

再入飞船通信环境建模研究

杨欢, 宗鹏

(南京航空航天大学 宇航学院, 南京 210016)

摘要: 再入飞船的通信环境所受影响主要体现于飞船周围等离子体鞘对电磁波产生衰减。为了研究飞船再入过程中衰减对通信的影响, 需要建立飞船外围的三维通信衰减仿真模型, 在此基础上可以研究适用于再入通信环境的新型通信技术。为此文章提出了再入飞船通信衰减的动态建模方法, 并根据气动、热力学和电磁波理论公式提出了具体的飞船再入动态通信环境建模方案, 同时阐述了各部分建模的研究方法, 为进一步研究应对黑障的新型通信技术奠定了基础。

关键词: 再入通信; 信号衰减; 黑障; 数学模型

中图分类号: TN011; TB115

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2010)05-0664-04

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.05.026

0 引言

飞船再入地球大气层时, 与大气层发生摩擦并产生出高温, 使空气及自身热防护材料烧蚀并电离, 导致再入大气层飞船被电离气体所包围, 其周围形成了一个强电离、非均匀的等离子体薄层, 即所谓“等离子体鞘”。它可以吸收和反射电磁波, 会使再入飞行器与地面的通信信号衰减, 甚至中断。飞船与地面通信中断是等离子体鞘对通信影响最严重的情况, 通常称这种情况为“黑障”。返回舱再入通信黑障问题困扰航天界已久, 各国飞船再入返回时均有不同程度的通信中断现象, 所以研究飞船再入通信环境从而改善再入通信中断状况有很重要的意义。

国外为了研究返回舱再入时这种特殊的通信环境问题, 早在 20 世纪 60 年代如美国就投入巨资进行了无线电衰减测量试验^[1-6] (如 RAM 计划中 RAM-C1、RAM-C2、RAM-C3 试验), 获得了大量的技术数据和经验。

国内从 20 世纪 80 年代开始也进行了大量地面试验, 如由中国科学院力学研究所等单位开展的再入通讯可行途径的地面试验等。这些研究主要集中于等离子体鞘形状、结构及特点, 等离子体鞘中电子密度分布的计算和建模, 等离子体的反射系数和透射系数的计算, 以及消除等离子体的物理、化学

手段等方面。

本文立足于飞船再入全过程中等离子体鞘的整体, 在前人研究的基础上提出了一种研究再入飞船通信环境的新方案, 即在飞船再入全过程中进行飞船表面通信信号三维实时衰减情况模拟, 得到飞船返回轨迹上每一点的位置及在这位置上飞船表面每一点的通信信号衰减情况。研究旨在为采取不同的主动和被动手段来解决通信衰减问题提供理论依据, 也是进一步采用新型技术进行再入通信仿真的前提。

1 再入飞船的通信环境

飞船再入时被等离子体鞘包裹, 研究再入飞船的通信环境问题, 也就是研究飞船周围等离子体鞘对电磁波的衰减问题。由于鞘层中存在着大量的自由电子, 电磁波通过等离子体鞘时与等离子体内部粒子相互作用, 造成电磁波严重的衰减和反射。但由于电磁波工作频率一般都选择在远大于等离子体内最大电子密度所决定的临界频率上, 所以可以忽略反射引起的衰减, 而只考虑吸收衰减即可。电波通过均匀等离子体时的衰减系数公式为

$$\alpha = \frac{1}{2C} \left\{ \left[1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} \right] + \left[\left(1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} \right)^2 + \left(\frac{\nu}{\omega} \frac{\omega_p^2}{\omega^2 + \nu^2} \right)^2 \right]^{1/2} \right\} \quad (1)$$

等离子体内电波衰减总值为^[7]

收稿日期: 2010-03-03; 修回日期: 2010-10-11

作者简介: 杨欢 (1987—), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为再入通信。E-mail: rain_yh@163.com.

