气体模型对火星进入器边界层特征参数及转捩预测的影响研究

陈智^{1,2*}, 苗文博^{1,2}, 李齐³, 朱志斌^{1,2}, 艾邦成^{1,2}

1. 中国航空气动力技术研究院, 北京 100074;

2. 中国航天科技集团有限公司航天飞行器气动热防护重点实验室, 北京 100074;

3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: chenzhi@live.cn

收稿日期: 2021-10-19; 接受日期: 2021-12-29; 网络版发表日期: 2022-01-20

行星探测重大工程和国家自然科学基金(批准号: 11902025, U20B2017)资助项目

摘要 湍流转捩是影响飞行器热环境的重要因素, 本文针对火星进入器进入过程中面临的边界层转捩问题, 建立了基于转捩准则的光滑/粗糙壁面火星大气边界层转捩预测方法, 分析了气体模型以及壁面温度约束对边界层特征参数及进入器转捩特性的影响, 给出了一个典型火星进入器外形在光滑壁面及粗糙壁面条件下的转捩特性. 研究表明, 二氧化碳的离解反应及其热力学非平衡效应会导致动量损失厚度雷诺数及基于粗糙高度的雷诺数的增加, 辐射平衡壁条件下的相应参数也会大于冷壁条件, 导致流动更趋向于转捩, 因此在实际分析过程中应该选择热化学非平衡模型和辐射壁面温度约束, 才能更准确地分析火星进入器转捩特性.

关键词 火星进入器, 转捩预测, 热化学非平衡流

1 引言

火星探测是当前国际深空探测活动的热点, 得到各航天大国的高度关注. 世界各国已发射了40多个火星探测器. 其中, 美国已经开展了多项火星进入探测任务, 包括海盗号任务^[1]、探路者号任务^[2]、凤凰号任务^[3]、火星科学实验室(MSL)任务^[4]以及洞察号任务^[5], 我国发射的天问一号火星探测器目前也已经成功着陆火星.

在早期的火星进入器如海盗号、探路者号、凤凰号的设计中, 由于进入器的速度较低或者尺寸较小, 再

入弹道的强加热段边界层流动不会发生转捩, 流动将一直维持层流状态. 但随着火星探测任务的深入, 探测载荷的尺寸、质量逐渐增大, 导致进入器的尺寸、进入速度、弹道系数大幅提高, 如MSL防热大底尺寸达到了4.5 m, 进入器质量超过3000 kg, 进入速度大于5.5 km/s. 由于尺寸和进入速度的增加, 表面发生转捩的可能性大大提升, 给火星进入器气动性能和气动加热环境的准确预测带来较大困难. 已有研究发现^[6], 流动在大底发生转捩后会引起进入器肩部边界层的增厚, 进而改变气动力矩和配平攻角. 同时, 流动发生转捩后将导致气动加热环境的大幅增加, 使表面防热材

引用格式: 陈智, 苗文博, 李齐, 等. 气体模型对火星进入器边界层特征参数及转捩预测的影响研究. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 292–302
Chen Z, Miao W B, Li Q, et al. Influence of the gas model on the boundary layer characteristic parameters and transition prediction for the Mars entry capsule (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 292–302, doi: [10.1360/SST-2021-0476](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0476)

料和金属结构温度大幅提升, 威胁结构和载荷的安全. 因此, 进入器表面流动转捩的准确预测对保障火星进入器的着陆安全性有着重要意义.

火星进入器的特殊环境导致此前针对地球大气建立的返回舱流动转捩预测手段不再适用, 其转捩位置的预测需要克服三方面的难题. 首先, 火星大气以二氧化碳为主要成分, 气体成分的不同导致绕流流场特性发生显著改变, 基于地球大气飞行试验总结的工程计算方法不能直接应用于火星大气进入的转捩预测. 其二, 进入器以高超声速再入火星大气, 激波层内温度急剧上升, 二氧化碳分子发生振动激发和分解, 流动的热化学非平衡效应十分显著. 其三, 进入器的轻质隔热材料会发生热解、烧蚀, 形成具有一定粗糙度的非光滑表面形貌, 在进行转捩预测时需要考虑表面粗糙度的影响.

