doi:10.11887/j.cn.201704007　　http://journal.nudt.edu.cn

采用高超声速再入圆球的大气密度间接探测方法*

李昊歌,朱恒伟,吴昌聚,陈伟芳
(浙江大学 航空航天学院, 浙江 杭州　310027)

摘　要:针对现有大气密度探测方法的精度低、成本高、时空一致性差等不足,提出基于高超声速再入圆球的临近空间大气密度探测方法。根据再入运动方程沿弹道迭代计算大气密度值。仿真结果表明,该方法可测得高度 90 km 以下的大气密度,测量精度在 6% 以内。对带有偏心配重块的圆球建立沿弹道的六自由度运动分析模型,结合气动力热数值模拟确定了双天线罩布局方案;并进一步对带双天线罩的偏心圆球实现了沿弹道的热传导数值计算,提出热防护方案,证明了探测方案的可行性。提出的大气密度测量方法可以为建立临近空间高精度大气密度模型提供参考。

关键词:高超声速;临近空间;再入圆球;大气密度;阻力系数;热流密度
中图分类号:V412.4+4　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1001-2486(2017)04-040-08

Indirect detection method of atmospheric density based on hypersonic reentry sphere

LI Haoge, ZHU Hengwei, WU Changju, CHEN Weifang
(School of Aeronautics and Astronautics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: A near space atmospheric density detection method based on hypersonic reentry sphere was proposed with the aim of overcoming the shortages of current detection methods, such as the low accuracy, the high cost and the weak time-space conformity. The measurement error was analyzed according to the kinematic equation of reentry sphere. The results show that the atmospheric density below the height of 90 km can be detected with the accuracy level below 6%. The antenna placement scheme was determined by analyzing the 6-DOF (degree of freedom) motion model of the sphere with eccentric balancing weight and combining with the numerical simulation of aerodynamic heat. Numerical calculation of heat conduction along ballistic trajectory for the eccentric sphere with double radome was achieved and the thermal protection scheme was performed eventually to demonstrate the feasibility of this detection scheme. The proposed detection method of atmospheric density can provide a meaningful reference to the construction of high-accuracy near-space atmospheric density.

Key words: hypersonic; near space; reentry sphere; atmospheric density; drag coefficient; heat flux

随着高超声速飞行器技术的迅猛发展,临近空间已成为各国竞相争夺的焦点和国际上的研究热点[1]。临近空间平台的开发利用对大气环境探测有着强烈的需求,而密度特性是大气环境特性的重要表征。建立高精度的大气密度模型意义重大,主要表现在:①大气密度是建立飞行动力学模型的重要参数。不同的大气密度模型对弹道终点高度、最大过载、最大热流、总吸热量等参数影响明显[2]。②大气密度是高超声速飞行器设计的基本输入参数,其误差直接影响气动布局和热防护设计。③大气密度是气动力辨识的关键参数。大气密度偏差是造成气动系数辨识误差的最主要因素之一,其比重可达 60% 以上。④高精度大气密度模型对于气球、飞艇等临近空间飞行器的平衡和姿态控制非常重要。因此,发展高精度大气环境探测系统具有深远的军事和科学意义。

现有的参考大气模型主要有 Jacchia 系列[3]、DTM 系列[4]和 MSIS 系列[5]等。统计数据的获取途径有:地基遥感探测(以激光雷达为代表)[6-8]、卫星观测(以无线电掩星为代表)[9-14]、探空气球探测[15-16]和探空火箭探测[17-20]等。

由于高层大气环境的复杂性、一些未知因素和物理机制的影响,以及建模所用的统计资料的分布不均匀和精度限制等,已有的大气模型精度不高[21]。从 Jacchia64 发表以来的 40 多年间,大气模型在不断改进和发展,但一般情况下仍存在

* **收稿日期**:2016-04-29
基金项目:国家自然科学基金资助项目(51575487,11572284)
作者简介:李昊歌(1992—),女,河南洛阳人,博士研究生,E-mail: lihaoge16@163.com;
吴昌聚(通信作者),男,副教授,博士,博士生导师,E-mail: wuchangju@zju.edu.cn

15% ~ 30% 的误差,在空间环境扰动期间可达 100% 甚至更高[22]。“15%”的误差似乎成为大气模型“精度的极限”[23]。

目前国内外常用的大气模型鲜少覆盖全球范围和临近空间,大多是依据特定空域的大气密度数据、通过时间平均获得的统计结果,给出的大气密度预测值很难满足导弹实际飞行的时空一致性要求。常用的大气密度探测方法也伴随着精度低、分辨率低、成本相对较高的不足。因此,迫切需要开展时空一致的高精度大气密度探测方法的研究。

1　基于运动方程的大气密度间接测量原理

圆球再入大气层的过程中,射程较小,飞行时间较短,因此可以假设再入段主要受地球引力和大气阻力作用。图 1 是再入目标(圆球)的受力分析图,圆球的运动学方程为:

$$mg\sin\Theta - \frac{1}{2}\rho v^2 SC_{\mathrm{D}} = m\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \tag{1}$$

式中:ρ 为大气密度,v 为再入圆球的速度,C_{D} 为阻力系数,S 为再入圆球在速度方向上的投影面积,m 为再入圆球的质量,g 为重力加速度;θ 为运动方向和地球引力方向的夹角,与再入角 Θ 互为余角。由式(1)可得大气密度表达式:

$$\rho = \frac{2\beta(g\sin\Theta - \dot{v})}{v^2} \tag{2}$$

式中,$\beta = m/(C_{\mathrm{D}}S)$ 为再入圆球的质阻比,单位是 $\mathrm{kg/m^2}$。质阻比表示再入目标质量与沿速度矢量有效阻力面积之比,是反映再入目标运动特性的一个重要参数。

