0254-6124/2016/36(3)-344–08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

LÜ Junming, MIAO Wenbo, HUANG Fei, CHENG Xiaoli. Model analysis for predicting aerodynamic characteristics of Mars entry (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2016, **36**(3): 344-351. DOI:10.11728/cjss2016.03.344

# 火星进入的气动力特性预测模型分析*

吕俊明 苗文博 黄 飞 程晓丽

(中国航天空气动力技术研究院 北京 100074)

**摘 要** 针对火星探测器的高超声速进入问题, 利用三维并行程序求解流体力学 Navier-Stokes 方程, 分别考虑真实气体模型和完全气体模型, 分析模型及参数对气动力特性预测的影响, 旨在得到准确、高效和可靠的火星进入器气动力特性预测模型. 采用真实气体模型对海盗号进行了沿飞行轨道的数值模拟, 气动力特性预测结果与飞行数据一致, 验证了火星大气热化学模型及数值方法. 分别采用真实气体模型和完全气体模型对海盗号升力式进入和探路者号零攻角进入进行了气动力特性预测, 结果表明采用等效比热比的完全气体模型的预测值非常接近真实气体模型, 偏差均在 1% 左右, 配平攻角相差约 0.4°, 来流比热比模型的气动力特性预测值偏差很大. 火星进入器的气动力预测建议采用真实气体模型和等效比热比完全气体模型.

**关键词** 火星大气, 高超声速进入, 气动力特性, 真实气体效应, 等效比热比

**中图分类号** P353, V447

# Model Analysis for Predicting Aerodynamic Characteristics of Mars Entry

LÜ Junming MIAO Wenbo HUANG Fei CHENG Xiaoli

(*China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing* 100074)

**Abstract** Martian atmosphere which is quite different from Earth atmosphere plays an important role for Mars entry vehicles. Therefore aerodynamic predictions for trajectory design and layout optimization should be settled firstly. Three-dimensional Navier-Stokes equations with real gas model and ideal gas model have been solved by a parallel code to analyze the impact of different models on aerodynamic characteristics, to obtain accurate, efficient and reliable model for aerodynamic predictions. The good agreement among the numerical results, the reference values and the flight data of Viking along the trajectory validates the real gas physical-chemical models and the numerical methods applied. Using real gas model and ideal gas model, aerodynamic characteristics of lift-entry Viking and zero angle of attack Mars Pathfinder have been predicted. The results show that predicts value of ideal gas model with effective specific heat ratio is very close to that of the real gas model, the deviation is about 1%, and the difference of the trim angle of attack is about 0.4°. Prediction of ideal gas with specific heat ratio from inflow temperature shows a large deviation. Real gas model

* 国家自然科学基金项目资助 (11402251)

2015-06-29 收到原稿, 2016-01-02 收到修定稿

E-mail:junminglv@gmail.com

and ideal gas model with effective specific heat ratio are suggested in aerodynamic characteristics predictions of Mars entry.

**Key words** Martian atmosphere, Hypersonic entry, Aerodynamic characteristics, Real gas effect, Effective specific heat ratio

# 0 引言

继美国火星科学实验室 (Mars Science Laboratory, MSL) 成功在火星登陆后, 印度也向火星发射了环绕探测器, 针对火星的探测活动不断深入. 随后大量的火星进入与登陆任务以及未来可能的火星采样返回、载人登陆和火星基地建设等计划, 都要求对火星大气环境中探测器进入过程的气动力特性进行准确预测 [1−4].

美国对火星进入气动力特性的预测技术经历了由试验为主到计算为主以及由简单计算到复杂计算的过程. NASA 首次成功登陆火星的进入器是以非 0° 配平攻角进入火星大气的海盗 (Viking) 1 号和 2 号 [5]. 当时受限于计算流体力学的发展水平, 飞行前气动力特性评估主要采用地面试验数据, 附加 $CO_2$ 大气环境修正. 随后的火星探路者号 (Mars Pathfinder, MPF) 和火星探索漫游者号 (Mars Exploration Rovers, MER) 等均采用零攻角进入, 此时的气动力特性评估则几乎全部基于计算流体力学结果 [6−8], 没有开展关于气动力特性的地面实验研究. 最近发射成功的火星科学实验室由于质量显著增加又采用了升力式进入方案, 飞行前气动评估与飞行后数据重建依旧以计算流体力学技术为主. 计算流体力学模拟在火星进入气动力特性预测中具有极其重要的作用.