目前对于流动转捩主要存在4种预测方法, 分别是工程转捩准则判定方法、 e^N 方法、转捩模型方法和直接数值模拟方法/大涡模拟方法. 工程转捩准则是通过风洞试验及飞行试验数据的分析, 给出转捩雷诺数的工程计算公式, 其优点是方法简单、可靠性高, 缺点是仅适用于导出该准则的风洞试验的类似外形. e^N 方法是在流场中假设一小扰动, 通过求解扰动传输方程, 当扰动幅值达到原始扰动 e^N 倍时, 认为流动发生转捩, 其缺点是仅能预测转捩过程中的线性失稳部分. 转捩模型方法是通过构建额外的表征湍流转捩过程的变量的输运方程, 试图通过对转捩过程进行半经验模化从而进行预测, 但其针对非空气介质的适用性, 目前并未见到相关报道. 直接数值模拟方法/大涡模拟方法是对层流流场给以扰动, 而后直接计算流动由层流发展成湍流的过程, 理论上直接数值模拟可以对转捩过程进行精确预测, 但因其计算量巨大, 目前仅能对简单外形(如平板、锥)的转捩过程进行机理性研究. 从上述分析可以看到, 工程转捩准则仍是目前最实用的手段, 因此在具体型号设计中仍占据非常重要的地位, MSL的风洞试验研究、热环境条件设计、飞行试验数据分析均围绕该方法开展^[7-10].

本文主要分为三部分, 首先给出了基本的研究思路及进入器基本流场的获取方法, 并基于MSL相关研究的调研确定了光滑、粗糙壁面转捩准则. 而后对基础流场模拟中使用的气体模型以及壁面温度约束对边界层特征参数及进入器转捩特性的影响进行了对比分

析, 并利用MSL的飞行试验结果对方法进行了校验, 最后基于建立的方法对一个典型的火星进入器(图1)大底边界层流动的转捩特性进行了分析.

2 转捩预测方法

2.1 基本思路

传统上基于工程转捩准则的预测是通过工程方法计算边界层参数, 而后进行转捩判据的计算. 但由于火星大气的特殊性, 基于地球大气发展的工程方法不再适用. 因此本文所用转捩预测方法的基本思路是首先基于火星大气气体组分结合精细计算流体力学方法获得进入器绕流流场参数, 进而计算得到已考虑火星大气特性的边界层相关参数, 最后针对不同的壁面选取不同的转捩准则进行预测.

2.2 基准流场的获取

边界层相关参数的准确获取依赖于精细的基准流场数据, 本文通过求解三维化学反应全N-S方程获取全流场数据. 在化学非平衡假设下, 所求解的方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S}, \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{Bmatrix} \rho_i u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho e + p) \end{Bmatrix},$$

图 1 (网络版彩图)典型火星进入器外形(单位: mm)

Figure 1 (Color online) Typical Mars entry capsule shape (unit: mm).

$$\mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho_i v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(\rho e + p) \end{Bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{Bmatrix} \rho_i w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ w(\rho e + p) \end{Bmatrix},$$

$$\mathbf{E}_v = \begin{Bmatrix} D_{im} \frac{\partial \rho_i}{\partial x} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{Bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{Bmatrix} D_{im} \frac{\partial \rho_i}{\partial y} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{Bmatrix},$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{Bmatrix} D_{im} \frac{\partial \rho_i}{\partial z} \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \end{Bmatrix}, S = \begin{Bmatrix} \dot{\omega}_i \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix},$$

式中, $\rho = [\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_{ns}]$, ns 为气体组分的个数, $\rho = \sum \rho_i$ 为气体总密度, u, v, w 分别为 x, y, z 方向速度, p 为压强, e 为单位质量内能, S 为化学反应源项。