$$A = 8.86 \int_{x_2}^{x_1} \alpha(x) dx, \quad (2)$$

其中: x_1 、 x_2 为等离子体厚度起、止坐标; ω 为电磁波工作频率; ω_p 为等离子体角频率, $\omega_p = (N_e e^2 / m_e \epsilon_0)^{1/2}$; C 、 e 、 ϵ_0 及 m_e 分别为光速、电子电荷、真空介电常数及电子质量, 均为常数; ν 为碰撞频率, 具体数值受飞船表面温度 T 、压强 P 等参数影响。

由于以上参数均受飞行器外形、材料、再入速度以及周围环境等因素的影响, 因此, 再入飞船的通信环境是集再入过程、大气环境、气动力、气动加热、电磁理论等诸多相互制约的环境因素为

一体的复杂环境, 这些因素必须作为一个整体进行研究。

2 再入飞船通信环境的建模方法

2.1 总体研究方案

在影响衰减的参数中, 飞船表面温度 T 、压强 P 及电子密度 N_e 随飞船三维外形及再入过程发生改变, 因此必须弄清再入飞船再入过程、飞船表面温度、压强和电子密度等的分布情况, 才能进一步计算得到飞船表面通信信号的三维衰减分布, 从而得到完整的再入通信环境模型。具体的研究方案框图见图 1。

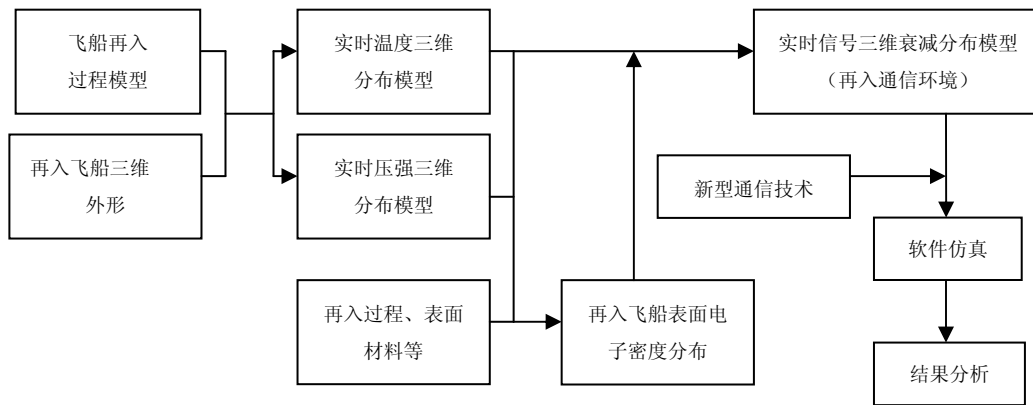


图 1 再入飞船通信环境研究框图

Fig. 1 The block diagram of reentry spacecraft communication environmental research

其中, 飞船再入过程包括再入轨迹和相应的大气环境参数, 由此可知飞船的实时位置及速度, 再加上飞船的三维外形, 结合气动计算可得飞船表面实时温度及压强三维分布模型; 温度、压强结合飞船的再入过程及其表面材料等参数, 可得飞船表面实时电子密度三维分布模型; 将温度、压强及电子密度分布模型相综合, 可最终得到飞船表面实时信号三维衰减分布模型, 即再入通信环境模型。后续可以将得到的环境模型应用于通信仿真, 验证新型通信技术应用于飞船再入通信的成果。

2.2 再入过程建模

飞船在再入返回过程中, 从几百公里的轨道高度降落到地面, 需要经历从真空环境、稀薄气体到稠密大气层环境, 经受马赫数和飞行攻角的大范围变化。不同高度层的环境参数对返回舱的气动特性影响程度差异很大, 因此首先要模拟出再入飞船的