火星大气气动力预测对计算流体力学带来的极大挑战主要来源于与地球完全迥异的大气环境. 火星大气主要由 95.7% 的 $CO_2$, 2.7% 的 $N_2$ 和 1.6% 的 Ar 组成, 密度只有地球大气的 1/10 至 1/100, 温度也比地球大气更低, 因此飞行器进入火星大气和再入地球大气存在很大不同, 针对火星大气的计算流体力学模拟需要重新建立适应的物理化学模型, 针对地球大气建立的数值模型和方法也需要考察适用性. 与 NASA 已有的理论、数值和实验研究相比, 中国在火星大气进入方面的研究十分缺乏. 虽然已有的计算流体力学技术经过了地球再入等问题的考验, 但与火星进入相关的物理化学模型目前只能由文献得到, 需要深入分析来完成验证和完全掌握. 文献 [9—10] 采用真实气体模型对火星进入的流场特征和气动力特性进行了预测和研究, 结果通过文献数据进行了验证, 具有较高的准确性, 但真实气体计算耗时长、计算资源需求大, 对于需要快速、大量处理气动数据的弹道设计和气动布局优化等问题而言往往无法满足要求, 通常需要采用合理的完全气体模型进行气动力预测.

面向建立适用于火星大气进入的完全气体模型的目标, 本文采用真实气体模型和完全气体模型对海盗号升力式进入和探路者号零攻角进入开展数值研究, 验证模型和方法, 考察模型对不同进入方式飞行器气动力特性预测的影响, 掌握各模型对火星进入器气动力特性的预测能力, 初步确立合理可靠效率的火星大气环境飞行器进入的气动力特性预测模型, 支撑中国未来的火星探测任务.

# 1 计算方法与条件

## 1.1 几何模型

海盗号和探路者号分别是典型的升力式进入和零攻角进入飞行器. 两者前体外形完全一致, 均为 70° 钝锥, 海盗号直径 3.5 m, 探路者号直径 2.65 m. 后体明显不同, 海盗号为双锥, 探路者号为单锥, 如图 1 和图 2 所示, 具体尺寸见文献 [5] 和 [11]. 参考长度和面积分别取前体直径和面积.

## 1.2 计算方法

流动考虑层流状态, 直角坐标系下的三维可压缩层流 Navier-Stokes 方程可以写为

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z}=\frac{\partial \boldsymbol{F}_V}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}_V}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}_V}{\partial z}+\boldsymbol{S},$$

其中: $\boldsymbol{U}$ 为守恒型独立变量; $\boldsymbol{F}$, $\boldsymbol{G}$, $\boldsymbol{H}$ 分别为 $x, y, z$

方向的对流通量; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{V}}$, $\boldsymbol{G}_{\mathrm{V}}$, $\boldsymbol{H}_{\mathrm{V}}$ 分别为 $x, y, z$ 方向的输运通量; $\boldsymbol{S}$ 为源项.

在数值计算方法方面, 采用有限体积法离散控制方程, 对流项采用 AUSMPW+ 格式 [12]. 其中界面值通过使用 minmod 限制器的 MUSCL 方法得到, 粘性项采用二阶中心格式, 时间推进采用 LU-SGS 方法, 化学反应源项通过有限速率化学反应模型得到.

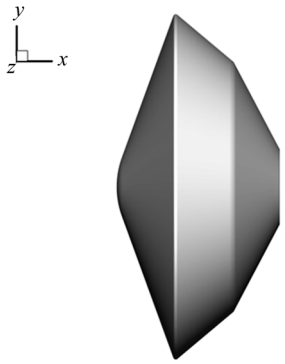



图 1 海盗号外形

Fig. 1 Physical model of Viking

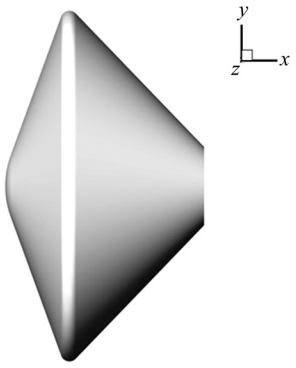



图 2 探路者号外形

Fig. 2 Physical model of MPF

### 1.3 气体模型

真实气体模型中, 热力学参量和输运系数通过温度拟合多项式得到, 混合气体参数由 Wilke 公式计算, 具体参见文献 [13]. 忽略热非平衡效应, 化学非平衡模型采用 8 组分 ($CO_2$, CO, $O_2$, O, C, $N_2$, N, NO) 9 反应模型. 具体化学反应列于表 1, 化学反应常数见文献 [14].