在高超声速进入过程中, 火星大气中各组分的热力学非平衡效应十分显著, 因此精细模拟时需要考虑

振动-平动能转化过程, 使用双温度模型描述热非平衡特性。此时, 上述方程组会增加一个表征振动温度和电子温度 T_v 的输运方程^[11]。本文的平动-振动松弛模型采用 Millikan & White 半经验性关系式, 同时由于 CO_2 具有 3 个振动模态, 且每个模态对应不同的振动特征温度和简并度, 故使用 Camac^[12] 的松弛时间模型模化。黏性系数、热传导系数和扩散系数等输运系数模型考虑了流动热非平衡的影响, 并基于碰撞截面积分计算^[13]。化学反应模型采用 8 组分 10 反应模型, 涉及组分包括 $\text{N}, \text{O}, \text{N}_2, \text{O}_2, \text{NO}, \text{CO}_2, \text{CO}, \text{C}$, 反应速率参数参见文献^[14]。

在数值离散方面, 本文用 AUSM+ 格式及 minmod 限制器进行空间离散, 并基于 LUSGS 方法进行时间方向离散。为实现对边界层流动的精细捕捉, 物面第一层网格距离取为 0.001 mm, 并使得网格法向拉伸比小于 1.05 以保证边界层内的流动分辨率。图 2 给出了计算域的边界条件设置及 $z=0$ 截面上的网格分布。

本文壁面的温度约束采用了两种条件, 一种为等温壁面条件, 即强制壁面温度 T_w 为一个给定的常数 C :

$$T_w = C.$$

另一种为辐射平衡壁面条件, 即认为进入壁面的净热流(对流热流 q_{conv} 与组分扩散热流 q_{mass} 之和)与壁面辐射散热热流达到平衡, 即

$$q_{\text{conv}} + q_{\text{mass}} = \left(k \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_\infty^4),$$

式中, σ 为 Stefan-Boltzmann 常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$,

图 2 (网络版彩图)边界条件设置及 $z=0$ 网格分布

Figure 2 (Color online) Boundary condition setup and grid distribution on the $z=0$ plane.

ε 为壁面的发射率, 本文中取 $\varepsilon=0.8$. 在辐射平衡壁面条件下, 壁面温度 T_w 需要通过迭代求解获得.

2.3 转捩准则

在获得了基本流场后, 为应用转捩准则, 需要获得边界层动量损失厚度等相关参数. 由于边界层动量损失厚度的计算需要沿壁面法向积分至边界层外缘, 因此首先需要确定边界层外缘的位置.

在不可压缩流动中, 边界层外缘使用99%的来流速度进行判断, 但在可压缩流动中, 由于存在各类波系干扰, 一般采用焓边界层进行判断. 其基本出发点是, 无黏流动中总焓不变, 在边界层中受黏性做功及传热影响, 总焓会发生变化. 在空气介质中进行边界层外缘判断时, 由于空气的焓值零点一般设置在298.15 K, 因此对于冷壁来说边界层外缘处的焓(H_c)一般使用99.5%的来流总焓进行计算. 但对于火星大气, 其300 K壁温条件下的焓为负值, 此时应使用边界层外缘总焓($H_{0,c}$)与壁焓之差 H_w 达到99.5%的来流焓($H_{0,\infty}$)与壁焓之差进行判断, 即

$$\frac{H_{0,c} - H_w}{H_{0,\infty} - H_w} = 99.5\%. \quad (2)$$

为进一步提高沿物面法向积分计算边界层动量损失厚度的精度, 沿进入器子午线构造了一个正交性更高、网格密度更大的插值计算网格将获得的流场数据插值到该网格上进行后续边界层相关参数的分析(图3). 经不同法向密度插值网格的对比, 发现法向201, 401, 601个网格点计算得到边界层相关参数一致, 证明了插值计算的网格无关性, 因此后续算法向401个网格进行分析.

