

文章编号: 0258-1825(2024)09-0114-10

来流变化导致飞行器气动力/热不确定度量化分析

陈海鹏¹, 鞠胜军^{2,*}, 汪小卫¹, 郭迪龙², 杨国伟²

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要:为评估及量化来流条件变化导致高速飞行器气动力/热特性的不确定性程度, 选择具有飞机前机身与座舱罩组合部件基本特征的双椭球模型为研究模型, 采用数值模拟方法, 获得了其流动结构和壁面热流、压力分布等特征, 并通过与实验数据进行对比, 验证了预测方法的可靠性。在此基础上, 选取来流速度、来流温度、来流密度和壁面温度这4个来流参数作为不确定性变量, 采用拉丁超立方试验设计与非嵌入式多项式混沌相结合的不确定度量化方法, 开展了气动力/热不确定度量化分析和敏感性分析。结果表明, 来流条件的不确定性对模型的升力、阻力及驻点热流的值均有较大影响, 其中来流速度和来流温度的变化对壁面压强分布影响较大, 来流速度、来流密度和壁面温度的变化对壁面热流的预测有着重要影响。

关键词:数值模拟; 气动力热预测; 不确定性量化; 多项式混沌; 敏感性分析

中图分类号:V211.3 **文献标识码:**A **doi:** 10.7638/kqdlxxb-2024.0051

Uncertainty quantification analysis of aerodynamic force and heat for air vehicle due to freestream variation

CHEN Haipeng¹, JU Shengjun^{2,*}, WANG Xiaowei¹, GUO Dilong², YANG Guowei²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The flight environment of high-speed aircraft is relatively complex, and the reliability of numerical simulation results of this process can be affected by the freestream condition variation. In order to assess and quantify the aerodynamic and aerothermodynamics uncertainty of high-speed aircraft due to the freestream variation, a double ellipsoidal configuration featuring the combination of a front fuselage and a cockpit cover of the space shuttle was selected as the research model, and the numerical simulation approach was adopted to obtain the flow structures, wall heat flux, pressure distributions and other characteristics. The reliability of the prediction method was verified by comparing the simulation results with the experimental data, which demonstrated the reliability of the prediction method. Based on the Latin hypercube experimental design method and the non-intrusive polynomial chaos expansion method, the freestream density, freestream temperature, wall temperature, and freestream velocity were selected as the uncertainty input variables, and the uncertainty quantification and sensitivity analysis on the aerodynamics and aerothermodynamics of the double ellipsoid model were conducted. The research results indicate that, the uncertainty of freestream conditions has a significant impact on the lift, drag, and stagnation heat flux values of the double ellipsoid model. Variations in the freestream velocity and temperature significantly affects the wall pressure distribution, while variations in the freestream velocity, freestream density, and wall temperature strongly affect the wall heat-flux prediction.

收稿日期: 2024-04-26; 修订日期: 2024-07-01; 录用日期: 2024-07-27; 网络出版时间: 2024-09-12

作者简介: 陈海鹏(1979—), 男, 博士, 研究员, 研究方向: 飞行器总体设计. E-mail: hitchenhp@163.com

通信作者: 鞠胜军*(1986—), 男, 辽宁东港人, 助理研究员, 研究方向: 气动优化设计. E-mail: optju@imech.ac.cn

引用格式: 陈海鹏, 鞠胜军, 汪小卫, 等. 来流变化导致飞行器气动力/热不确定度量化分析[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(9): 114-123.

CHEN H P, JU S J, WANG X W, et al. Uncertainty quantification analysis of aerodynamic force and heat for air vehicle due to freestream variation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(9): 114-123(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0051

Keywords: numerical simulation; aerodynamics/aerothermodynamics prediction; uncertainty quantification; polynomial chaos; sensitivity analysis

0 引言

数值模拟是高速飞行器气动/热性能评估的重要手段^[1-3]。目前大部分的数值模拟方法都是确定性的,即采用确定性来流条件对高速飞行器的气动/热进行预测。然而飞行器在实际飞行过程中,来流条件参数与给定值之间存在偏差,使气动及热流预测具有一定的不确定性^[4-5],因此不确定性的精确量化对高速飞行器气动设计及热防护系统设计至关重要。

不确定性量化分析具有很高的工程实用价值,是目前计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)技术发展的重要方向,也是近年来CFD研究的热点之一。与确定性计算不同,不确定性量化分析方法可以提供更为精确、合理的计算结果,并可以甄别对计算结果影响大的关键因素,为工程问题或物理模型等的改进指明方向^[6]。除此之外,还可以对工程问题进行不确定性评估,从而在工程设计时采用更为合理的安全系数,避免了过于保守的安全系数带来的超重、成本过高等问题^[7]。不确定量化分析方法主要包含非概率方法和概率方法两大类。非概率方法主要包括区间分析方法、误差传播的敏感性导数方法、模糊逻辑方法;概率方法主要包括蒙特卡罗方法、矩量法和多项式混沌方法。蒙特卡罗方法和多项式混沌方法是目前工程应用最广的两种方法。

