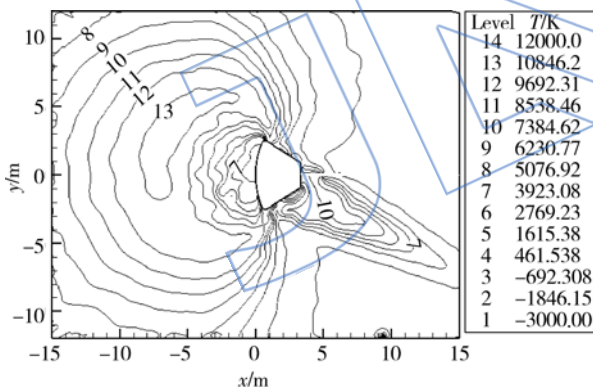
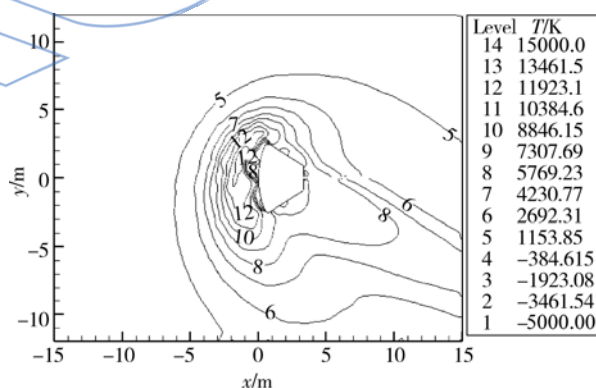
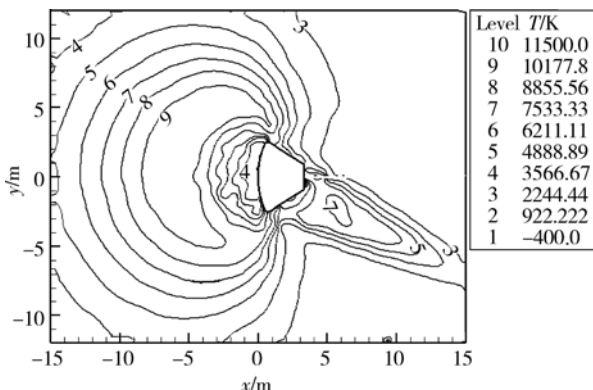
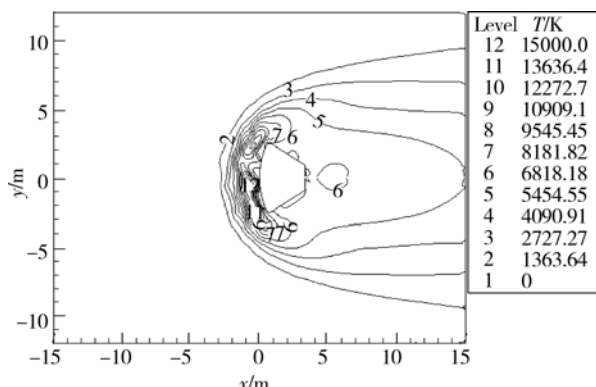
注:表 3 中符号 $h, n_{\infty}, \rho_{\infty}, T_{\infty}, \alpha_{\infty}, T_w$ 的含义同表 1.

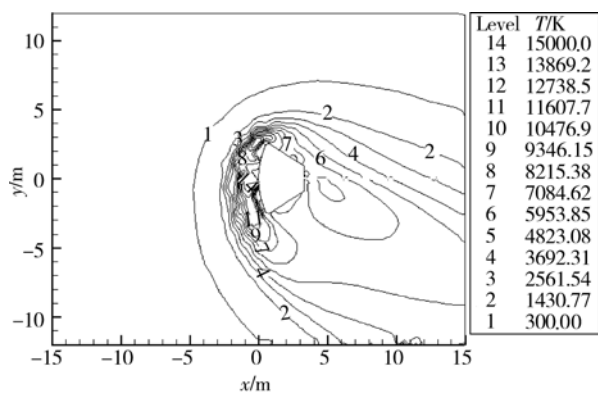
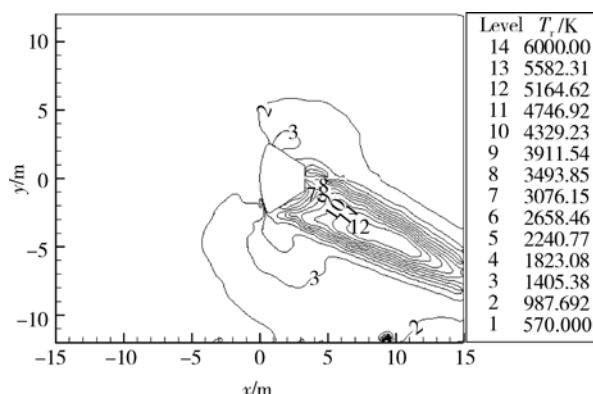
表 4 Orion 再入的地球大气层组成以及 Kn_{∞} 数
Table 4 Species and Knudsen number for Orion reentry

工况	h/km	Kn_{∞}	X_{O_2}	X_{N_2}	X_{O}
12	250	111.0	0.01801	0.31886	0.66313
13	250	111.0	0.01801	0.31886	0.66313
14	220	57.44	0.02526	0.39751	0.57723
15	200	34.80	0.03146	0.45476	0.51378
16	180	19.40	0.03908	0.51635	0.44457
17	160	9.36	0.04868	0.58121	0.37011
18	140	3.35	0.06181	0.65173	0.28646
19	125	1.02	0.07679	0.71171	0.21150
20	115	0.318	0.09779	0.75386	0.14835
21	105	0.0629	0.15280	0.78187	0.06533
22	105	0.0629	0.15280	0.78187	0.06533
23	105	0.0629	0.15280	0.78187	0.06533
24	100	0.0263	0.17682	0.78440	0.03877

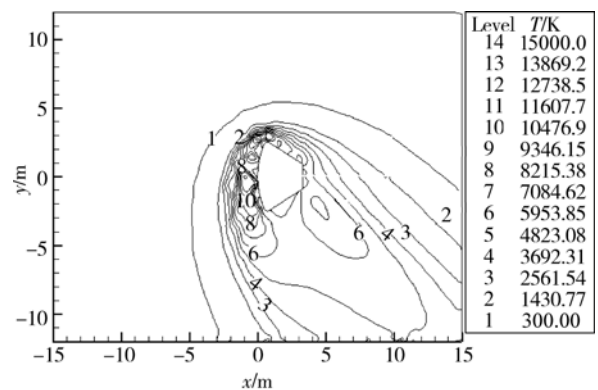
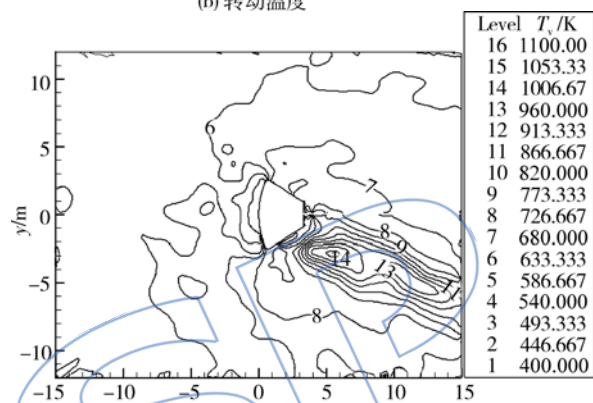
注:表 4 中符号 $h, Kn_{\infty}, X_{\text{O}_2}, X_{\text{N}_2}, X_{\text{O}}$ 的含义同表 2.