转捩准则的研究需要大量的风洞试验及飞行试验数据支撑. 在MSL的设计阶段, NASA针对多个风洞(AEDC Tunnel9, LaRC 20-Inch, CUBRC, LENS I)获得的测热数据, 开展了细致的回归分析工作^[8]. 通过使用Laura程序的层流计算值对试验测量热流无量纲化, 获得了各个测点无量纲热流 ϕ . 如果当地为层流, 则 ϕ 应接近于1, 如果当地为湍流, 则 ϕ 应显著大于1. 将测点无量纲热流 ϕ 作为纵坐标、测点处基于动量损失厚度的雷诺数 Re_θ 作为横坐标, 获得了一张各测点上 ϕ 与 Re_θ 间关系的点云分布图. 通过点云分布图的分析发现, 当 $Re_\theta=200$ 时, 点云集中于 $\phi=1$ 附近, 表明此时流动为层

图3 (网络版彩图)从CFD计算流场到转捩计算网格的插值
Figure 3 (Color online) Interpolation from the CFD flowfield to the transition prediction grid.

流, 因此在设计时将 $Re_\theta=200$ 作为转捩阈值. 但在MSL成功着陆火星后^[9], 发现 $Re_\theta=200$ 给出的各测点转捩时间差别较大, 而实测转捩时间接近, 因此认为边界层转捩主要由粗糙度主导, 此时其转捩判据应使用基于粗糙高度的雷诺数 $Re_{k,k}$. 为了与常规认识到的分布粗糙元转捩准则 $Re_{k,k}=150\sim300$ 一致, 出于保守考虑取临界 $Re_{k,k}=150$, 并对计算 $Re_{k,k}$ 时所采用的粗糙高度 k 进行调整, 最后发现 $k=2\text{ mm}$ 计算得到的计算结果与飞行试验吻合较好. 实际工程中, 分布式粗糙元的粗糙高度达到2 mm比较少见, 但由于MSL的防热大底采用113块PICA防热瓦拼接而成, 瓦间缝隙以填充物填充, 纵缝烧蚀试验表明某些工况下PICA材料与填充物发生烧蚀不匹配, 填充物可在表面形成高度3 mm的凸起^[10], 因此这些凸起形成的多个离散粗糙元^[15]可能是最终引起转捩的因素. 虽然目前多数研究表明孤立粗糙元转捩的 $Re_{k,k}$ 阈值在600左右, 分布粗糙元转捩的 $Re_{k,k}$ 阈值在250左右^[9], 但目前缺乏多个孤立粗糙元引起转捩的临界雷诺数研究, 也缺乏最终凸起的具体形貌, 因此NASA在分析时借用了分布粗糙度的转捩分析准则, 这可能也是基于飞行试验重构出的等效分布表面粗糙度达到2 mm的原因.

结合以上分析, 确定所采用的转捩预测准则如下.

(1) 光滑壁面

对于光滑壁面钝头体边界层的转捩, 通过基于动

量损失厚度的雷诺数 Re_θ 进行预测, 其定义为

$$Re_\theta = \frac{\rho_e u_e \theta}{\mu_e}, \quad (3)$$

其中动量损失厚度 θ 通过沿着壁面法向在边界层内积分计算而来

$$\theta = \int_0^\delta \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy, \quad (4)$$

式中, u 为速度矢量的模.

选取MSL风洞试验给出的准则, 即认为 $Re_\theta > 200$ 时流动发生转捩.

(2) 粗糙壁面

粗糙壁面采用基于粗糙高度的雷诺数进行预测, 其定义为

$$Re_{k,k} = \frac{\rho_k u_k k}{\mu_k}, \quad (5)$$

其中, ρ_k , u_k , μ_k 为流场中距离壁面粗糙高度 k 处的密度、速度、黏性系数. 当 $Re_{k,k} > 150$ 时认为流动发生转捩.