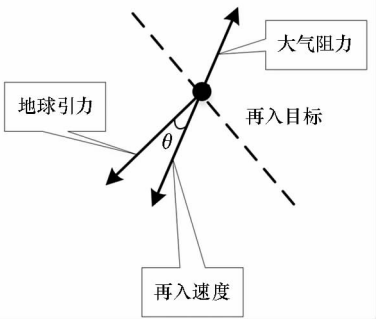


图 1　再入目标受力分析

Fig. 1　Force analysis of reentry target

基于式(2),通过飞行试验可获得:某一高度下圆球的轨迹坐标、再入角、再入速度和加速度等运动参数的高精度测量数据;重力加速度的高精度测量数据。通过弹道计算得到阻力系数,从而获取该高度的大气密度,将其代入下一时间步进行弹道计算,获取下一时刻相应高度的大气密度,通过不断迭代计算沿整个弹道的大气密度值。

2　大气密度模型误差分析

质阻比的计算误差与质量、阻力系数和参考面积有关:

$$\Delta\beta = \frac{\partial\beta}{\partial C_{\mathrm{D}}}\cdot\Delta C_{\mathrm{D}} + \frac{\partial\beta}{\partial S}\cdot\Delta S + \frac{\partial\beta}{\partial m}\cdot\Delta m \tag{3}$$

拟采用热沉法进行热防护,认为圆球的尺寸和质量均无变化,故可将上式改写为:

$$\Delta\beta = \frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}C_{\mathrm{D}}}\cdot\Delta C_{\mathrm{D}} = -\frac{m}{C_{\mathrm{D}}^2\cdot S}\cdot\Delta C_{\mathrm{D}} \tag{4}$$

因此,质阻比误差引起的大气密度误差为:

$$a_1 = \frac{\partial\rho}{\partial\beta}\cdot\Delta\beta = -\frac{2(g\sin\Theta - \dot{v})}{v^2}\cdot\frac{m}{C_{\mathrm{D}}^2\cdot S}\cdot\Delta C_D \tag{5}$$

重力加速度误差引起的大气密度误差为:

$$a_2 = \frac{\partial\rho}{\partial g}\cdot\frac{\partial g}{\partial h}\cdot\Delta h = \frac{-4\beta\sin\Theta}{v^2}\cdot\frac{GM}{(R_0+h)^3}\cdot\Delta h \tag{6}$$

式中,R_0 为地球平均半径,h 为圆球距地面的距离,G 为万有引力常量,M 为地球的质量。

再入角误差引起的大气密度误差为:

$$a_3 = \frac{\partial\rho}{\partial\Theta}\cdot\Delta\Theta = \frac{2\beta g\cos\Theta}{v^2}\cdot\Delta\Theta \tag{7}$$

再入速度误差引起的大气密度误差为:

$$a_4 = \frac{\partial\rho}{\partial v}\cdot\Delta v = \frac{-4\beta(g\sin\Theta - \dot{v})}{v^3}\cdot\Delta v \tag{8}$$

再入加速度误差引起的大气密度误差为:

$$a_5 = \frac{\partial\rho}{\partial\dot{v}}\cdot\Delta\dot{v} = \frac{-2\beta}{v^2}\cdot\Delta\dot{v} \tag{9}$$

由于目前缺少实际的高精度测量数据,无法实时迭代更新沿弹道的大气密度,为了试验探测方法的可行性,在弹道计算过程中采用标准大气模型,将大气密度计算结果与标准大气相比作误差分析。

孙勇等[24]针对美国波音公司和洛克希德·马丁公司分别设计的 CAV-L 和 CAV-H 概念机所公布的气动数据进行了气动参数计算,并将结果和飞行数据进行比较。对于 CAV-L 飞行器来说,阻力系数最大相对误差为 4.21%,平均相对误差为 1.74%;对于 CAV-H 飞行器来说,阻力系数最大相对误差为 11.29%,平均相对误差为 5.09%。现有计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)技术对圆球阻力系数的计算精度在 5% 以内,在计算大气密度误差时,C_{D} 的偏差 ΔC_{D} 取 5%。其他参数的精度分别取为:全球定位系统(Global Positioning System, GPS)定位精度 $\Delta h = 10$ m;再入角测量精度 $\Delta\Theta = 0.03°$;速度测量精度 $\Delta v = 0.15$ m/s;加速度测量精度 $\Delta\dot{v} = 10^{-3}\ \mathrm{m/s^2}$。本文

选取的测量精度值是目前普通测量仪器的精度，如果在实际测量过程中采用更精密的设备，最终得到的大气密度模型将更准确。

对各项参数误差引起的大气密度误差取绝对值累加，得到大气密度测量总误差：

$$\Delta\rho = |a_1| + |a_2| + |a_3| + |a_4| + |a_5| \quad (10)$$

不同质阻比的圆球，以 6 km/s 的再入速度、0°再入角从 90 km 高度抛出，沿弹道计算再入过程中不同高度处的大气密度误差，结果列于表 1。可以看出，以不同质阻比再入的圆球在 40 ~ 90 km高度内的大气密度测量总误差较小，与标准大气的相对偏差基本都在 6% 以内；再入速度和再入角一定的条件下，再入圆球的质阻比不同对大气密度测量结果的影响不显著。因此，采用高超声速圆球沿弹道抛射试验方法可以得到具备一定精度的大气密度模型。