蒙特卡罗方法具有结构简单、鲁棒性好等优点,缺点是收敛速度较慢,需要大量的样本。它把求解器当作黑盒,不需要对求解器进行任何修改,只需要在选定的样本点上进行确定性计算,然后统计分析计算结果。非嵌入式多项式混沌(non-intrusive polynomial chaos expansion, NIPC)方法同样不需要深入内部对求解器进行修改,而是在构建的代理模型上进行,通过构建的代理模型,随机输出不确定性信息。由于其高效、简单等特点,在CFD不确定性量化分析方面得到了广泛应用。Bettis和Hosder采用点配置NIPC方法开展了高速再入飞行器的气动热不确定性量化分析,结果表明,在所研究的不确定参数当中,来流速度和壁面催化特性对高速飞行器气动热的影响较为严重^[8]。2017年,Brune等综述了点配置NIPC方法在高速可充气式减速器(hypersonic inflatable aerodynamic decelerator, HIAD)不确定性分析中的应用^[9]。点配置NIPC方法不仅适用于高速飞行器气动/热的不确

定量化分析问题,还被应用于流固耦合问题的量化分析中^[10]。

目前,国内已开展了大量的不确定量化分析。2019年,中国空气动力研究与发展中心组织召开了第一届航空计算流体力学可信度研讨会,根据单通道运输机模型,开展了气动参数不确定度量化工作^[11]。国家数值风洞工程也设置了不确定度量化研究专题,发展了一整套完整的参数不确定度量化方法^[12]。北京航空航天大学张伟等利用NIPC方法研究了来流条件参数对Apollo飞船返回舱气动热的影响,并进行了不确定度量化分析^[13]。中科院力学研究所鞠胜军等对火星科学实验室(Mars science laboratory, MSL)气动热数值预测的不确定性开展了不确定性量化分析^[14]。邓小兵等采用NIPC方法对复杂构型细长体飞行器大迎角横侧向气动不确定性开展了研究^[15]。西北工业大学陈鑫等^[16]、北京大学夏志恒等^[17]将NIPC方法引入到对叶栅及涡轮叶片气动性能不确定度量化的计算中,并取得了良好的效果。

但以往已有相关研究主要集中在对简单流动结构的气动特性的不确定度分析,三维复杂流动中的来流条件变化对壁面压强及热流分布影响方面的研究还较少。因此,本文以双椭球模型为研究对象,选取来流速度、来流温度、来流密度和壁面温度作为来流参数的不确定性变量,通过拉丁超立方试验方法构建样本,对样本点进行气动/热的高精度数值模拟,再采用NIPC方法,完成气动/热的不确定度量化分析。这项工作可以为高速飞行器的气动设计提供一定的参考。

1 计算模型

双椭球模型在高速流场存在三维弓形头激波、座舱前的二次激波以及三维分离流动、分离激波等复杂流场特性,且头部热环境比较复杂,有较高的研究价值。该模型由两个相贯的椭球组成,外形可以视作简化的飞机头部,下方的半椭球可以看作是机身,上方的半椭球可视为装在机身上的座舱,外形如图1所示。

双椭球模型外形根据以下数学方程计算得到^[18]:
水平椭球:

$$\left(\frac{x}{157.9}\right)^2 + \left(\frac{y}{39.47}\right)^2 + \left(\frac{z}{65.79}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

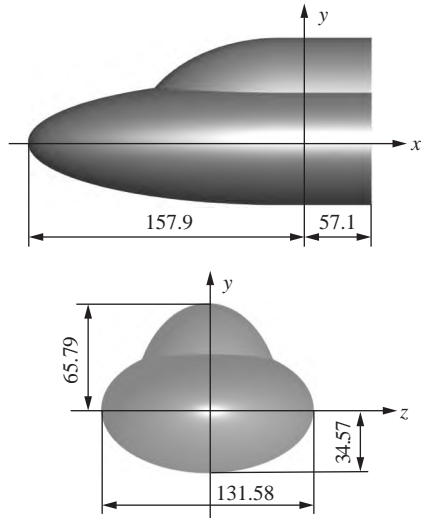


图1 双椭球模型几何示意图(单位: mm)

Fig. 1 Schematic of the double ellipsoid model (unit: mm)

垂直椭球:

$$\left(\frac{x}{92.11}\right)^2 + \left(\frac{y}{65.79}\right)^2 + \left(\frac{z}{46.05}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

上半圆柱:

$$\left(\frac{y}{39.47}\right)^2 + \left(\frac{z}{65.79}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