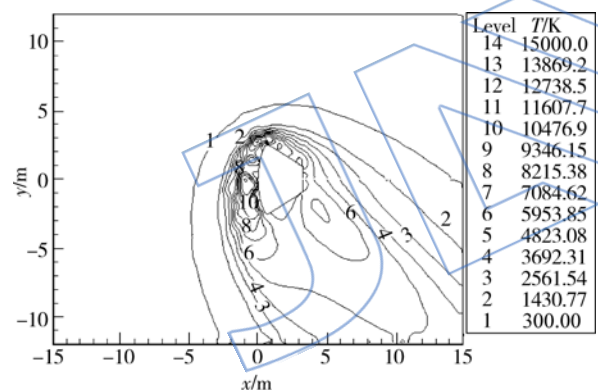
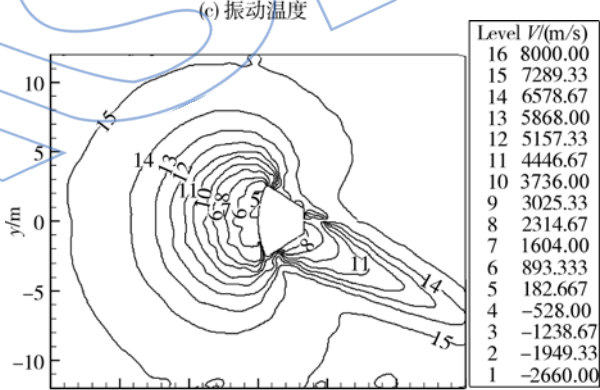
(c) 220 km, -26° (g) 140 km, -26° (d) 200 km, -26° (h) 125 km, -26° (e) 180 km, -26° (i) 115 km, -26° (f) 160 km, -26° (j) 105 km, 0°

(k) 105 km, -26° 

(b) 转动温度

(l) 105 km, -45° 

(c) 振动温度

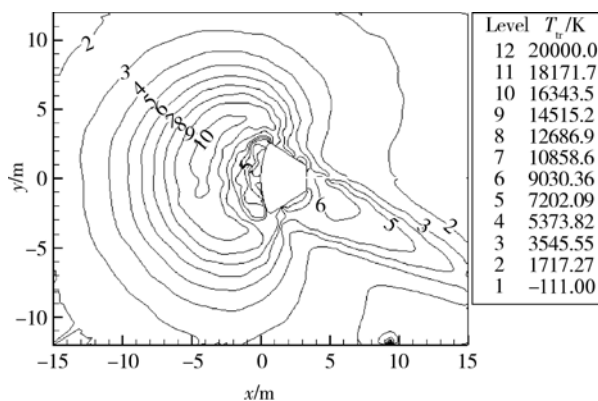
(m) 100 km, -26° 

(d) 速度模

图8 不同飞行工况下总的温度 T 等值线分布图

Fig. 8 Temperature contours of different flight cases

图9(a)~图9(c)分别给出了高度为140 km、飞行攻角为 -26° 工况时平动温度 T_{tr} 、转动温度 T_r



(a) 平动温度

图9 高度140 km、攻角 -26° 工况时 T_{tr} 、 T_r 、 T_v 与速度模等值线分布Fig. 9 T_{tr} , T_r , T_v and velocity module value, altitude=140 km, attack angle= -26°

和振动温度 T_v 等值线的分布图,图9(d)给出了 Orion 算例在该工况下速度模等值线的分布图。

4 火星大气层中 Mars Pathfinder 绕流的三维计算与分析

火星是人类关注的星球^[10], Mars Pathfinder capsule 是登陆火星的一种飞行器,它的外形以及主要尺寸如图10与图11所示,计算时选取的来流参数以及当地 Knudsen 数由表5给出。

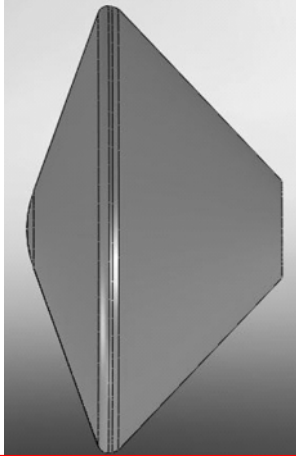


图 10 Mars Pathfinder 的三维外形
Fig. 10 Schematic of Mars Pathfinder

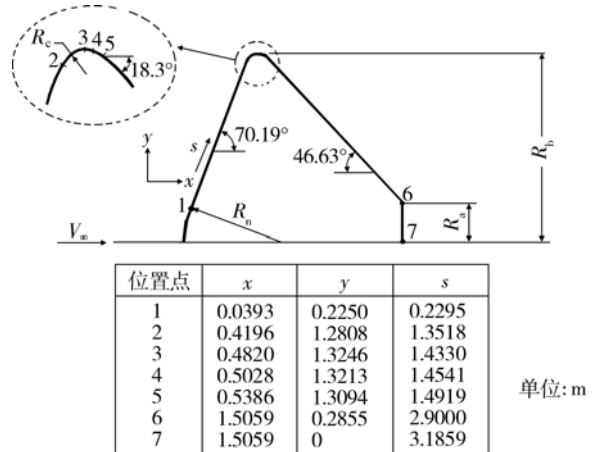


图 11 Mars Pathfinder 的主要尺寸数据
Fig. 11 Configuration of Mars Pathfinder

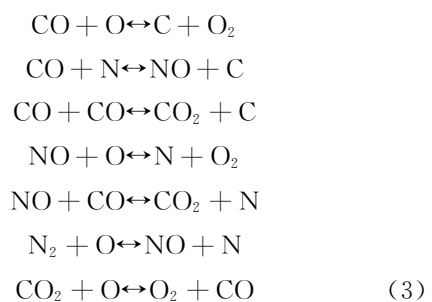
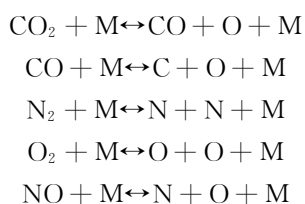
表 5 Mars Pathfinder 的来流参数
Table 5 Free stream conditions of Mars Pathfinder

工况	h/km	$\rho_\infty/10^{-10} (\text{kg/m}^3)$	T_w/K	Kn_∞	Re_∞	$\alpha_\infty/(\circ)$	$V_\infty/(\text{m/s})$
25	141.8	2.835 1	300	100	1	0	7 463.1
26	141.8	2.835 1	300	100	1	10	7 463.1
27	141.8	2.835 1	300	100	1	15	7 463.1
28	119.0	56.344	470	5.03	16	0	7 468.6
29	119.0	56.344	470	5.03	16	10	7 468.6
30	119.0	56.344	470	5.03	16	15	7 468.6
31	95.0	1375.9	750	0.206	390	0	7 479.5
32	95.0	1375.9	750	0.206	390	10	7 479.5
33	95.0	1375.9	750	0.206	390	15	7 479.5

注:表 5 中符号 $h, \rho_\infty, T_w, Kn_\infty, Re_\infty, \alpha_\infty, V_\infty$ 分别代表飞行高度、来流密度、壁面温度、来流 Knudsen 数、来流 Reynolds 数、来流攻角和来流速度。需要特别指出的是,这里的 Kn_∞ 数是基于 Mars Pathfinder 的最大直径定义的。

对于火星大气层,其主要成分是 CO_2 和 N_2 , 所占的比例约分别是 0.9537 和 0.0463。

本文计算时所选取的 Mars Pathfinder 来流速度随飞行高度的不同略有不同,大致都在 7.46 km/s 左右,表 5 给出了本算例计算所选用的 9 个飞行工况下的来流条件以及相应飞行工况下的 Knudsen 数。考虑到 Mars Pathfinder 的飞行环境是在火星大气层中,本文选用了 9 组元(即 $\text{N}_2, \text{O}_2, \text{NO}, \text{CO}_2, \text{CO}, \text{N}, \text{O}, \text{C}$ 以及 Ar)59 基元反应,其反应式为