表 1 圆球再入速度为 6 km/s、再入角为 0°弹道的大气密度测量值误差

Tab. 1 Atmospheric density measurement error along the trajectory with the reentry velocity of 6 km/s and reentry angle of 0°

高度/km	标准大气/(kg/m^3)	$\beta=100$		$\beta=200$		$\beta=400$	
		误差/(kg/m^3)	相对偏差/%	误差/(kg/m^3)	相对偏差/%	误差/(kg/m^3)	相对偏差/%
90	3.416E-6	1.582E-7	4.63	1.832E-7	5.36	2.333E-7	6.83
85	8.220E-6	3.616E-7	4.40	3.726E-7	4.53	3.942E-7	4.79
80	1.846E-5	8.564E-7	4.64	8.534E-7	4.62	8.544E-7	4.63
75	3.992E-5	1.939E-6	4.86	1.921E-6	4.81	1.904E-6	4.77
70	8.283E-5	4.178E-6	5.04	4.136E-6	4.99	4.102E-6	4.95
65	1.632E-4	8.397E-6	5.15	8.362E-6	5.12	8.297E-6	5.08
60	3.097E-4	1.609E-6	5.20	1.616E-5	5.22	1.611E-5	5.20
55	5.681E-4	2.939E-5	5.17	2.990E-5	5.26	2.995E-5	5.27
50	1.027E-3	4.675E-5	4.55	5.355E-5	5.21	5.425E-5	5.28
45	1.966E-3	6.294E-5	3.20	9.362E-5	4.76	1.036E-4	5.27
40	3.996E-3	2.467E-5	0.62	1.401E-4	3.51	1.963E-4	4.91

3 大气密度探测高超声速再入圆球方案分析

再入圆球内部需要布置测量设备和信号发射装置。近似模拟圆球内部装置，对圆球安装配重块，得到偏心圆球结构，如图 2 所示。计算偏心球再入过程中的运动规律，从而为天线布局和防热设计等提供依据。

以圆球抛射时的弹体坐标系为惯性系，计算圆球在抛射后相对于惯性系的转动角度，从而判断偏心效果，即是否能迅速调整到偏心部分和飞行方向一致。抛射时偏心圆球的姿态如图 3 所示，图中 C 为偏心球重心，O 为球心，V 为偏心球的抛射速度方向，φ 为俯仰角。分别研究圆球以 0°和 30°俯仰角抛射后的运动情况，各运动参数的变化曲线如图 4 和图 5 所示。

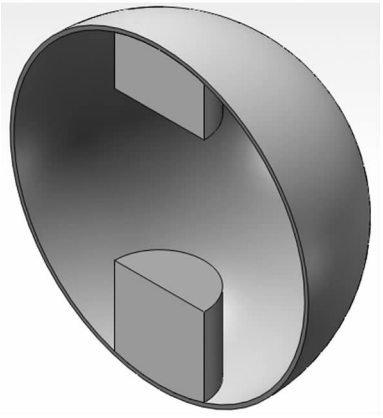


图 2 球壳和配重块的剖面示意图

Fig. 2 Profile of spherical shell with clump weights

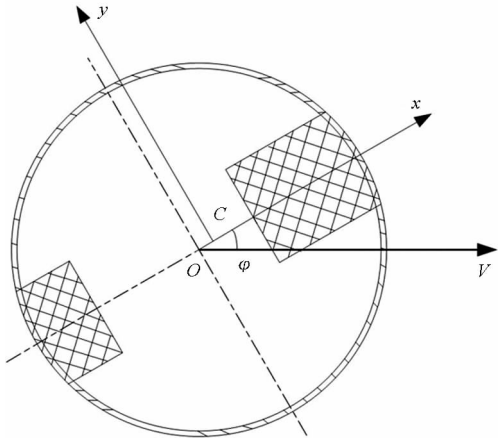
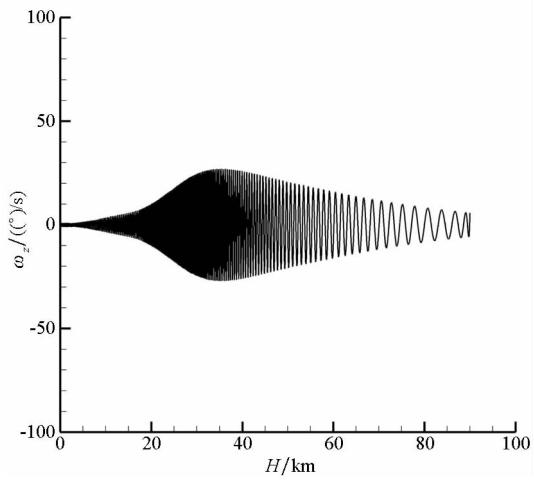