3 流场物理模型影响分析

在基本流场获取时, 不同的流场物理模型会获得不同的边界层相关参数, 进而影响转捩预测的结果. 针对这一问题, 本文开展了物理模型中较为关键的气体模型、壁面温度约束模型对转捩预测结果影响的针对性研究. 研究围绕MSL转捩前后的三个典型弹道点开展, 其来流状态如表1所示, 其中飞行试验数据显示 $t=55.5$ s, $t=61.5$ s时刻大底为层流状态, $t=65.1$ s时刻流动已发生了转捩.

3.1 气体模型对边界层关键参数的影响

针对表1计算状态采用完全气体模型、化学非平衡模型、热化学非平衡模型三种气体模型在300 K壁温状态开展了计算分析. $t=55.5$ s条件下三种模型采用式(2)计算得到的边界层外缘的位置见图4. 可以观察到化学非平衡模型及热化学非平衡模型给出的边界层厚度接近, 均远小于完全气体模型给出的边界层厚度.

图5给出了三种模型计算得到的背面风 $x=0.6$ m处的速度剖面. 为进行横向比较, 距离壁面的距离及速度

表1 MSL算例的来流状态

Table 1 Inflow conditions of MSL cases

t (s)	h (km)	V_∞ (km/s)	ρ_∞ (kg/m ³)	α (°)	P (Pa)
55.5	46.0	5.793	0.120×10^{-3}	15.29	3.28
61.5	38.8	5.660	0.270×10^{-3}	15.66	8.01
65.1	34.7	5.515	0.431×10^{-3}	15.90	13.1

图4 (网络版彩图)三种模型计算得到的流场 $z=0$ 截面上边界层外缘位置

Figure 4 (Color online) Position of the boundary layer edge on the $z=0$ plane of the flow field calculated by the three models.

图5 (网络版彩图)不同模型计算得到的速度型分布

Figure 5 (Color online) Velocity profile predicted by different models.

分别采用边界层厚度及边界层外缘速度进行无量纲化, 因此 $y'/\delta=1$, $u/u_e=1$ 处对应的即为边界层外缘. 可以看到, 在边界层内, 化学非平衡和热化学非平衡模型给出的速度型没有完全气体模型给出的速度型饱满, 其抵抗扰动的能力更弱, 流动更不稳定. 出了边界层后, y'/δ 在1~6之间时, 化学非平衡模型和热化学非平衡模型给出的速度型均有一段垂直直线区域, 表明该区域内速度变化较小, 而在 y'/δ 约为6时, 二者均发生速度的突跃, 表明该处跨越了激波. 但完全气体模型给出的速度型则显示了较大的区别, 其在整个插值计算域内无量纲速度均缓慢增长. 产生这种差异的原因是, 完全气体模型给出的边界层厚度显著厚于化学非平衡及热化学非平衡模型, 其厚度甚至对边界层外的无黏

流动产生了显著的影响, 导致激波层内、边界层外气流流速的明显变化.

图6~8给出了计算得到的三个弹道时刻下大底迎、背风线上边界层相关参数的分布. 可以看到完全气体模型给出的边界层厚度远大于化学非平衡模型和热化学非平衡模型给出的计算结果, 其给出的 Re_θ 和 $Re_{k,k}$ 较后两者偏小. 在已发生转捩的 $t=65.1$ s时刻, 计算得到的大底背风线上 Re_θ 和 $Re_{k,k}$ 均远小于转捩阈值, 因此不应使用完全气体模型计算边界层的相关参数. 化学非平衡模型和热化学非平衡模型计算得到的结果相近, 但是对于空气稀薄程度较高的火星大气来说, 采用热化学非平衡模型更合理, 同时对比发现, 热化学非平衡模型预测的 Re_θ 和 $Re_{k,k}$ 略微偏大, 从保守设计的角

图 6 (网络版彩图) $t=55.5$ s时刻不同气体模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 6 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different gas models at $t=55.5$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

图 7 (网络版彩图) $t=61.5$ s时刻不同气体模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 7 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different gas models at $t=61.5$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

度考虑, 也应采用热化学非平衡模型开展计算分析.