式中 M 代表反应碰撞单元,这里 $\text{M} = \text{N}_2, \text{O}_2, \text{NO}, \text{CO}_2, \text{CO}, \text{N}, \text{O}, \text{C}$ 以及 Ar;显然,与文献[5]的 8 组元 44 基元反应模型相比这里多考虑了一个组元 Ar,而且置换反应方程的个数也比文献[5]多。

图 12(a)~图 12(i)分别给出了该算例 9 个飞行工况下子午面(即 $z=0$ 的截面)上总的动理学温度 T 等值线分布图,这里 T 的定义同式(2)。

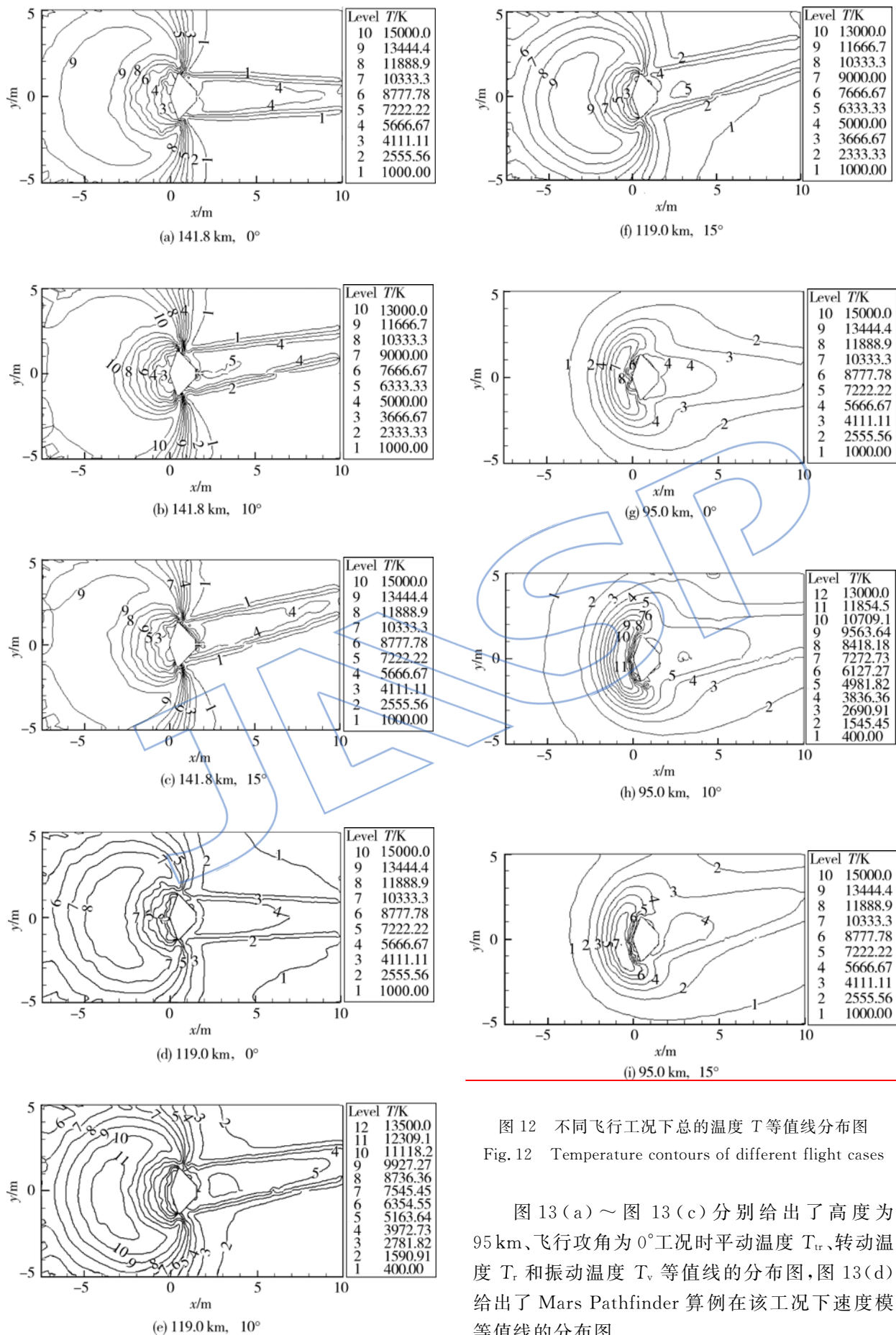


图 12 不同飞行工况下总的温度 T 等值线分布图
Fig. 12 Temperature contours of different flight cases

图 13(a)~图 13(c) 分别给出了高度为 95 km、飞行攻角为 0° 工况时平动温度 T_r 、转动温度 T_r 和振动温度 T_v 等值线的分布图, 图 13(d) 给出了 Mars Pathfinder 算例在该工况下速度模等值线的分布图。

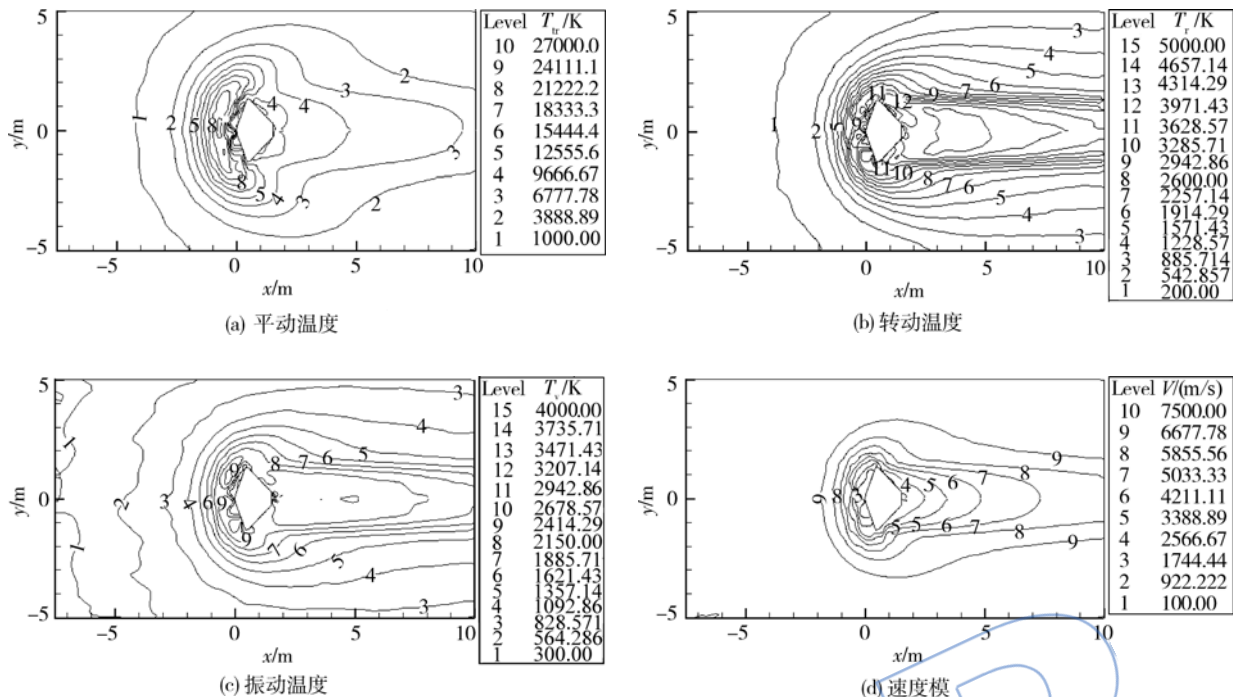


图 13 高度 95 km、攻角 0° 工况时 T_t , T_r , T_v 与速度模等值线分布
Fig. 13 T_t , T_r , T_v and velocity module value, altitude=95 km, attack angle= 0°