完全气体模型的参数依据 $CO_2$ 气体性质给定, 例如分子量、粘性系数等. 直接影响完全气体模型对流场和气动特性预测的重要参量是气体比热比. 如图 3 所示, 空气与 $CO_2$ 的比热比存在很大不同, $CO_2$

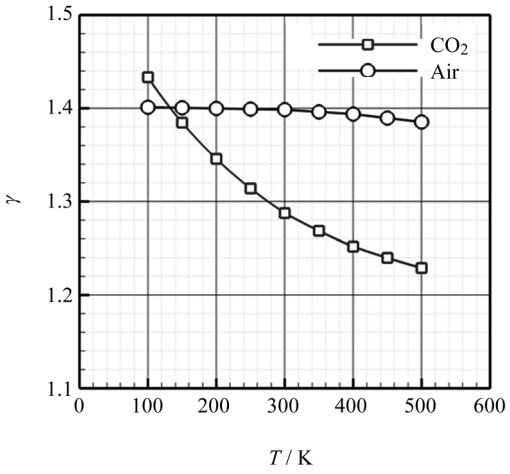



图 3 空气和 $CO_2$ 比热比随温度变化

Fig. 3 Specific heat ratio of air and $CO_2$ versus temperature

**表 1 火星大气 8 组分化学反应模型**

**Table 1 Chemistry of 8 species Martian atmosphere**

| 序号 | 反应 | 第三体 |
|---|---|---|
| 1 | $CO_2+M \Leftrightarrow CO+O+M$ | M: $CO_2$, CO, $O_2$, $N_2$, NO, C, O, N |
| 2 | $CO+M \Leftrightarrow C+O+M$ | M: $CO_2$, CO, $O_2$, $N_2$, NO, C, O, N |
| 3 | $O_2+M \Leftrightarrow 2O+M$ | M: $CO_2$, CO, $O_2$, $N_2$, NO, C, O, N |
| 4 | $CO+O \Leftrightarrow O_2+C$ | — |
| 5 | $CO_2+O \Leftrightarrow O_2+CO$ | — |
| 6 | $N_2+M \Leftrightarrow 2N+M$ | M: $CO_2$, CO, $O_2$, $N_2$, NO, C, O, N |
| 7 | $NO+M \Leftrightarrow N+O+M$ | M: $CO_2$, CO, $O_2$, $N_2$, NO, C, O, N |
| 8 | $NO+O \Leftrightarrow N+O_2$ | — |
| 9 | $N_2+O \Leftrightarrow NO+N$ | — |

的比热比随温度升高而显著降低, 空气则基本保持为 1.4. 对于空气环境, 比热比一般取 1.4. 从比热比变化曲线来看, $CO_2$ 无法对比热比确定单一值, 采用来流比热比可能会引起较大误差. 可采用依据飞行环境和飞行条件确定的等效比热比模型. 等效比热比根据非平衡模型下激波前后密度比计算得到 [7], 可以最大程度模拟存在真实气体效应时的激波脱体距离, 从而能够最大程度上准确预测气动力. 为比较比热比取值对气动力预测的影响, 本文对两种比热比的完全气体模型进行了模拟.

### 1.4 计算条件

图 4 给出的是海盗号和探路者号进入轨道的速度高度曲线. 探路者号进入速度远高于海盗号, 直至高度 20 km 左右速度才降至 3 km·s$^{-1}$ 以下. 通过这两个进入器可以比较升力式与零攻角不同进入方式下的气动力特性预测精度, 还可以考察不同飞行环境下的预测准确度. 沿进入轨道挑选典型点作为计算状态, 覆盖不同高度和 $Ma$ 数, 具体结果列于表 2 和表 3. 壁面取无滑移非催化等温条件.

## 2 计算结果

### 2.1 模型验证

图 5 给出了 41.3 km 高度下的表面压力、$Ma$ 等值面 ($Ma = 15$) 和空间流线. 空间流线显示气体穿过飞行器前部弓形激波后受到强烈压缩, 绕过肩部后在飞行器底部和尾迹流动中呈现出复杂涡运动特征.