3.2 壁面温度模型对边界层关键参数的影响

为分析壁面温度模型的影响, 对比了壁面温度 300 K 及辐射平衡壁面条件下的边界层相关参数及转捩特性. 图9~11给出了两种条件计算得到的边界层厚度、动量损失厚度雷诺数及基于粗糙高度的雷诺数. 可以看到采用辐射平衡壁条件下计算得到的 Re_θ 和 $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)相对于冷壁的300 K壁温条件下更大, 为偏保守的估计. 同时考虑到实际飞行时飞行器表面温度应更接近辐射平衡壁面温度, 应采用辐射平衡壁条件进行计算.

为进一步分析壁温对流动的影响机制, 图12给出了 $t=55.5$ s时刻不同模型计算得到的壁面法向速度型

及静焓分布. 两种条件下激波层与边界层之间的静焓分布一致, 表明壁温对无黏区影响较小, 其主要通过改变边界层厚度影响整个流动. 可以看到, 高壁温条件下边界层相对较厚, 导致相应的激波脱体距离也更大. 比较二者速度型可见, 辐射平衡壁条件下的速度型不及冷壁饱满, 流动抵抗扰动的能力更弱, 稳定性更差, 流动更趋向于转捩.

3.3 预测结果与文献结果的对比

MSL的大底上布置了7个温度测点^[7], 通过测得的温度梯度突变判断转捩时刻. 在飞行试验中, $t=55.5$ s和 $t=61.5$ s时所有测点均为层流状态, $t=65.1$ s时刻T2, T6, T7测点已发生了转捩. 本节将前述计算中热化学非平衡模型结合辐射平衡壁模型给出的结果与这一结

图8 (网络版彩图) $t=65.1$ s时刻不同气体模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 8 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different gas models at $t=65.1$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

图9 (网络版彩图) $t=55.5$ s时刻不同壁面温度模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 9 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different wall temperature models at $t=55.5$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

图 10 (网络版彩图) $t=61.5$ s 时刻不同壁面温度模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 10 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different wall temperature models at $t=61.5$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

图 11 (网络版彩图) $t=65.1$ s 时刻不同壁面温度模型给出的边界层相关参数. (a) 边界层厚度; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)

Figure 11 (Color online) Boundary layer parameters predicted by different wall temperature models at $t=65.1$ s. (a) Boundary layer thickness; (b) Re_θ ; (c) $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm).

果进行了比较.

图13给出了计算得到各测点 Re_θ 与文献[7]计算结果的对比, 可以观察到, 计算与文献结果吻合良好. 但是, 计算结果显示 $t=55.5$ s和 $t=61.5$ s时刻的 Re_θ 均已超过了转捩阈值, 通过 Re_θ 准则判断其已经转捩, 这与试验测量结果不一致, 表明大底流动的转捩并非由光滑壁面时流动的不稳定性主导.

图14给出了计算得到 $Re_{k,k}$ ($k=2.0$ mm)与文献[7]计算结果的对比. 可以看到当前计算结果与文献结果吻合较好. 同时, $t=55.5$ s, $t=61.5$ s时刻T2, T6, T7的 $Re_{k,k}$ 均未超过150的阈值, 应为层流状态, 而 $t=65.1$ s时刻则已经超过阈值, 应该发生了转捩, 这与飞行试验结果相吻合.

4 典型火星进入器防热大底转捩预测

在进行了计算方法的验证后, 本节使用热化学非平衡模型结合辐射平衡壁模型针对光滑壁面条件及 $k=0.6, 1.0, 2.0$ mm三种粗糙壁面条件分别进行了前述典型火星进入器的边界层转捩预测研究. 考虑的弹道参数见于表2.