5 火星大气中 Mars Microprobe 绕流的三维计算与分析

Mars Microprobe 的外形以及主要尺寸如图 14 与图 15 所示, 计算时选取的来流参数以及大气组分与当地 Knudsen 数由表 6 给出。

本文计算时所选取的 Mars Microprobe 来流为 6.909 km/s, 表 6 给出了本算例计算所选用的 9 个飞行工况下的来流参数。计算时采用了 9 组

元 59 基元反应, 其方程式由式 (3) 给出。图 16(a)~图 16(i) 分别给出了该算例 9 个飞行工况下子午面 (即 $z=0$ 的截面) 上总的动理学温度 T 等值线分布图, 这里 T 的定义同式 (2)。

图 17(a)~图 17(c) 分别给出了高度为 100.61 km、飞行攻角为 45° 工况时平动温度 T_t 、转动温度 T_r 和振动温度 T_v 等值线的分布, 图 17(d) 给出了 Mars Microprobe 算例在该工况下速度模等值线的分布图。

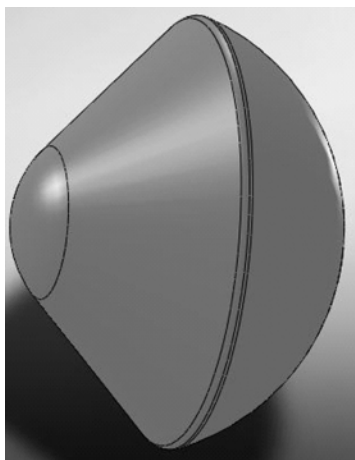


图 14 Mars Microprobe 的三维外形
Fig. 14 Schematic of Mars Microprobe

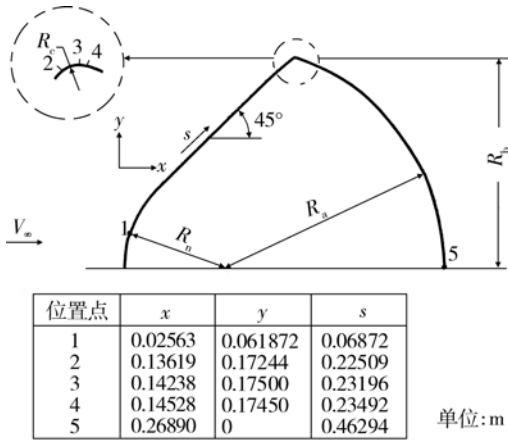
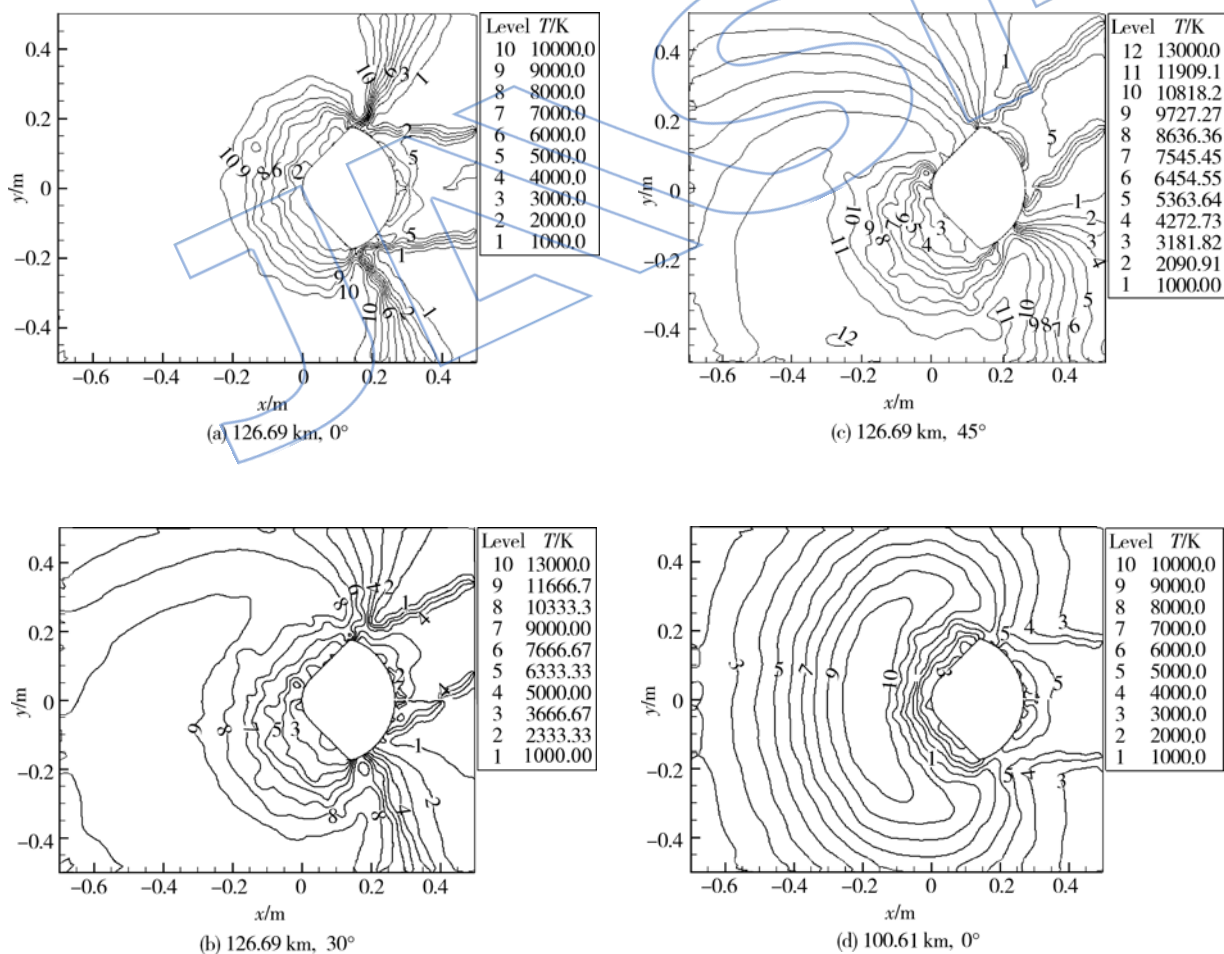


图 15 Mars Microprobe 的主要尺寸数据
Fig. 15 Configuration of Mars Microprobe

表 6 Mars Microprobe 的来流参数
Table 6 Free stream conditions of Marz Microprobe

工况	h/km	$\rho_\infty/10^{-9}(\text{kg}/\text{m}^3)$	T_∞/K	T_w/K	Kn_∞	$\alpha_\infty/(\text{^\circ})$	$V_\infty/(\text{m}/\text{s})$
34	126.69	2.1000	171.3	300	79.5	0	6909
35	126.69	2.1000	171.3	300	79.5	30	6909
36	126.69	2.1000	171.3	300	79.5	45	6909
37	100.61	170.66	138.7	500	1.26	0	6921
38	100.61	170.66	138.7	500	1.26	30	6921
39	100.61	170.66	138.7	500	1.26	45	6921
40	80.28	3928.7	134.3	900	0.0546	0	6908
41	80.28	3928.7	134.3	900	0.0546	30	6908
42	80.28	3928.7	134.3	900	0.0546	45	6908

注:表 6 中符号 $h, \rho_\infty, T_\infty, T_w, Kn_\infty, \alpha_\infty, V_\infty$ 分别代表飞行高度、来流密度、来流温度、壁面温度、来流 Knudsen 数、来流攻角和来流速度. 需要特别指出的是,这里的 Kn_∞ 数是基于 Mars Microprobe 的最大直径定义的.