返回轨迹。在此基础上, 根据地球大气特性, 精确得到飞行轨迹上每一点的大气环境参数, 再相互综合得到飞船整个再入过程, 从而求解其他气动参数。

飞船再入轨迹可由飞行器六自由度方程加以模拟^[8], 而地球大气特性方面, 中国已经颁布了 30 km 以下的地球标准大气模式 (GB1920-1980 标准大气), 30 km 以上的大气参数可由

$$p_{\infty}(h_g) = p_{H0} \exp\left(\frac{M_r}{R} \cdot 10^4 \cdot \int_0^H g \frac{dh_g}{T_{\infty}}\right) \quad (3)$$

近似计算^[9], 其中: p_{H0} 为海拔 30 km 处大气压力, Pa; g 为地球表面重力加速度; M_r 为空气平均摩尔质量, $M_r=28.966$ g/mol; R 为摩尔气体常数, $R=8.314$ 4 J/(mol·K); h_g 为飞行高度, m; T_{∞} 为大气热力学温度, K, 其随高度变化粗略情况如图 2 所示。

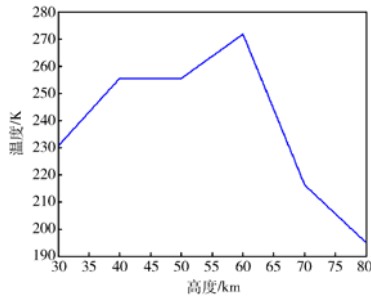


图2 30 km 以上大气热力学温度随高度的变化

Fig. 2 The atmosphere thermodynamic temperatures changes vs height (>30 km)

2.3 飞船外形建模

返回舱的气动外形与气动特性密切相关,涉及到气动力、气动热、飞行轨道、飞行姿态、测控与通信等方面的问题。因此有必要模拟三维飞船外形,进一步计算飞船表面的三维衰减情况。目前,多数国家使用的返回飞船外形为大球冠倒锥形,如图3。它是用一小圆弧将大钝头和倒锥连接起来,这种外形的阻力特性与防热特性都比较好,且结构紧凑,能够很好地解决动能和位能向热能转化的问题。

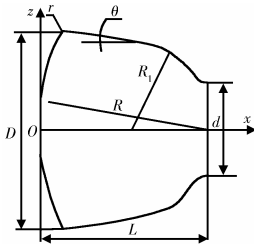


图3 返回舱外形参数图

Fig. 3 Reentry capsule shape parameters

图3中: L 为返回舱全长; D 为返回舱最大截面直径; d 为返回舱最小截面直径; R 为防热底球球冠半径; R_1 为返回舱小钝头过渡半径; r 为大钝头拐角过渡半径; θ 为返回舱倒锥角。

2.4 飞船表面压强分布建模

要搞清楚返回过程中飞船表面的压强分布,必须进行再入过程中的飞船气动特性分析计算。由于返回舱再入飞行时经历自由分子流、过渡流和粘滞流,马赫数、雷诺数及飞行攻角变化较大,因此,用一种方法解决返回舱的气动力问题是不可能的^[9]。目前,在计算亚音速、跨音速、低超音速气动力时,一般采用经验和插值拟合的方法。例如对某个气动力系数 F , 令

$$F=f(\alpha, Ma, Re, R, r, q, \dots),$$

其中: α 为攻角; Ma 为马赫数; Re 为雷诺数; R 为防热底球球冠半径; r 为大钝头拐角过渡圆半径;

θ 为倒锥角。将 F 按泰勒级数展开,取一阶近似得

$$F = f_0(\alpha, Ma, Re) + \left(\frac{\partial f}{\partial \theta}\right)_0 (R - R_0) + \left(\frac{\partial f}{\partial r}\right)_0 (r - r_0) + \left(\frac{\partial f}{\partial \theta}\right)_0 (\theta - \theta_0) + \dots \quad (4)$$

其中: f_0 , $\left(\frac{\partial f}{\partial R}\right)_0$, $\left(\frac{\partial f}{\partial r}\right)_0$, $\left(\frac{\partial f}{\partial \theta}\right)_0, \dots, R_0, r_0, \theta_0, \dots$ 为展开点的值。