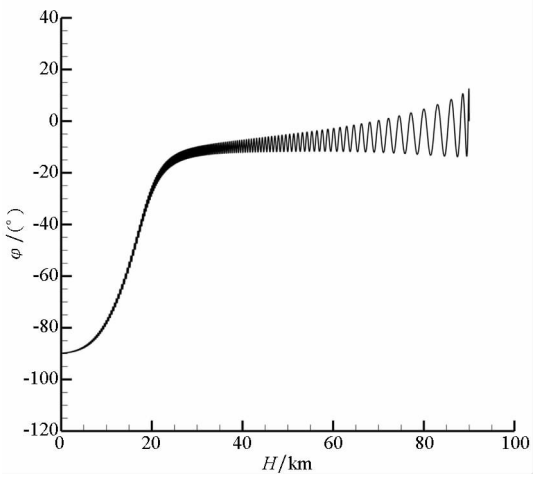
图 3 以俯仰角 $\varphi=30°$ 抛射时的偏心圆球

Fig. 3 Eccentric sphere at projecting moment with a pitch angle of 30 degrees



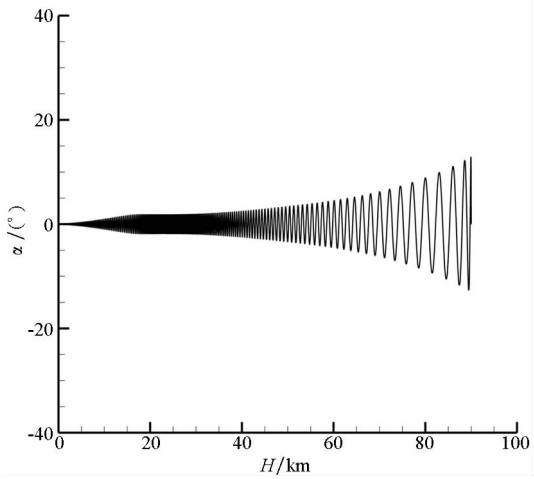
(a) 俯仰角速度 ω_z

(a) Pitching angular velocity ω_z



(b) 俯仰角 φ

(b) Pitch angle φ

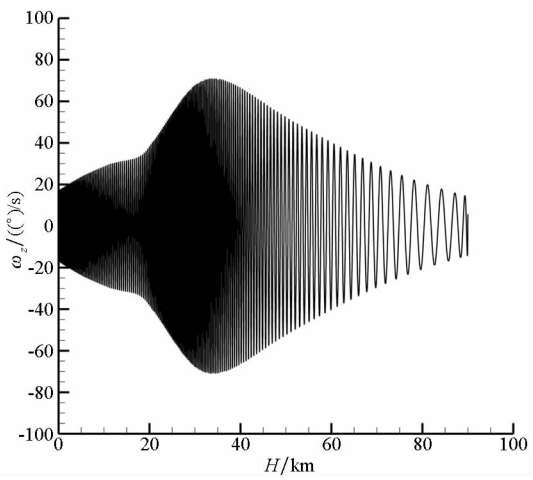


(c) 攻角 α

(c) Angle of attack α

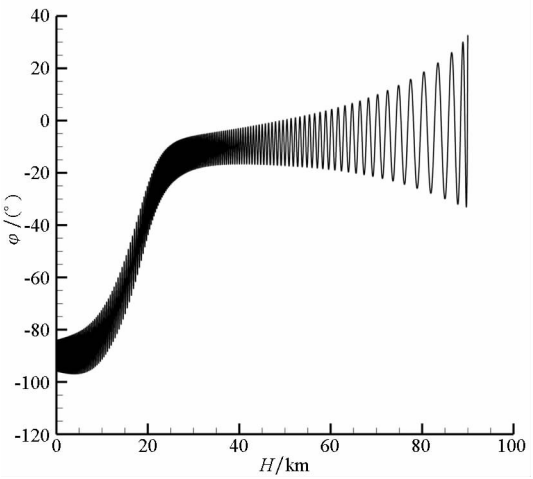
图 4　以 $\varphi=0°$ 抛出后各参数曲线图

Fig. 4　Curves of parameters after projection with a pitch angle of 0 degree



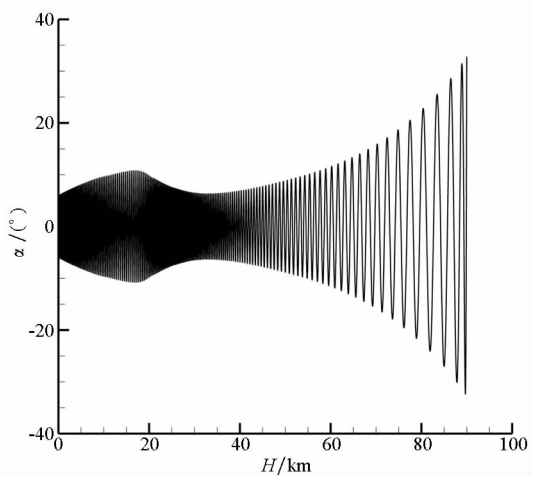
(a) 俯仰角速度 ω_z

(a) Pitching angular velocity ω_z



(b) 俯仰角 φ

(b) Pitch angle φ



(c) 攻角 α

(c) Angle of attack α

图 5　以 $\varphi=30°$ 抛出后各参数曲线图

Fig. 5　Curves of parameters after projection with a pitch angle of 30 degrees

当偏心圆球从90 km高度处以0°俯仰角抛出后,俯仰角的变化范围是 -13.7° ~12.6°,到80 km高度降至 -12.9° ~4.8°,俯仰角的变化幅度明显减小。这说明,偏心圆球在再入过程中能够很快达到平衡。随着高度的下降,俯仰角的数值越来越大,这是速度倾角越来越大的缘故。当偏心圆球以30°俯仰角抛出时,各运动参数的变化趋势同以0°俯仰角抛出时基本一致,只是变化幅度相对较大。传输内部测量系统测得的数据需要布置天线,偏心圆球良好的运动特性就使得天线的布局成为可能,合理设计天线的位置就不会对通信产生显著的影响。