图 6 给出的分别是升力和阻力系数的飞行数据及 LAURA 结果与现有计算结果的比较. LAURA 是 NASA 兰利研究中心一套复杂流动计算程序, 为许多工程和科学问题提供了气动数据, 具有很高的可信度. 图 6 显示现有结果与飞行数据符合较好,

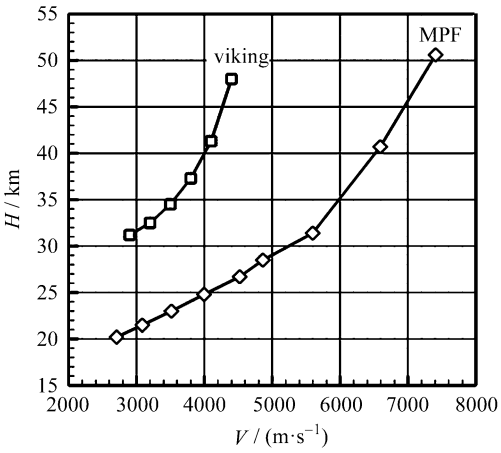



图 4 海盗号和探路者号进入轨道速度高度曲线

Fig. 4 Velocity-altitude of trajectory of Viking and MPF

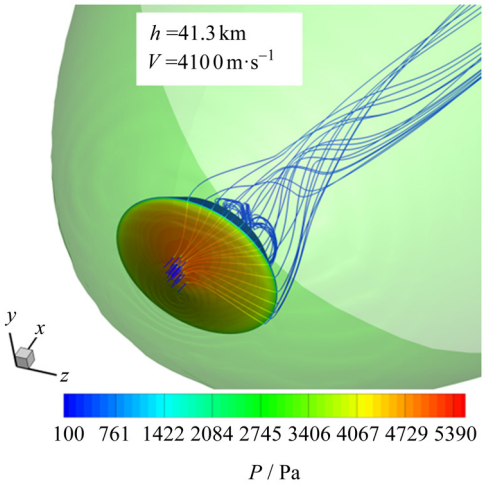



图 5 表面压力、$Ma$ 数等值面和空间流线

Fig. 5 Surface pressure, $Ma$ iso-surface and space streamlines

**表 2 海盗号计算条件**

**Table 2 Computational conditions of Viking**

| 高度 ($H$)/km | 速度 ($V_\infty$)/(m·s$^{-1}$) | $Ma$ | 温度 ($T_\infty$)/K | 密度 ($\rho_\infty$)/(kg·m$^{-3}$) | 攻角 ($\alpha$)/(°) |
|---|---|---|---|---|---|
| 48 | 4400 | 22.7 | 143.2 | $1.65\times10^{-4}$ | −10.58 |
| 41.3 | 4100 | 20.8 | 148.3 | $3.56\times10^{-4}$ | −10.71 |
| 37.3 | 3800 | 18.6 | 160.5 | $5.45\times10^{-4}$ | −11.09 |
| 34.5 | 3500 | 16.9 | 165.7 | $7.31\times10^{-4}$ | −11.44 |
| 32.5 | 3200 | 15.3 | 169.4 | $9.07\times10^{-4}$ | −11.72 |
| 31.2 | 2900 | 13.8 | 171.8 | $1.04\times10^{-3}$ | −11.93 |

比 LAURA 结果更接近飞行数据, 验证了模型与计算方法的正确性.

### 2.2 进入流场比较

图 7 是海盗号与探路者号在高度相近状态下对称面内的 $CO_2$ 质量分数和流线. 探路者号进入速度远高于海盗号, 导致更强的激波和更高的温度, 因此探路者号激波层内及尾迹中 $CO_2$ 几乎全部分解. 海盗号激波层内 $CO_2$ 分解率约为 60%. 海盗号飞行攻角约 $-10°$, 尾迹流动中靠近背风区存在非对称涡. 探路者号则在尾迹中形成 2 个对称涡, 由于速度较高, 尾流涡结构较大.