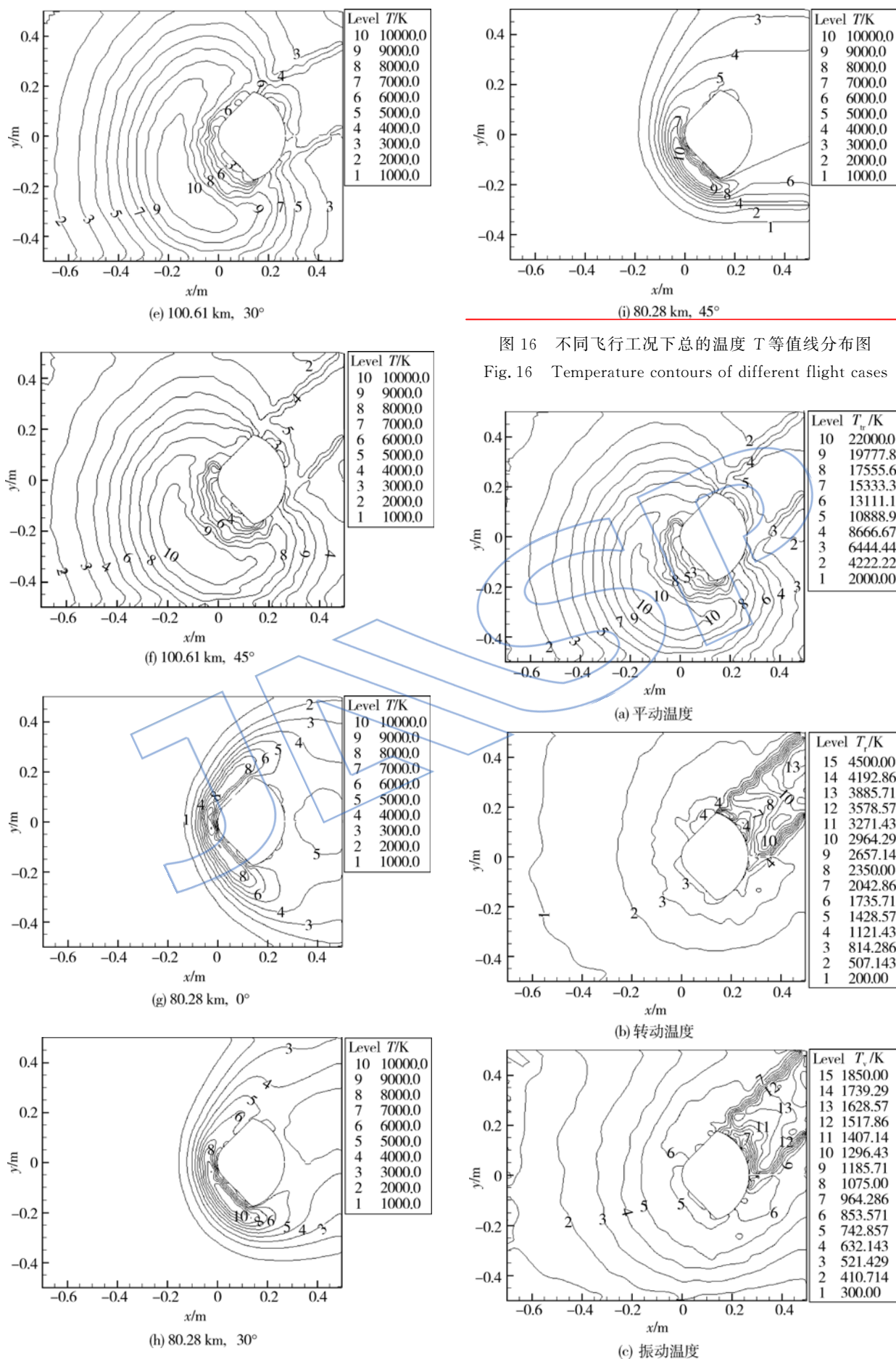
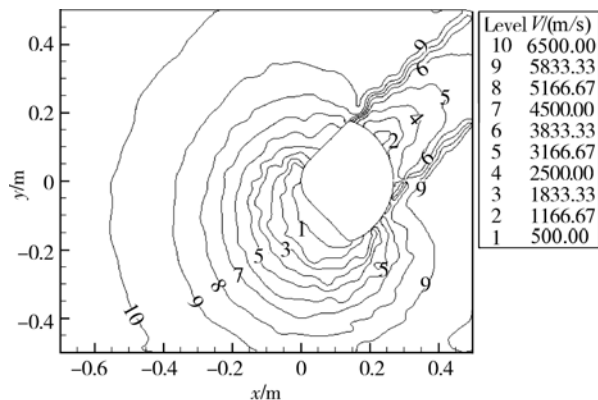
图 16 不同飞行工况下总的温度 T 等值线分布图

Fig. 16 Temperature contours of different flight cases



(d) 速度模

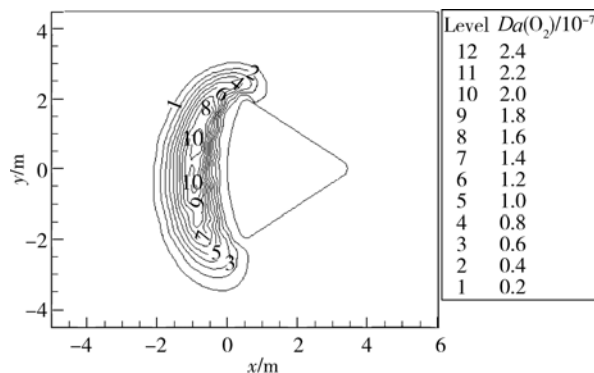
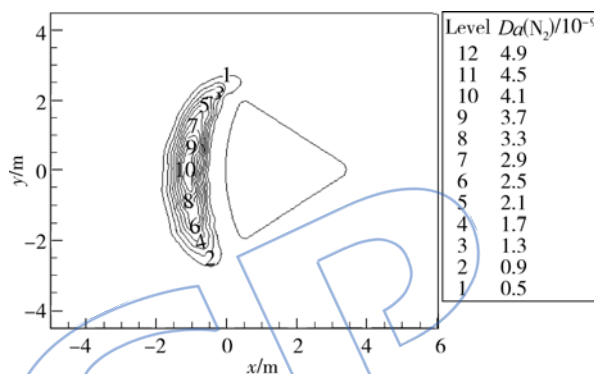
(c) O₂ 离解反应的 Damköhler 数(d) N₂ 离解反应的 Damköhler 数

图 17 高度 100.61 km、攻角 45° 工况时 T_{tr} , T_r , T_v 与速度模等值线分布

Fig. 17 T_{tr} , T_r , T_v and velocity module value, altitude=100.61 km, attack angle=45°

6 典型工况非平衡现象的分析与传热分析

在流体力学与传热学中,非平衡现象普遍存在^[11-17];在高超声速稀薄流场中,非平衡现象始终是关注的热点。

图 18 给出了 Apollo 在工况 6 (即 115 km 高度、-25° 攻角) 时三种无量纲数 (即 $T - T_v / T$,

图 18 Apollo 在工况 6 时的等值线分布

Fig. 18 Contours for case 6 of Apollo

C_h 和 Damköhler 数) 的等值线分布图, 其中图 18 (c) 与 (d) 分别给出了 O₂ 离解反应以及 N₂ 离解反应所对应的 Damköhler 数。图 19 给出了 Apollo 在工况 11 (即 90 km 高度、-25° 攻角) 时沿壁面热流系数 C_h 的分布图, 图中最高值已接近 2.0, 显然它与图 18 (b) 相比要大得多。