下半圆柱:

$$\left(\frac{y}{65.79}\right)^2 + \left(\frac{z}{46.05}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

2 数值模拟和不确定度量化方法

2.1 控制方程

目前经常被用于工程计算的湍流数值方法是雷诺平均 Navier-Stokes (Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS) 方法, 即只计算大尺度平均流动, 所有湍流脉动对平均流动的作用均用湍流模式加以封闭。湍流模式理论是通过假设出各种经验和半经验的本构关系, 使 RANS 方程封闭。SST 模型结合了近壁面附近 $k-\omega$ 模型的稳定性和边界层外缘 $k-\varepsilon$ 模型的独立性, 可以较好地处理湍流剪切应力在逆压梯度边界层内的输运, 故能更好地预测逆压梯度和边界层分离。因此本文采用三维可压缩雷诺平均 N-S 方程与 Menter 的 $k-\omega$ 剪切应力输运 SST 模型^[19] 对高速双椭球绕流问题进行数值模拟。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (5)$$

动量方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (6)$$

能量方程:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j H)}{\partial x_j} = \frac{\partial(u_i \tau_{ij} - \dot{q}_j)}{\partial x_j} \quad (7)$$

湍流动能 k 的输运方程:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_L + \sigma_k \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (8)$$

湍流比耗散率 ω 的输运方程:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_L + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_\omega \omega}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

其中: ρ 是密度; u_i 是第 i 个速度分量; τ_{ij} 是剪切应力; \dot{q}_j 是单体质量的体积加热率; p 是压力; E 是总能量; H 是总焓; μ_L 和 μ_T 是层流和湍流黏度; P_k 和 P_ω 分别表示湍流动能 k 和湍流比耗散率 ω 的产生项; σ_k 、 σ_ω 、 β 和 β^* 是模型常数, 其取值分别为 1、0.5、0.075 和 0.09; F_1 是辅助函数, 由于 SST 湍流模型在近壁区趋于 $k-\omega$ 模型, 在远离壁面的区域趋于 $k-\varepsilon$ 模型, 因此 F_1 在近壁区趋近 1, 在远离壁面时趋近 0。

高速可压缩流动的数值模拟需要离散方法具有较高的黏性分辨率和较高的激波等间断捕捉能力。因此, 本文选取单元中心的有限体积方法对控制方程进行数值求解, 层流 N-S 方程和湍流输运方程采用统一的离散方法, 无黏通量的离散采用在计算精度和计算效率方面都具有优势的迎风格式, 黏性项的离散采用传统的二阶中心格式, 时间项的离散采用隐式格式。

2.2 不确定度量化方法

根据点配置非嵌入式多项式混沌理论^[20], CFD 的计算结果 a^* (如压力、热流、力系数等) 可以分解为确定和随机两部分:

$$a^*(x, \xi) \approx \sum_{i=0}^b a_i(x) \Psi_i(\xi) \quad (10)$$

其中: a^* 为 CFD 的计算结果, 并且为空间位置 x 和随机变量 ξ 的函数; a_i 为确定部分, 是空间位置 x 的函数; Ψ_i 为随机部分, 是随机变量 ξ 的正交多项式。

当随机变量 ξ 满足均匀分布时, 选择勒让德正交多项式; 对于 n 维随机变量, b 阶多项式混沌展开的正交多项式的系数个数 N_t 为:

$$N_t = b + 1 = 1 + \sum_{s=1}^b \frac{1}{s!} \prod_{r=0}^{s-1} (n+r) = \frac{(n+b)!}{n!b!} \quad (11)$$

根据 NIPC 的基本原理, N_t 个随机样本点被选取, CFD 求解器在每一个样本点进行确定性计算, 每一个随机样本点对应一个确定的计算结果。将随机样本和计算结果代入式(10)可得:

$$\begin{pmatrix} \alpha^*(x, \xi_0) \\ \alpha^*(x, \xi_1) \\ \dots \\ \alpha^*(x, \xi_b) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Psi_0(\xi_0) & \Psi_1(\xi_0) & \dots & \Psi_b(\xi_0) \\ \Psi_0(\xi_1) & \Psi_1(\xi_1) & \dots & \Psi_b(\xi_1) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \Psi_0(\xi_b) & \Psi_1(\xi_b) & \dots & \Psi_b(\xi_b) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_0 \\ \alpha_1 \\ \dots \\ \alpha_b \end{pmatrix} \quad (12)$$

为了计算 NIPC 正交多项式的系数 α_i , 相关研究表明: 当使用两倍 N_t 个样本点时, 可得到预期的计算结果, 有关随机输出量的统计特性可由各项系数计算得到, 计算过程如图 2 所示。