**表 3 探路者号计算条件**

**Table 3 Computational conditions of MPF**

| 高度 ($H$)/km | 速度 ($V_\infty$)/(m·s$^{-1}$) | $Ma$ | 温度 ($T_\infty$)/K | 密度 ($\rho_\infty$)/(kg·m$^{-3}$) | 攻角 ($\alpha$)/(°) |
|---|---|---|---|---|---|
| 40.7 | 6592 | 31.6 | 162.0 | $3.2\times10^{-4}$ | 0 |
| 28.5 | 4862 | 22.3 | 176.8 | $1.16\times10^{-3}$ | 0 |
| 18 | 2096 | 9.4 | 191.5 | $3.03\times10^{-3}$ | 0 |

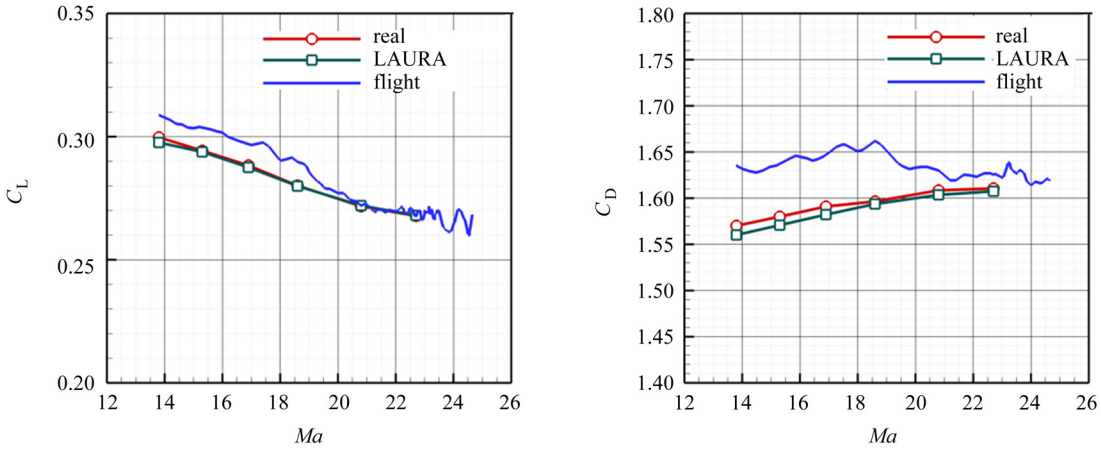



图 6 海盗号升力和阻力系数验证

Fig. 6 Validation of lift and drag coefficients of Viking

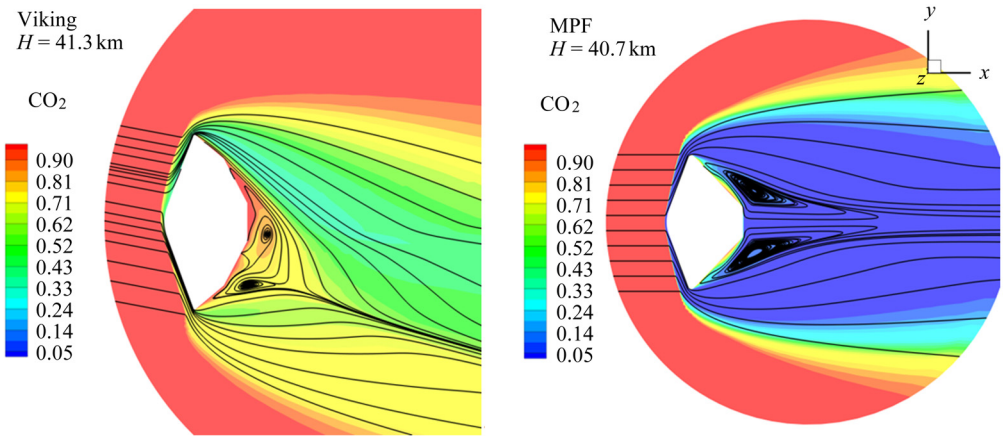



图 7 海盗号和探路者号对称面 $CO_2$ 质量分数和流线

Fig. 7 $CO_2$ mass fraction and streamlines on symmetric plane of Viking and MPF

### 2.3 升力式进入预测

针对升力式进入的海盗号进行不同气体模型气动力预测的比较和分析. 完全气体模型的比热比具体数值列于表 4.

图 8 为海盗号沿轨道的升力和阻力系数. 3 种模型的预测结果具有一致的变化规律, 使用等效比热比得到的结果与真实气体结果非常接近, 升力系数几乎相同, 相差约 0.5%, 阻力系数略低, 差值在 1.5% 以内. 采用来流比热比的升力和阻力系数则明显偏低, 差值分别约为 4% 和 6%. 根据来流状态确定的比热比数值偏高, 无法正确反映气流在高温效应影响下的强压缩性.