4.1 考虑光滑壁面条件下的转捩预测

图15给出了光滑壁面条件下各计算状态火星进入器迎风母线 Re_θ 随着无量纲位置(y/D)的变化. 可以看到根据MSL地面试验给出的判据, 即基于动量损失厚度的转捩雷诺数(Re_θ)大于200时发生转捩, 此时各工况

图 12 (网络版彩图) $t=55.5$ s时刻不同模型计算得到的速度型/静焓分布
Figure 12 (Color online) Velocity and static enthalpy profiles calculated by different models at $t=55.5$ s.

图 13 (网络版彩图)计算 Re_{θ} 与文献[7]结果的对比
Figure 13 (Color online) Comparison of Re_{θ} with results from Ref. [7].

的 Re_{θ} 均小于200, 在防热大底上不会因流动自身的失稳导致转捩的发生。

4.2 考虑壁面粗糙度条件下的转捩预测

各工况迎风母线上基于粗糙高度的雷诺数如图16所示。计算中考虑了3个粗糙高度: 0.6, 1.0和2.0 mm。可以看到当粗糙高度为0.6 mm时, 所有工况下 $Re_{k,k}$ 均小于150, 流动不会发生转捩; 当粗糙高度增加至1.0 mm时, 30 km以下工况在大底背风面拐角处 $Re_{k,k}$ 略超过了150, 在该位置会发生转捩, 35和40 km工况 $Re_{k,k}$ 均小于

图 14 (网络版彩图)计算 $Re_{k,k}$ 与文献[7]结果的对比
Figure 14 (Color online) Comparison of calculated $Re_{k,k}$ with results from Ref. [7].

表 2 典型火星进入器飞行弹道
Table 2 Typical Mars entry capsule flight trajectory

序号	h (km)	Ma	α (°)
1	40.29	24.80	10
2	35.29	22.70	10
3	30.04	17.69	10
4	27.96	14.46	10
5	25.01	8.46	10
6	20.09	4.01	10

图 15 (网络版彩图)各状态动量损失厚度雷诺数
Figure 15 (Color online) Re_{θ} of each case.

150, 流动不会发生转捩; 但当粗糙高度达到2.0 mm时, 高度35 km及其以下各工况的 $Re_{k,k}$ 均大于150, 流动会发生转捩。

图 16 (网络版彩图)各状态的 $Re_{k,k}$. (a) $k=0.6$ mm; (b) $k=1.0$ mm; (c) $k=2.0$ mm

Figure 16 (Color online) $Re_{k,k}$ of each case. (a) $k=0.6$ mm; (b) $k=1.0$ mm; (c) $k=2.0$ mm.

5 结论

本文基于精细计算流体力学方法并结合MSL转捩准则的调研建立了适用于火星进入器的转捩预测方法, 利用该方法对某典型火星进入器开展了转捩预测研究, 获得了以下结论。

(1) 采用热化学非平衡模型和辐射平衡壁面条件给出的计算结果与MSL文献结果吻合较好, 可用于火星进入器的转捩预测研究。

(2) 热化学非平衡模型预测的转捩特征雷诺数(Re_θ 和 $Re_{k,k}$)略微大于化学非平衡模型, 从更接近流动实际以及保守设计的角度考虑, 应采用热化学非平衡

模型开展边界层相关参数的计算。完全气体模型给出的转捩特征雷诺数严重偏离实际且偏小, 不应采用该模型进行预测。

(3) 采用辐射平衡壁条件计算得到的转捩特征雷诺数相对于冷壁的300 K壁温条件下更大, 从更接近真实壁面条件及保守设计的考虑, 应使用辐射平衡壁条件作为壁面温度约束。

(4) 典型进入器外形边界层转捩预测结果表明, 对于所考虑的工况, 光滑壁面条件下, 飞行器表面均不会发生转捩; 在粗糙壁面条件下, 在高度较低的飞行工况, 防热大底边界层会发生转捩。