根据以上分析,偏心圆球以不同的俯仰角抛出,总是偏心半球迎着来流,因此天线安装在背风半球较为合适。为了避免圆球在刚抛出时翻转导致无法获取信号,采用两套天线互为备份(其中每套天线均含有一根发射天线和一根GPS天线)。为保护天线不受气动加热损坏,在两套天线外各安装一个内热的天线罩,天线罩为球面结构,天线和天线罩安装在主对称轴两侧30°的位置,如图6所示。

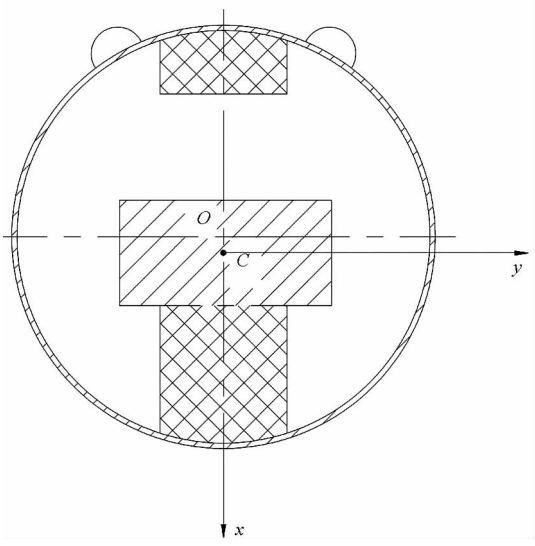


图6　装有双天线罩的偏心圆球

Fig. 6　Eccentric sphere with double radome

为了尽可能减小天线罩对圆球气动特性的影响,应尽量缩小天线罩,根据GPS天线和天线罩的尺寸,天线罩球面半径初步定为2 cm。分别对有无天线罩两种情况下的圆球气动特性进行数值计算,所用弹道为再入速度6 km/s,初始俯仰角20°,再入角0°,对比结果列于表2,计算不考虑稀薄气体效应。实际上,圆球在80 km以上时,存在稀薄气体效应。对85 km高度处的圆球进行稀薄气体效应验证,所得气动特性差值在1%左右,因此,可以认为不考虑稀薄气体效应得到的结果是合理的。由表2可见,安装天线罩后,圆球阻力系数 C_D 的变化量较小,在3%以内;斯坦顿数 St 则明显减小,在65 km和55 km处,甚至减小至原来的一半。

表2　安装天线罩前后再入圆球的气动特性对比

Tab. 2　Comparison of aerodynamic characteristics with and without radome

高度/km	C_D			St		
	有罩	无罩	偏差/%	有罩	无罩	偏差/%
84.99	1.145	1.177	-2.72	0.091 2	0.111	-17.84
74.99	0.951	0.968	-1.76	0.122	0.189	-35.45
65.01	0.894	0.896	-0.22	0.108	0.224	-51.79
55.00	0.894	0.880	1.59	0.027 1	0.053 7	-49.53

选取高度65 km,攻角9.877°状态的再入圆球,仅改变马赫数,研究安装天线罩对圆球阻力系数和壁面传热的影响,结果如表3所示。由表可见,添加天线罩后,在不同马赫数下阻力系数均有所增大,增量随着马赫数的增加逐渐减小,均低于3%;斯坦顿数有明显下降,其降幅随马赫数的增大而增大,这表明适当增大马赫数,天线罩缓解气动加热的作用有所增强,且引起的阻力增量有所减小。

表3　65 km高度不同马赫数下圆球的气动特性对比

Tab. 3　Comparison of aerodynamic characteristics with several Mach number at 65 km

马赫数	C_D			St		
	有罩	无罩	偏差/%	有罩	无罩	偏差/%
3	1.032	1.005	2.69	0.001 19	0.001 20	-0.92
5	0.963	0.944	2.01	0.005 99	0.006 38	-6.14
7	0.932	0.920	1.30	0.014 8	0.018 4	-19.44
10	0.910	0.905	0.55	0.036 5	0.055 8	-34.51

仍选取65 km高度下的再入圆球,表4列出了不同攻角下添加天线罩引起的阻力系数和斯坦顿数的变化。由表可见,只改变攻角,阻力系数有所减小,减小量低于1%;斯坦顿数均下降52%左右。这表明攻角的变化对阻力系数和壁面传热的影响非常小,这是由于天线罩布置在背风面,仅改变攻角不能带来圆球气动特性的明显变化。

表 4　65 km 高度不同攻角下气动特性计算结果对比

Tab. 4　Comparison of aerodynamic characteristics with different angle of attack at 65 km

攻角/(°)	C_D			St		
	有罩	无罩	偏差/%	有罩	无罩	偏差/%
6	0.893	0.896	-0.33	0.108	0.224	-51.78
8	0.894	0.896	-0.22	0.108	0.224	-51.78
9.877	0.894	0.896	-0.22	0.108	0.224	-51.78
12	0.892	0.896	-0.45	0.108	0.224	-51.78