选定高度 41.3 km、速度 4100 m·s$^{-1}$ 状态, 考察 −8°, −10°, −12° 和 −14° 等 4 个攻角下的升阻特性和配平特性. 图 9 给出了升力和阻力系数随攻角的变化. 各模型的预测精度和沿轨道在配平攻角下得到的规律一致. 等效比热比得到的升力系数几乎与真实气体重合, 相差 0.5% 以内, 阻力系数比较接近, 相差不超过 1%. 来流比热比模型得到的升力和阻力系数差别较大, 最大达到 6%~7%.

图 10 给出的是 3 种气体模型得到的俯仰力矩系数随攻角的变化. 等效比热比的曲线斜率与真实气体模型一致, 数值略小. 来流比热比的俯仰力矩系数变化斜率存在较大不同. 飞行配平攻角为 −10.7°, 真实气体模型、等效比热比和来流比热比模型预测的配平攻角分别为 −10.6°, −11.1° 和 −11.7°, 与飞行攻角偏差分别为 0.1°, 0.4° 和 1.0°. 真实气体模型预测值基本符合飞行状态, 等效比热比模型预测值稍有偏高, 差值不大, 来流温度比热比则差距较大.

### 2.4 零攻角进入预测

对探路者号零攻角进入的气动力特性进行分析, 考察不同进入方式、后体外形和飞行环境条件下模型对气动力预测的准确度. 对比选用 Gnoffo 等 [7] 利用 LAURA 计算得到的数据, 完全气体模型的比热比数值列于表 5.

图 11 所示为探路者号阻力系数沿轨道的变化. 结果显示真实气体模型和采用等效比热比的完全气体模型预测结果与 LAURA 的计算结果都非常接近.

**表 4 海盗号各状态对应的比热比**

**Table 4 Specific heat ratio for each state of Viking**

| 状态 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| $H$/km | 31.2 | 32.5 | 34.5 | 37.3 | 41.3 | 48 |
| 来流温度比热比 ($\gamma_{\mathrm{T}}$) | 1.367 | 1.369 | 1.372 | 1.376 | 1.386 | 1.391 |
| 等效比热比 ($\gamma_{\mathrm{eff}}$) | 1.153 | 1.153 | 1.154 | 1.158 | 1.158 | 1.158 |