令

$$\left(\frac{\partial f}{\partial R}\right)_0 = A(\alpha, Ma, Re),$$

$$\left(\frac{\partial f}{\partial r}\right)_0 = B(\alpha, Ma, Re),$$

$$\left(\frac{\partial f}{\partial \theta}\right)_0 = C(\alpha, Ma, Re),$$

其中 A 、 B 、 C 与 α 、 Ma 、 Re 有关。利用大量的实验数据形成数据库,输入 α 、 Ma 、 Re , 求出 A 、 B 、 C 的值便可得到 F 。

在高超音速飞行范围内,计算气动力系数的一般工程计算思想是先将返回舱划分为若干面元,采用修正牛顿理论、二次冲波膨胀波方法及粘性修正、欧拉方程、N-S 方程等获得每个面元的压力分布、各种气动力系数及静、动导数,再通过求和或积分可得整个返回舱的气动力系数。

2.5 飞船表面温度分布建模

计算飞船气动加热的过程中,关键是求出热流密度,即单位面积、单位时间内高温气体传给物面的热量。根据热流密度,即可分析计算在再入与返回过程中飞船表面的温度分布与变化。

零攻角返回舱驻点热流 q_{s0} 可用 Fay 和 Riddell 推导的工程计算公式^[9]

$$q_{s0} = \frac{13188.42}{\sqrt{R}} \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_0}\right)^{1/2} \left(\frac{u_\infty}{u_c}\right)^{13/4} \left(1 - \frac{h_w}{h_s}\right) \quad (5)$$

求出。

攻角为 α 时驻点热流可用下式近似:

$$\frac{q_{s\alpha}}{q_{s0}} = 1 + 0.08 \left(\frac{\alpha}{\theta_0}\right)^3 \left/\left(\frac{r}{R_N}\right)^{4/5}\right. \quad (6)$$

肩部峰值热流可用下式预测:

$$\frac{q_w}{q_{s0}} = 1 + 0.08 \left(\frac{\alpha}{\theta_0}\right)^3 \left(\frac{\theta}{\alpha}\right)^{5/2} \left/\left(\frac{r}{R_N}\right)^{4/5}\right. \quad (7)$$

在计算返回舱大面积热环境过程中,沿无粘表面流线,可采用 Lees 方法:

$$\frac{q_{wl}}{q_{s0}} = \frac{\frac{1}{2} \frac{p_e u_e}{p_s V_\infty} h_\beta^k}{\sqrt{\frac{1}{V_\infty} \left(\frac{du_e}{ds} \right)_{s=0, \alpha=0}} \left(\int_0^s \frac{p_e u_e}{p_s V_\infty} h_\beta^{2k} ds \right)^{-1/2}} \quad (8)$$

其中: q 为壁面加热功率, kW/m^2 ; u 为速度, m/s ; ρ 为密度, kg/m^3 ; p 为压力; Pa 。相应的下标 ∞ 、 w 、 l 、 e 、 s 分别表示来流条件、壁面条件、层流、边缘层外条件、驻点; s 为驻点量起的沿表面无粘流线的弧长; h_β 为表面无粘流线的尺度因子; 上标 k 有两种不同取值, $k=1$ 时为轴对称流动, $k=0$ 时为平板流动。沿无粘表面流线的湍流热流可采用经过修正的平板湍流加热公式, 即

$$q_{ot} = 0.0296 P_r^{-2/3} \rho_e u_e \text{Re}_s^{-1/5} (h_s - h_w) F_c C_c \quad (9)$$

式中: $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 为海平面大气密度; $u_c = 7900 \text{ m/s}$ 为轨道速度; h 为焓, kJ/kg ; θ_0 为大底球冠中心角; F_c 为形状因子; C_c 为压缩因子; Re_s 为局部雷诺数; 其余符号意义同前。