由以上分析可知,安装天线罩不但没有恶化再入圆球的气动特性,反而缓解了圆球整体的气动加热,总体看来改善了圆球的气动特性,这也验证了天线罩布局的合理性。

常用的驻点热流经验公式有 Fay-Riddell 公式、Kemp-Riddell 公式、Scala 公式和 Lees 公式。修正后的 Lees 热流密度公式为:

$$q_s = \frac{0.5\sqrt{2}}{Pr^{2/3}}\sqrt{\rho_s^*\mu_s^*\left(\frac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}x}\right)_s}(h_s - h_\omega) \quad (11)$$

式中,q_s 为驻点热流,Pr 为普朗特数,$(\mathrm{d}u_e/\mathrm{d}x)_s$ 为驻点速度梯度,ρ_s^* 和 μ_s^* 分别表示参考焓对应的驻点密度和黏性系数,h_s 和 h_w 分别为总焓和壁面焓值。

后人对式(11)进行了简化,使其既可用于地面实验条件下的完全气体,也可用于实际飞行条件下的高温气体,简化公式为:

$$q_s = \frac{2.373}{\sqrt{R_N}}\times 10^{-7}\left(\frac{\gamma_\infty - 1}{\gamma_\infty}\right)^{0.25}\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^{0.25}\rho_\infty^{0.5}v_\infty^3 \quad (12)$$

式中,R_N 为驻点曲率半径,ρ_∞ 和 v_∞ 分别表示来流密度和速度,γ_∞ 取 1.4,对于高温气体 $\gamma = 1.2$,对于完全气体 $\gamma = 1.4$。

选取再入速度为 6 km/s、再入角为 0°、质阻比为 320 kg/m^2 的弹道,表 5 列出了简化的 Lees 公式计算的驻点热流密度随高度的变化。

对再入圆球进行气动特性数值计算,得到圆球表面的热流密度分布,从中选取 $\theta = 0$(驻点),$\theta = \pi/2$,$\theta = \pi$ 三点的坐标值和热流。假设圆球表面各点热流 q_x 与驻点热流 q_s 的比值是关于 θ 角的二次多项式,可得圆球表面热流近似拟合公式。以在 70 km 高度,以马赫数 20、0°攻角飞行的圆球(外径为 0.4 m)为例,其表面热流近似计算式为:

$$f(\theta) = \frac{q_x}{q_s} = \frac{1.100\,597\,46}{\pi^2}\theta^2 - \frac{2.017\,274\,09}{\pi} + 1 \quad (13)$$

表 5　再入速度为 6 km/s、再入角为 0°时的驻点热流密度

Tab. 5　Heat flux at stagnation point with the reentry velocity of 6 km/s and reentry angle of 0 degree

h/km	v/(m/s)	ρ/(kg/m^3)	q_s/(kW/m^2)
90	6000	3.416E-6	282.049
85.003	5997	8.215E-6	436.735
79.996	5995	1.847E-5	654.204
75.000	5986	3.992E-5	957.453
69.993	5965	8.291E-5	1365.359
64.995	5924	1.633E-4	1876.94
59.995	5849	3.099E-4	2488.673
55.000	5721	5.681E-4	3153.119
50.001	5509	1.027E-3	3785.434
45.008	5159	1.964E-3	4299.119
39.999	4566	3.996E-3	4251.406

根据再入过程中圆球的攻角确定其驻点位置,结合简化的 Lees 公式和圆球表面热流近似计算式,进行带双天线罩偏心圆球沿弹道的热传导计算。

以再入速度为 6 km/s、再入角为 0°、质阻比为 320 kg/m^2、初始俯仰角为 10°的弹道为例,再入过程中圆球的温度分布如图 7 所示。由图可见,随着高度的下降圆球的温升幅度很大。驻点温度由 85 km 高度的 1107 K 增加到 50 km 高度的2950 K。高传热量也导致配重块与球壳接合部位附近为高温区,不利于内部设备的正常工作。因此,圆球外部需要敷设高发射率的热防护涂层。

热防护的任务是:圆球外部承受气动加热作用而不发生变形、熔化;圆球内部的温度范围要符合电系统的工作温度范围要求(一般不超过 70 ℃)。拟采用热沉法和辐射法相结合的方法,从以下几个层次进行热防护:

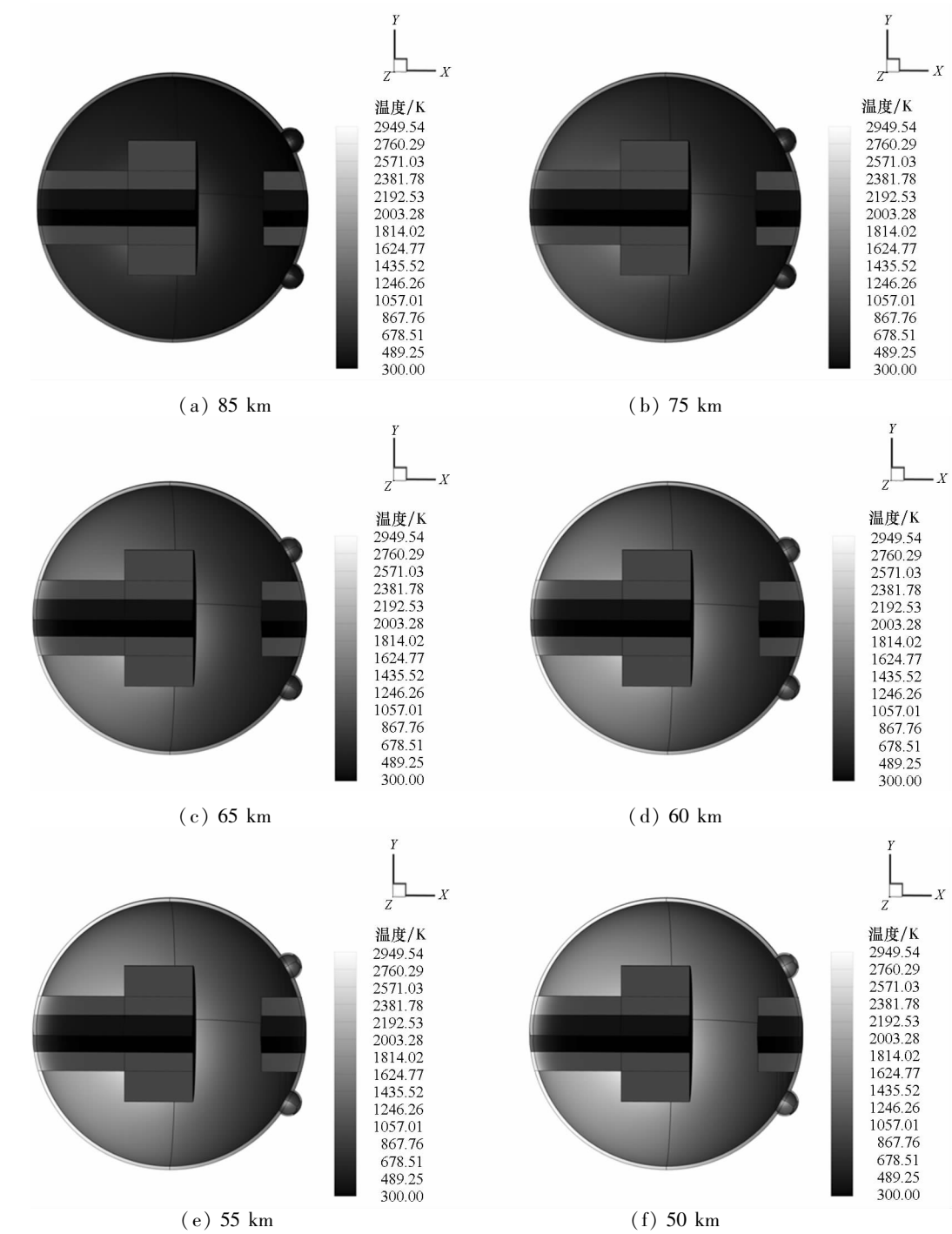
1)选用熔点高、导热性好、热容大的碳碳复合材料作为结构材料进行热沉式防热。碳碳复合材料可以经受住 2600 ℃左右的高温。

2)敷设高发射率的热防护涂层。圆球受热温度升高时将向周围辐射大量热能。

3)在外壳与内部电系统之间填充耐高温、低热导率的轻质隔热材料(如多层隔热材料),最大限度地减少传入内壁的热量。

4　结论

为满足临近空间平台的开发利用对高精度大气密度模型的需求,并考虑到现有测量大气密度方法存在的不足,本文提出了一种基于高超声速再入圆球的大气密度探测方法。



(a) 85 km　(b) 75 km

(c) 65 km　(d) 60 km

(e) 55 km　(f) 50 km

图 7　再入过程中圆球的温度分布云图

Fig. 7　Temperature distribution of reentry sphere

1)该大气密度测量方法能够满足精度需求,再入圆球在 40 ~ 90 km 高度的大气密度测量误差基本在 6% 以内。

2)建立在六自由度运动分析基础上的双天线罩布局对偏心圆球的气动阻力影响很小且能有效缓解气动加热,从气动角度来看,该布局方案是合理的。

3)安装天线罩的偏心圆球再入过程中所处的热环境比较恶劣,采用热沉法和辐射法对再入圆球进行热防护设计能够为探测方案的实施提供保证。

由于再入圆球以高超声速飞行,热化学非平衡效应显著,因此,下一步的研究工作中,将考虑热化学非平衡效应进行再入圆球的气动分析,进一步完善该大气密度探测方案的设计。

参考文献(References)

[1] 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 658 - 673.
CUI Erjie. Research statutes, development trends and key technical problems of near space flying vehicles[J]. Advances

in Mechanics, 2009, 39(6): 658 – 673. (in Chinese)

[2] 李健, 侯中喜, 刘新建, 等. 基于扰动大气模型的乘波构型飞行器再入弹道仿真[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(14): 3283 – 3285, 3334.
LI Jian, HOU Zhongxi, LIU Xinjian, et al. Reentry trajectories simulations for waverider configuration hypersonic vehicle based on perturbation atmosphere model[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(14): 3283 – 3285, 3334. (in Chinese)

[3] Marcos F A, Bowman B R, Sheehan R E. Accuracy of earth's thermospheric neutral density models [C]// Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA 2006 – 6167, 2006.

[4] Bruinsma S, Thuillier G, Barlier F. The DTM – 2000 empirical thermosphere model with new data assimilation and constraints at lower boundary: accuracy and properties [J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2003, 65(9): 1053 – 1070.

[5] Picone J M, Hedin A E, Drob D P, et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: statistical comparisons and scientific issues [J]. Journal of Geophysical Research, 2002, 107(A12): 1468.

[6] Minomura M, Ru J F, Kuze H, et a1. Atmospheric correction of satellite data using multi-wavelength lidar data with MODTRAN3 code [J]. Advances in Space Research, 2000, 25(5): 1033 – 1036.