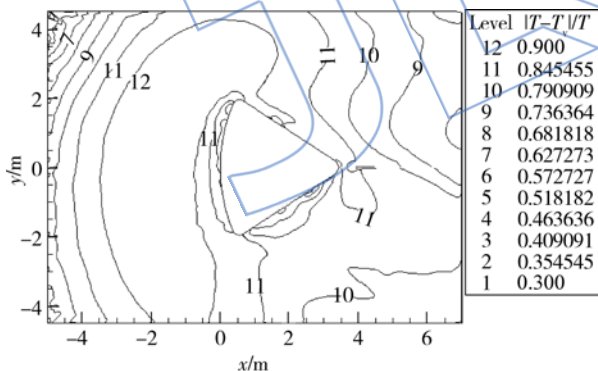
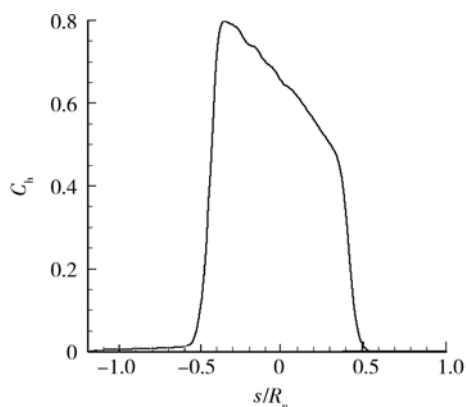
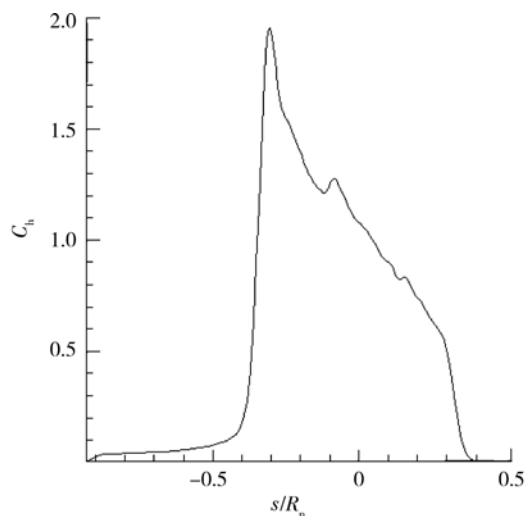
(a) $(T - T_v) / T$ 等值线分布图(b) 壁面 C_h 分布图

图 19 Apollo 在工况 11 时热流系数 C_h 的分布

Fig. 19 C_h for case 11 of Apollo

图 20 给出了 Orion 在工况 21(即 105 km 高度, 0° 攻角)时三种无量纲数下的等值线。

图 21 和图 22 分别给出了 Mars Pathfinder 在工况 30(即 119 km 高度、 15° 攻角)以及 Mars Microprobe 在工况 36(即 126.69 km 高度、 45° 攻角)时的相应等值线分布图。在火星大气中工况

30 时,流场中总的温度最高(参阅图 12(f))为 13080 K。而 Apollo 在地球大气层中进行工况 11 飞行时,流场中总的温度最高(参阅图 4(k))为 20822 K,这就意味着 Apollo 在 90 km 高空、以 -25° 攻角再入飞行时,它所处的热环境更加严峻。因此这时的热防护更需精心设计。

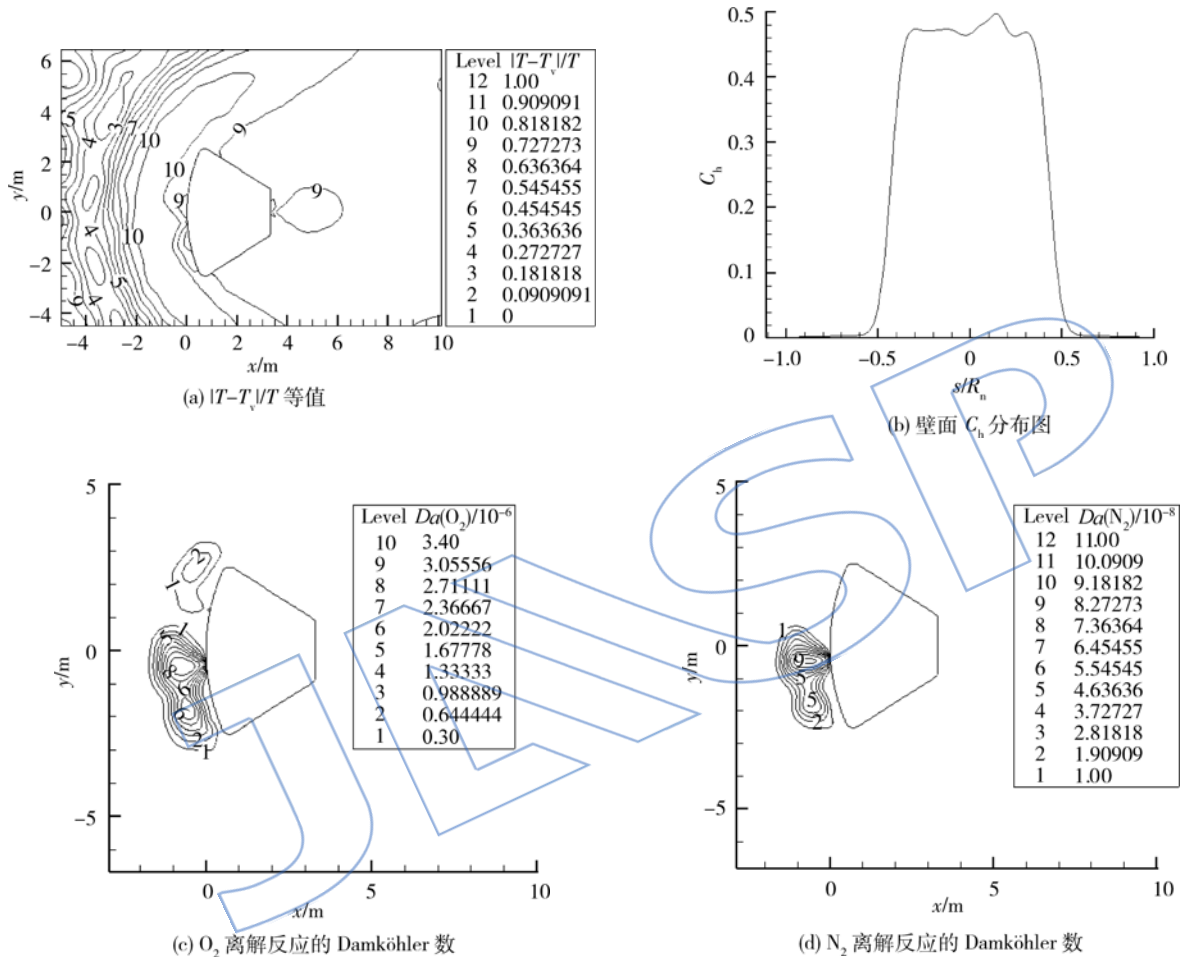
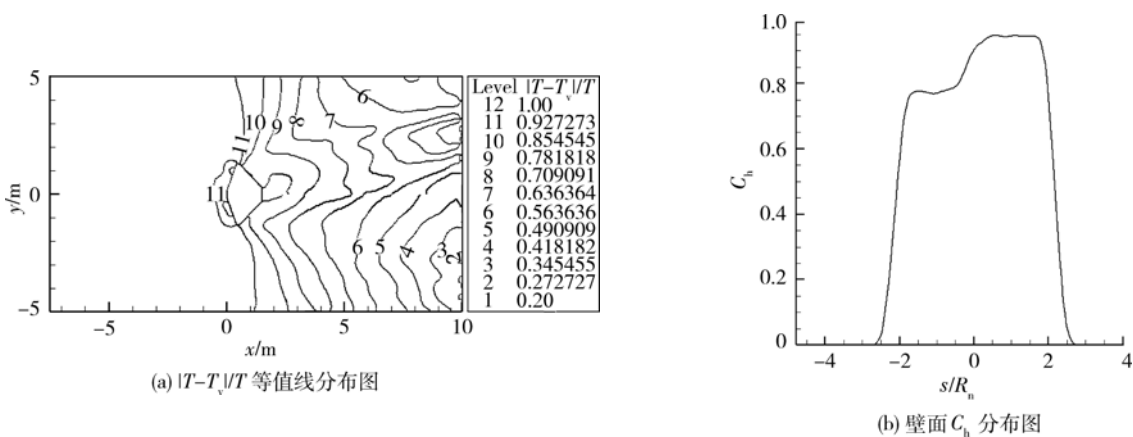