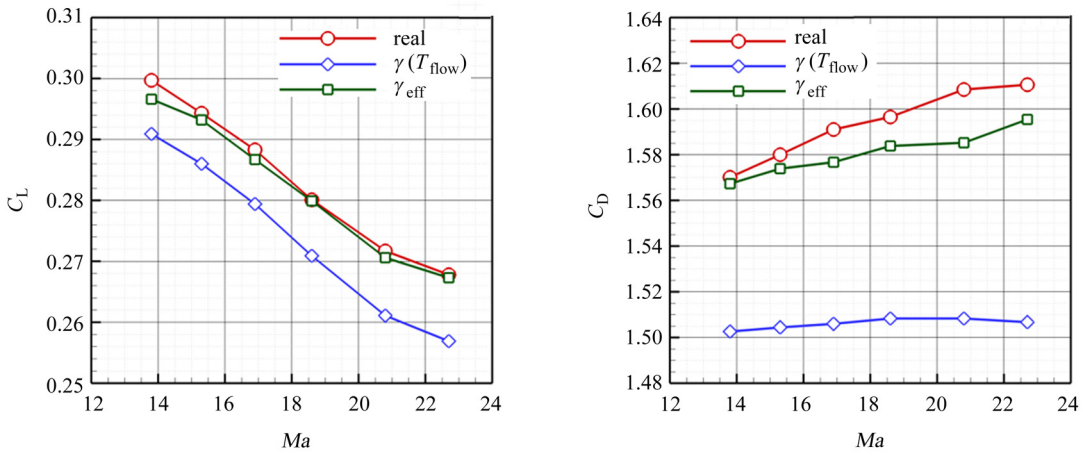



图 8 海盗号沿轨道的升力和阻力系数

Fig. 8 Lift and drag coefficients of Viking along the trajectory

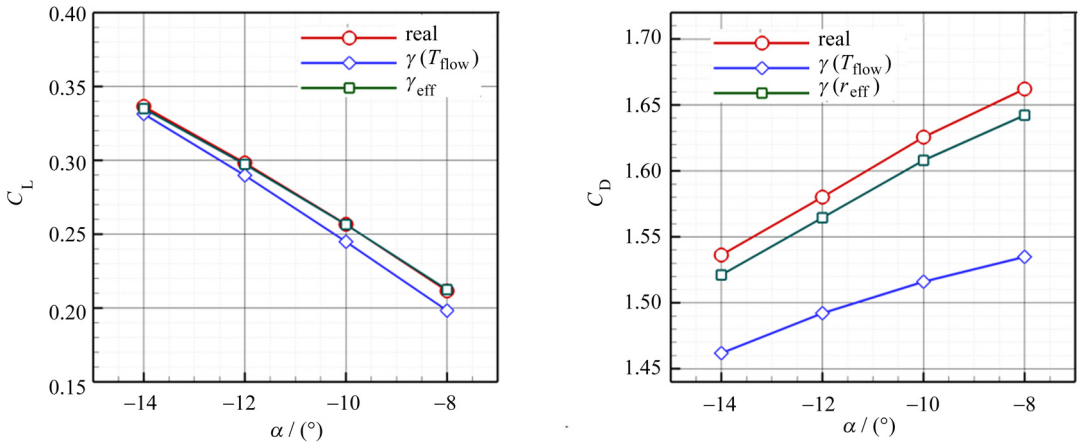



图 9 海盗号不同攻角的升力系数和阻力系数

Fig. 9 Lift and drag coefficients of Viking at different angle of attack

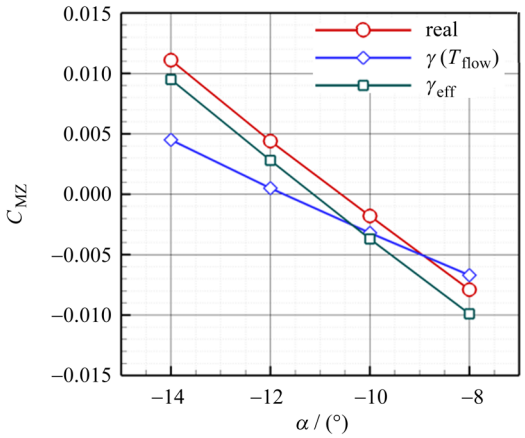



图 10 海盗号不同攻角的俯仰力矩系数

Fig. 10 Pitching moment coefficients of Viking at different angle of attack

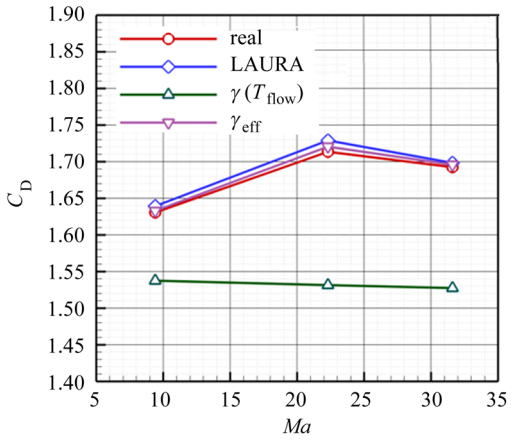



图 11 MPF 阻力系数沿轨道变化

Fig. 11 Drag coefficients of MPF along trajectory

**表 5 探路者号各状态对应的比热比**

**Table 5 Specific heat ratio for each state of MPF**

| 状态 | 1 | 2 | 3 |
|---|---|---|---|
| $H$/km | 40.7 | 28.5 | 18 |
| 来流温度比热比 ($\gamma_{\rm T}$) | 1.375 | 1.363 | 1.352 |
| 等效比热比 ($\gamma_{\rm eff}$) | 1.132 | 1.100 | 1.181 |

三个计算状态经历的高度和 $Ma$ 数变化均十分剧烈, 飞行过程中流动经历非平衡—平衡—冻结变化, 比热比先减小后增大, 即激波后流动压缩性先强后弱, 体现为阻力系数先上升后下降. 真实气体模型和等效比热比模型反映了这一规律, 来流比热比模型的预测结果则基本不变. 定量比较发现, 真实气体模型和等效比热比模型预测结果与 LAURA 结果均偏差 0.5% 左右. 等效比热比模型的阻力系数与真实气体模型相差在 0.4% 以内, 来流比热比的预测结果偏差最大达 10.6%. 对气动力特性预测精度的结论与海盗号预测结果相同.

## 3 结论

通过对飞行器进入火星大气的三维数值模拟, 分别采用真实气体模型和完全气体模型, 结合飞行数据和文献结果, 分析了模型对飞行器升阻特性和配平特性的预测精度和影响, 得到以下结论.