[7] 余长明, 易帆. 武汉上空平流层气溶胶的激光雷达探测结果的初步分析[J]. 空间科学学报, 2004, 24(4): 261 – 268.
YU Changming, YI Fan. Preliminary analysis on lidar observations of stratospheric aerosol over Wuhan[J]. Chinese Journal of Space Science, 2004, 24(4): 261 – 268. (in Chinese)

[8] 黎莲春, 敖发良. 瑞利激光雷达探测中层大气密度和温度[J]. 桂林电子科技大学学报, 2010, 30(4): 281 – 284.
LI Lianchun, AO Faliang. Rayleigh lidar detects the middle atmospheric density and temperature[J]. Journal of Guilin University of Electronic Technology, 2010, 30(4): 281 – 284. (in Chinese)

[9] Anthes R R. Applications of COSMIC to meteorology and climate[J]. Terrestrial Atmospheric and Oceanic Sciences, 2000, 11(1): 115 – 156.

[10] Kursinski E R, Hajj G A, Bertiger W I, et al. Initial results of radio occultation observations of earth's atmosphere using the global positioning system [J]. Science, 1996, 271(5252): 1107 – 1110.

[11] Zou X, Vandenberghe F, Wang B, et al. A ray-tracing operator and its adjoint for the use of GPS/ MET refraction angle measurements [J]. Journal of Geophysical Research, 1999, 104 (D18): 22301 – 22318.

[12] Gorbunov M E, Gurvich A S. Microlab – 1 experiment: multipath effects in the lower troposphere [J]. Journal of Geophysical Research, 1998, 103 (D12): 13819 – 13826.

[13] 曾帧, 胡雄, 张训械, 等. 无线电掩星和激光雷达观测结果比较[J]. 空间科学学报, 2001, 21(2): 165 – 171.
ZENG Zhen, HU Xiong, ZHANG Xunxie, et al. Comparison of density and temperature profile observed by lidar and occultation technique[J]. Chinese Journal of Space Science, 2001, 21(2): 165 – 171. (in Chinese)

[14] 陈华姣, 秦国泰, 李永平, 等. 天宫一号大气密度探测数据与模式的比较分析[J]. 载人航天, 2013, 19(6): 34 – 38.
CHEN Huajiao, QIN Guotai, LI Yongping, et al. Comparison and analysis between TianGong – 1 atmospheric density and thermospheric model [J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(6): 34 – 38. (in Chinese)

[15] 武魁. 影响探空气球探测高度的因素及改进措施[J]. 科技与生活, 2012(10): 115, 171.
WU Kui. Influence factors of the height of sounding balloon and improvement approach [J]. Technology and Life, 2012(10): 115, 171. (in Chinese)

[16] 吕炜煜, 苑克娥, 刘李辉, 等. 戈壁地区折射率结构常数高度分布的统计特性[J]. 强激光与粒子束, 2016, 28(2): 021003.
LYU Weiyu, YUAN Kee, LIU Lihui, et al. Statistical characteristics of vertical profile of refractive index structure parameter in gobi area[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2016, 28(2): 021003. (in Chinese)

[17] 盛峥. 电离层电子总含量不同时间尺度的预报模型研究[J]. 物理学报, 2012, 61(21): 219401.
SHENG Zheng. Research on different time-scale prediction models for the total electron content[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(21): 219401. (in Chinese)

[18] Sheng Z. The estimation of lower refractivity uncertainty from radar sea clutter using the Bayesian MCMC method [J]. Chinese Physics B, 2013, 22(2): 580 – 585.

[19] 范志强, 盛峥, 万黎, 等. 临近空间气象火箭探测资料精度的综合评估[J]. 物理学报, 2013, 62(19): 199601.
FAN Zhiqiang, SHENG Zheng, WAN Li, et al. Comprehensive assessment of the accuracy of the data from near space meteorological rocket sounding[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(19): 199601. (in Chinese)

[20] 郭时雍, 王桂兰, 孙海龙, 等. 我国气象火箭探测的近况和结果[C]// 中国空间科学学会空间探测专业委员会第十六次学术会议论文集(上), 2003: 188 – 199.
GUO Shiyong, WANG Guilan, SUN Hailong, et al. The recent development and results of meteorological rocket detection in China[C]// Chinese Society of Space Research. The 16th Academic Conference Proceedings of Space Exploration Committee (Volume 1), 2003: 188 – 199. (in Chinese)

[21] 陈旭杏, 胡雄, 肖存英, 等. 基于卫星数据和 NRLMSISE-00 模型的低轨道大气密度预报修正方法[J]. 地球物理学报, 2013, 56(10): 3246 – 3254.
CHEN Xuxing, HU Xiong, XIAO Cunying, et al. Correction method of the low earth orbital neutral density prediction based on the satellites and NRLMSISE-00 model[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2013, 56(10): 3246 – 3254. (in Chinese)

[22] Rhoden E, Forbes J, Marcos F. The influence of geomagnetic and solar variabilities on lower thermosphere density [J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2000, 62: 999 – 1013.

[23] Bowman B R, Tobiska W K, Marcos F A. A new empirical thermospheric density model JB2006 using new solar indices[C]// Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA 2006 – 6166, 2006.

[24] 孙勇, 段广仁, 张卯瑞, 等. 高超声速飞行器再入过程改进气动系数模型[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(1): 134 – 137.
SUN Yong, DUAN Guangren, ZHANG Maorui, et al. Modified aerodynamic coefficient models of hypersonic vehicle in reentry phase[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 134 – 137. (in Chinese)