2.6 飞船表面电子密度分布建模

总的来说, 再入飞行器周围的等离子体鞘是由 3 方面原因形成的: 1) 超音速再入飞行器对周围的大气产生高压, 从而引起压缩震动波产生热电离; 2) 航天飞行器界面与周围空气的摩擦作用导致热电离; 3) 融蚀蒸发物质的化学电离。因此, 由三者共同电离产生的电子, 其密度分布非常复杂^[10-11]。

由于再入飞行器的外形、材料、再入速度以及周围环境等因素都会影响等离子体鞘的结构, 所以飞行器表面的等离子体鞘的电子密度是非均匀的并且是时变的。要准确全面了解等离子体鞘的结构问题, 可以在再入过程中对等离子体特性进行精确测量和地面实验。另外, 由于等离子体鞘的形成机理已为人们所掌握, 因此当知道与飞行器表面材料、形状、周围大气环境以及飞行速度等因素有关时, 可以通过一些方法模拟计算出其鞘套结构。

从当前研究来看, 电子密度在垂直于飞行器表面方向上, 可近似用双指数分布、非对称正态分布来模拟电子分布, 也可采用较精细的热化学模型 (如 11 组元模型) 来计算载人飞船返回舱等离子体鞘电子密度分布等。

2.7 通信环境综合模型的建立

将以上各个环节的分析模型和公式整理起来形成系统模型, 再以飞船再入过程中的某一个或几个参数为输入, 则可以产生相应的三维动态衰减分布模型, 最终得到再入飞船通信环境综合模型。

3 结束语

概括地讲, 要仿真飞船再入全过程的通信环境, 需要: 1) 计算出飞行器的整个返回轨迹, 通过软件仿真再入飞行器的飞行运动过程; 2) 进行飞船外形的三维模拟, 通过分析飞行器在返回过程中的表面温度分布、压强分布和等离子体电子密度分布, 进而精确计算出飞行器再入过程中通信信号衰减的动态数学模型, 也就是通信环境模型; 3) 继续仿真通信衰减解决手段, 分析验证诸如分集或新型数字调制和编码技术对改善飞船再入通信的实际性能的效果。

参考文献 (References)

- [1] Evans J S, and Huber P W. Calculated radio attenuation due to plasma sheath on hypersonic Blunt-Nosed cone, NASN TN, D-2403[R], 1963-12
- [2] Evans J S, Huber P W, Schexnayder C J Jr. Comparison of theoretical and flight-measured ionization in a blunt body re-entry flowfield[J]. AIAA Journal, 1971, 9(6): 1154-1162
- [3] Evans J S, Schexnayder C J Jr. Influence of ablation impurities on blunt body re-entry ionization[J]. AIAA Journal, 1974, 12(6): 805-811
- [4] Ryabak J P, Churchill R J. Progress in Reentry Communications[J]. IEEE, 1971, AES-7(5): 879-894
- [5] Ellis M C Jr, Huber P W. Radio transmission through the plasma sheath around a lifting reentry vehicle[J]. NASA Technical Note D-507, 1961
- [6] Evans J S, Schexnayder C J, Huber P W. Computation of ionization in re-entry flow fields[J]. AIAA Journal, 1970, 8(6): 1082-1089
- [7] 中国人民解放军装备部军事训练教材编辑委员会. 天地通信技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 65
- [8] 南英, 陈士槽, 王志刚. 航天器最优再入轨迹的选择分析[J]. 宇航学报, 1996, 17(4): 104-109
- [9] 张鲁民. 载人飞船返回舱空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002
- [10] 赵汉章, 吴是静, 董乃涵. 不均匀等离子体鞘套中电磁波的传播[J]. 地球物理学报, 1983, 26(1): 9-16
- [11] 曹明, 柳军, 瞿章华. 载人飞船等离子体鞘电子密度分布的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2001, 23(1): 19-22