(1) 与海盗号飞行数据和文献结果的对比验证了

物理化学模型和数值计算方法, 真实气体模型可以准确预测火星大气环境下飞行器的气动力特性.

(2) 通过不同气体模型对升力式进入器海盗号气动力特性的预测表明, 采用真实气体模型、等效比热比和来流比热比模型得到的气动力数据变化规律一致, 等效比热比模型与真实气体模型结果最为接近, 误差在不同状态和不同攻角时保持稳定, 相差约 1%, 配平攻角预测值约大 0.4°.

(3) 通过不同气体模型对零攻角进入器探路者号气动力特性的预测研究发现, 真实气体模型和等效比热比模型得到的气动力系数变化规律符合物理过程, 来流比热比模型误差较大, 模型预测精度与海盗号分析结果一致, 进入方式、飞行器后体和飞行条件对模型预测没有影响.

(4) 火星大气进入的气动力特性预测建议使用真实气体模型, 所得结果与飞行数据有很高的符合度, 简化完全气体模型推荐使用根据飞行环境和条件求得的等效比热比, 其预测结果符合物理规律, 数值与真实气体模型非常接近, 仅在分析配平特性时有较小差别, 需谨慎使用.

## 参考文献


[1] BRAUN R D, MANNING R M. Mars exploration entry, descent and landing challenges [J]. *J. Spacecraft Rockets*, 2007, **44**(2): 310-323

[2] WRIGHT M J, TANG C Y, EDQUIST K T, *et al*. A review of aerothermal modeling for Mars entry missions [R]. AIAA paper 2010-443, 2010

[3] DRUGUET M C. Prediction of the flow field over an orbiter entering the Mars atmosphere [J]. *Shock Waves*, 2010, **20**(3): 251-261

[4] VIVIANI A, PEZZELLA G. Aerodynamic Analysis of a capsule vehicle for a manned exploration mission to Mars [R]. AIAA paper 2009-7386, 2009

[5] INGOLDBY R N, MICHEL F C, FLAHERTY T M, *et al*. Entry Data Analysis for Viking Landers 1 and 2 Final Report [R]. NASA CR-159388, 1976

[6] GNOFFO P A, BRAUN R D, WEILMUENSTER K J, *et al*. Prediction and Validation of Mars Pathfinder Hypersonic Aerodynamic Database [J]. *J. Spacecraft Rockets*, 1999, **36**(3): 367-373

[7] GNOFFO P A, WEILMUENSTER K J, BRAUN R D, *et al*. Influence of sonic-line location on Mars Pathfinder Probe aerothermodynamics [J]. *J. Spacecraft Rockets*, 1996, **33**(2): 169-177

[8] SCHOENENBERGER M, CHEATWOOD F M, DESAI P N. Static aerodynamics of the Mars Exploration Rover entry capsule [R]. AIAA Paper 2005-0056, 2005

[9] LÜ Junming, CHENG Xiaoming, WANG Qiang. Flow field prediction of an orbiter entering the Mars atmosphere [J]. *Chin. J. Space Sci.*, **33**(2): 129-134 (吕俊明, 程晓丽, 王强. 飞行器进入火星大气的流场预测 [J]. 空间科学学报, 2013, **33**(2): 129-134)

[10] LÜ Junming, MIAO Wenbo, CHENG Xiaoli, *et al*. Impact of Martian atmosphere model parameters on aerodynamic characteristics of Mars Science Laboratory [J]. *Chin. J. Space Sci.*, **34**(4): 377-383 (吕俊明, 苗文博, 程晓丽, 等. 火星大气模型参数对 MSL 气动特性的影响 [J]. 空间科学学报, 2014, **34**(4): 377-383)

[11] GUPTA R N, LEE K P, SCOTT C D. Aerothermal study of Mars Pathfinder Aeroshell [J]. *J. Spacecraft Rockets*, 1996, **33**(1): 61-69

[12] KIM K H, KIM C, RHO O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I. AUSMPW+ scheme [J]. *J. Comput. Phys.*, 2001, **174**(1): 38-80

[13] LÜ Junming. COIL Coupling and Application of Pneumatic Physical and Chemical Process [D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2009 (吕俊明. COIL 气动物理与化学过程耦合规律与应用研究 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2009)

[14] PARK C, HOWE J, JAFFE R, *et al*. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, II: Mars entries [J]. *J. Thermophys. Heat Trans.*, 1994, **8**(1): 9-23