图 20 Orion 在工况 21 时的等值线分布

Fig. 20 Contours for case 21 of Orion



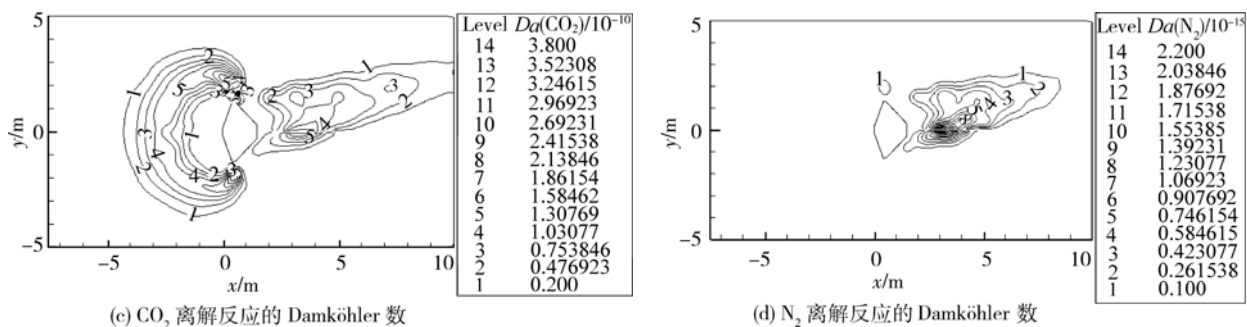


图 21 Mars Pathfinder 在工况 30 时的等值线分布

Fig. 21 Contours for case 30 of Mars Pathfinder

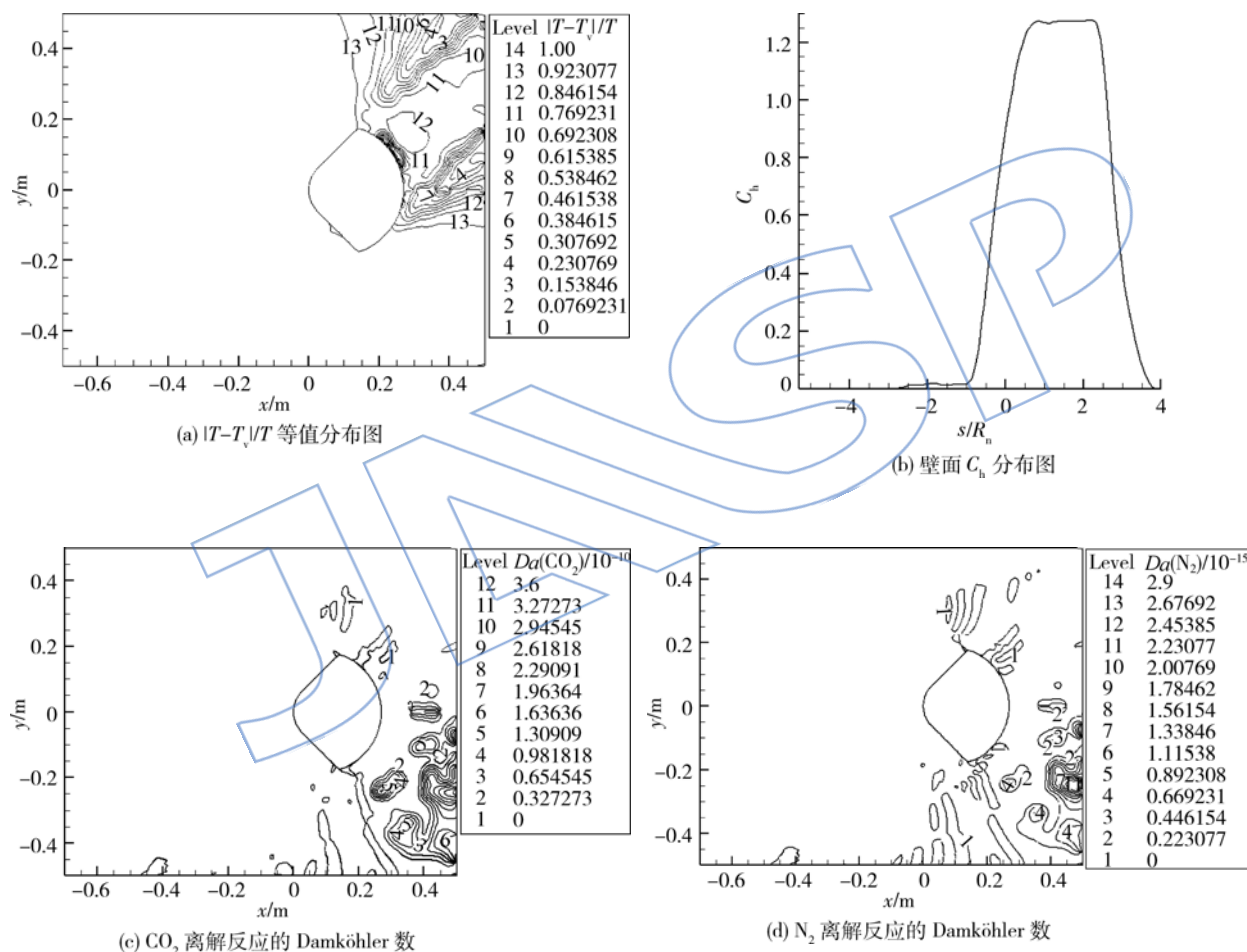


图 22 Mars Microprobe 在工况 36 时的等值线分布

Fig. 22 Contours for case 36 of Mars Microprobe

从图 18~图 22 所给出的计算结果可以看出,上述工况下流场的热力学非平衡和化学非平衡都普遍存在着,因此用 $|T-T_v|/T$, C_n 数以及 Damköhler 数去刻画上述流场的复杂变化是合适的。

另外,在高超声速飞行器的再入飞行中,沿飞行器壁面热流系数的分布直接涉及到飞行器的热

防护问题,因此热流系数的计算以及相关的传热分析便是一件非常重要的事情。

最后看一下本文计算与美国 NASA Langley 研究中心 Moss J N 公布结果的比较(因篇幅所限,这里仅列出 14 种工况):令符号 C_a , C_n 和 $C_{m,0}$ 分别代表轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩系数。表 7~表 10 分别给出了本文的计算与

Moss J N 的计算结果. 对于工况 12, 本文计算的 C_a , C_n 和 $C_{m,0}$ 分别为 2.083, 0 和 0, 而 Moss J N 没有公布此工况的数据. 从上述给出的 14 种工况的比较数据可以看出: 两者结果较为贴近, 而且基本趋势是一致的.