参考文献

- 1 Ingoldby R N, Michel F C, Flaherty T M, et al. Entry data analysis for Viking landers 1 and 2 final report. Technical Report. NASA CR-159388, 1976
- 2 Spence D A, Blanchard R C, Thuman S W, et al. Mars Pathfinder atmospheric entry reconstruction. In: 8th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Monterey, CA, 1998
- 3 Edquist K T, Desai P N, Schoenenberger M. Aerodynamics for the Mars Phoenix entry capsule. In: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii, 2008
- 4 Braun R D. The Mars Science Laboratory entry, descent and landing system. *J Spacecraft Rockets*, 2014, 51: 993
- 5 Yana C, Baroukh J, Kerjean L, et al. Operations of the seismometer (SEIS) onboard the 2016 InSight mission to Mars. In: SpaceOps 2014 Conference. 2014. 1914
- 6 Dyakonov A A, Schoenenberger M, VanNorman J W. Hypersonic and supersonic static aerodynamic of Mars Science Laboratory entry vehicle. In: 43rd AIAA Thermophysics Conference. New Orleans, 2012
- 7 Edquist K T, Hollis B R, Johnston C O, et al. Mars science laboratory heat shield aerothermodynamics: Design and reconstruction. *J Spacecraft Rockets*, 2014, 51: 1106–1124
- 8 Hollis B R. Blunt-body entry vehicle aerothermodynamics: Transition and turbulent heating. *J Spacecraft Rockets*, 2012, 49: 435–449
- 9 Bose D, White T, Mahzari M, et al. Reconstruction of aerothermal environment and heat shield response of Mars science laboratory. *J Spacecraft*

- Rockets, 2014, 51: 1174–1184
- 10 Beck R A S, Driver D M, Wright M J, et al. Development of the Mars science laboratory heatshield thermal protection system. *J Spacecraft Rockets*, 2014, 51: 1139–1150
- 11 Gnoffo P A, Gupta R N. Conservation equations and physical models for hypersonic air flows in thermal and chemical nonequilibrium. Technical Report. NASA-TP-2867, 1989
- 12 Camac M. Fundamental Phenomena in Hypersonic Flows. Cornell: Cornell University Press, 1966. 195–215
- 13 Riabov V V. Approximate calculation of transport coefficients of Earth and Mars atmospheric dissociating gases. *J Thermophys Heat Transfer*, 1996, 10: 209–216
- 14 Kay R, Netterfield M. Thermochemical non-equilibrium computations for a Mars entry vehicle. In: 28th Thermophysics Conference. 1993. 2841
- 15 Tang C, Edquist K, Wright M, et al. Numerical simulations of protruding gap fillers on the Mars science laboratory heatshield. In: 41st AIAA Thermophysics Conference. 2009. 4077

Influence of the gas model on the boundary layer characteristic parameters and transition prediction for the Mars entry capsule

CHEN Zhi^{1,2}, MIAO WenBo^{1,2}, LI Qi³, ZHU ZhiBin^{1,2} & AI BangCheng^{1,2}

¹ China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China;

² Laboratory of Aero-thermal Protection Technology for Aerospace Vehicles (LAPTAV), China Aerospace Science and Technology Corporation (CASC), Beijing 100074, China;

³ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Turbulent transition is an important factor affecting the thermal environment of spacecraft. A boundary layer transition prediction method was developed for both smooth and rough thermal protection system surfaces of a large-scale entry capsule in the process of entering the Martian atmosphere. The effects of the gas model and wall temperature constraints on the boundary layer characteristic parameters and transition features were analyzed. The results indicate that the dissociation reaction of carbon dioxide and its thermodynamic non-equilibrium effect will lead to increases in the momentum thickness Reynolds number and the roughness-height-based Reynolds number of the boundary layer. The radiative-equilibrium wall temperature constraint also results in a higher momentum thickness Reynolds number and roughness-height-based Reynolds number compared to those of the cold wall conditions. Therefore, the thermochemical non-equilibrium and radiative-equilibrium wall temperature boundary condition should be included in the analysis model to obtain the actual transition features.

Mars entry capsule, transition prediction, thermodynamic nonequilibrium flow

doi: [10.1360/SST-2021-0476](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0476)