表 7 Apollo 计算结果的比较

Table 7 Comparison of calculation results for Apollo

工况	计算比较	C_a	C_n
7	本文	1.7655	0
	Moss	1.775	0
8	本文	1.724	0.157
	Moss	1.734	0.154
9	本文	1.082	0.6458
	Moss	1.077	0.639

表 8 Orion 计算结果的比较

Table 8 Comparison of calculation results for Orion

工况	计算比较	C_a	C_n	$C_{m,0}$
12	本文	2.083	0	0
	Moss			
13	本文	1.708	-0.8883	0.1294
	Moss	1.714	-0.798	0.117
14	本文	1.7863	-0.7994	0.1192
	Moss	1.711	-0.793	0.117
22	本文	1.5075	-0.4163	0.1202
	Moss	1.465	-0.327	0.114
23	本文	1.081	-0.6561	0.1901
	Moss	1.051	-0.558	0.182

表 9 Mars Pathfinder 计算结果的比较

Table 9 Comparison of calculation results for Mars Pathfinder

工况	计算比较	C_a	C_n
31	本文	1.9313	0
	Moss	1.883	0
32	本文	1.8747	0.236
	Moss	1.830	0.207
33	本文	1.8192	0.347
	Moss	1.771	0.307

表 10 Mars Microprobe 计算结果的比较

Table 10 Comparison of calculation results for Mars Microprobe

工况	计算比较	C_a	C_n	$C_{m,0}$
40	本文	1.6319	0	0
	Moss	1.536	0.001	-0.0013
41	本文	1.2458	0.6376	-0.2960
	Moss	1.180	0.607	-0.2838
42	本文	0.9471	0.7822	-0.3705
	Moss	0.904	0.734	-0.3525

7 结 论

1) 在文献[5]的基础上, 进一步完善了 DSMC 源程序中的化学反应子程序, 本文将地球大气层中 5 组元 17 基元反应发展为 5 组元 23 基元反应; 将火星大气中 8 组元 44 基元反应发展为 9 组元 59 基元反应. 修改后的化学反应子程序可以更有效地反映热化学非平衡流动现象.

2) 完成了四种典型高超声速飞行器 42 个飞行工况的三维 DSMC 计算, 所得结果与 NASA Langley 研究中心的计算结果较为贴近. 另外, 连同文献[5]中所完成的 35 个算例, 合计 77 个计算工况初步显示了所编程序的可行性与有效性.

3) 文献[5]中提出的用 $|T - T_v|/T$ 分析热力学非平衡、用 Damköhler 数分析化学反应的非平衡、用沿壁面的 Stanton 数^[5]或壁面热流系数 C_h ^[9]分析壁面的传热效果的办法可以有效地刻画稀薄气体流场中的非平衡现象, 值得推广.

4) 从本文与文献[5]所计算的 77 个工况以及文献[18-19]的 23 个工况(其中飞行马赫数为 15.52~24.47)中发现: 根据飞行器再入时 Knudsen 数的大小, 稀薄区采用 DSMC 方法, 连续区采用多组分、考虑非平衡态气体振动以及激波与热化学非平衡态效应的 Navier-Stokes 方程而过渡区仍使用 DSMC 方法后, 能够完成飞行器以 5~9 km/s 的速度再入飞行, 穿过稀薄区、过渡区与连续区时三维绕流流场的气动力与气动热计算. 使用自己编制的两个源程序(即文献[19]与本文的程序)能为地球大气层、土卫六大气层和火星大气层中的再入飞行(当飞行速度在 5~9 km/s 范围)问题提供飞行器热防护以及空间变轨控制所需的必要数据. 另外, 这里还需指出: ①对于连续流区域的源程序(即文献[18-19]), 在化学反应源项的

处理上采用了点隐式处理的技巧,并对壁面采用了热辐射平衡条件.数值计算的实践表明,这种处理措施非常必要;②对于连续流区为高超声速流动时是否采用高精度格式问题,考虑到高超声速流动中热化学非平衡态问题已十分复杂,因此目前在文献[19]的源程序中没加入3阶及3阶以上的高精度格式模块;③对于连续流区为超声速、跨声速和亚声速复杂湍流流动时,文献[20-23]中给出了大量的高精度计算算例,尤其是文献[23]首次提出了三维小波奇异性分析的概念,将流场划分为奇异点区与光滑点区后分别采用5阶WENO(weighted essential non-oscillatory)格式与4阶中心差分格式,捕捉到了流场的复杂涡系结构;④对于稀薄流区的数值求解,王保国教授课题组主要发展了两类方法,一类是DSMC方法,另一类是直接求解Wang Chang-Uhlenbeck主方程(即广义Boltzmann方程),显然对后一类方法无论是对主方程的离散与高精度求解都是一项富有挑战性的创新工作.

参考文献:

- [1] Ball A J, Garry J R, Lorenz R D, et al. Planetary landers and entry probes[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2007.
- [2] Siddiqi A A. Deep space chronicle: a chronology of deep space and planetary probes, 1958-2000[R]. Washington: NASA SP 2002-4524, 2002.
- [3] Miele A. Recent advance in the optimization and guidance of aeroassisted orbital transfer[J]. Acta Astronautica, 1996, 38(10): 747-768.
- [4] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [5] 王保国, 李学东, 刘淑艳. 高温高速稀薄流的 DSMC 算法与流场传热分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1203-1220.
WANG Baoguo, LI Xuedong, LIU Shuyan. DSMC algorithm and heat transfer analysis of high temperature and high velocity rarefied gas flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1203-1220. (in Chinese)
- [6] Chapman S, Cowling T G. The mathematical theory of non-uniform gases[M]. New York: Cambridge University Press, 1970.
- [7] Cheremisin F G. Solution of the Wang Chang-Uhlenbeck master equation[J]. Doklady Physics, 2002, 47(12): 872-875.
- [8] Bird G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flow[M]. Oxford: Clarendon Press, 1994.
- [9] Moss J N, Glass C E, Greene F A. Blunt body aerodynamics for hypersonic low density flows[C]//Proceeding of the 25th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. Saint-Petersburg, Russia: Publishing House of Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 2006.
- [10] Shirley D L, McCleese D J. Mars exploration program strategy: 1995-2020[R]. AIAA Paper 96-0333, 1996.
- [11] 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.
- [12] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [13] 陈懋章. 粘性流体力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [14] 陶文铨. 传热学[M]. 西安: 西北工业大学、北京理工大学、北京航空航天大学、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学出版社, 2006.
- [15] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [16] 王保国, 刘淑艳, 王新泉, 等. 传热学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [17] 范绪箕. 气动加热与热防护系统[M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [18] 王保国, 李翔. 多工况下高超声速飞行器再入时流场的计算[J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(1): 71-76.
WANG Baoguo, LI Xiang. Prediction of hypersonic vehicle reentry flowfields in multiple cases[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(1): 71-76. (in Chinese)
- [19] 王保国, 李翔, 黄伟光. 激波后高温高速流场中的传热特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 963-980.
WANG Baoguo, LI Xiang, HUANG Weiguang. Analytical study of heat transfer of high-temperature and high-velocity flow field behind shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 963-980. (in Chinese)
- [20] 王保国, 刘淑艳, 黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学、北京航空航天大学、西北工业大学、哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学出版社, 2005.
- [21] 王保国, 刘淑艳, 姜国义, 等. 高阶格式及其在内外流场计算中的应用[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 55-63.
WANG Baoguo, LIU Shuyan, JIANG Guoyi, et al. High-order scheme and its application to the computation of the internal and external flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 55-63. (in Chinese)
- [22] 王保国, 刘淑艳, 张雅. 双时间步长加权 ENO-强紧致高分辨率格式及在叶轮机械非定常流动中的应用[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 534-539.
WANG Baoguo, LIU Shuyan, ZHANG Ya. Pseudo-time method of weighted ENO-strongly compact high resolution schemes and its application to turbomachinery unsteady flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 534-539. (in Chinese)
- [23] 王保国, 吴俊宏, 朱俊强. 基于小波奇异分析的流场计算方法及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2728-2747.
WANG Baoguo, WU Junhong, ZHU Junqiang. A method based on wavelet singularity analysis for complicated flow and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2728-2747. (in Chinese)