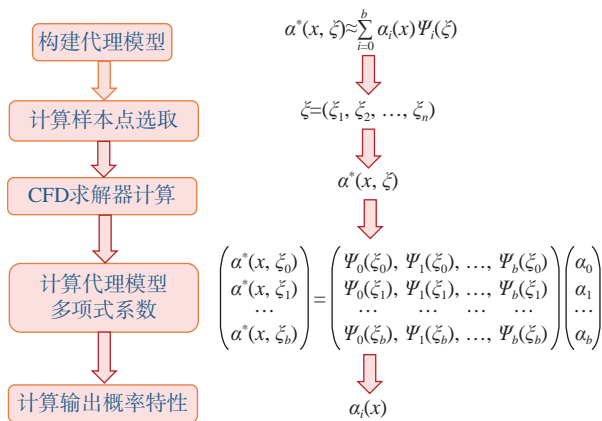


图 2 不确定度量化分析方法流程

Fig. 2 Flow chart of the uncertainty quantification analysis method

平均值 μ 和总方差 D 可由下式计算:

$$\mu = a_0(x), \quad D = \sum_{i=1}^b a_i^2(x) \Psi_i^2(\xi) \quad (13)$$

总方差 D 可以分解为各个随机变量的方差之和:

$$D = \sum_{i=1}^{i=n} D_i + \sum_{1 \leq i < j \leq n} D_{i,j} + \sum_{1 \leq i < j < k \leq n} D_{i,j,k} + \dots + D_{1,2,\dots,n} \quad (14)$$

其中:

$$D_{i_1, \dots, i_s} = \sum_{\beta \in (i_1, \dots, i_s)} \alpha_\beta^2 \Psi_\beta^2(\xi), \quad 1 \leq i < \dots < i_s \leq n$$

这里的 β 表示各个随机变量。

随机输入变量对输出结果的相对敏感性可由 Sobol 指数来衡量。Sobol 指数由各个随机变量的方差和总方差的比值计算:

$$S_{i_1, \dots, i_s} = \frac{D_{i_1, \dots, i_s}}{D} \quad (15)$$

3 算例验证与结果分析

3.1 算例验证

李素循^[18]在 FD-14A 激波风洞中对双椭球模型进行了相关的试验研究, 获得了丰富的气动力和热流试验数据。本文选取两种工况分别对气动力和气动热进行数值模拟, 并将计算结果与文献 [18] 的试验数据进行对比。选取的工况侧滑角为 0° , 采用半模进行数值模拟, 基准来流条件及计算网格分别如表 1 和图 3 所示。模型采用结构网格, 为获得准确的表面热流值, 双椭球模型计算网格的第一层网格高度雷诺数为 10。

表 1 基准状态来流条件

Table 1 Freestream condition of the baseline state

| 工况 | 来流参数 | | | |
|-------|------|--------|----------|--------|
| | Ma | 来流温度/K | 来流压强/Pa | 壁面温度/K |
| 气动力计算 | 8.02 | 57.242 | 457.819 | 300 |
| 气动热计算 | 7.80 | 74.423 | 2172.467 | 300 |

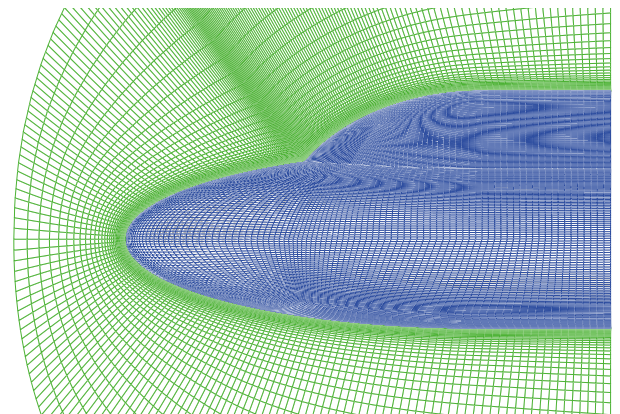


图 3 双椭球模型计算网格

Fig. 3 Computational mesh of the double ellipsoid model

图 4 和图 5 分别给出了双椭球对称面中心线处的压强分布和热流沿轴向的分布, 并与试验值进行了比较, 其中压强分布通过来流静压 p_{in} 进行了无量纲化处理。可以看出, 本文采用的数值模拟方法得到的压强分布和热流分布均与试验结果吻合较好。

图 6 给出了双椭球模型密度梯度纹影图与试验纹影图。可以看出, 双椭球模型流场比较复杂, 在大椭球和小椭球的头部会产生较强激波, 在两椭球相贯区域, 二次激波与头部弓形激波相交, 存在较为明显的镶嵌激波, 此外小椭球上部还存在较为明显的膨胀波系。总体来看, 数值模拟结果与实验结果吻合较好。

图 7 给出了对称面马赫数分布云图及双椭球壁

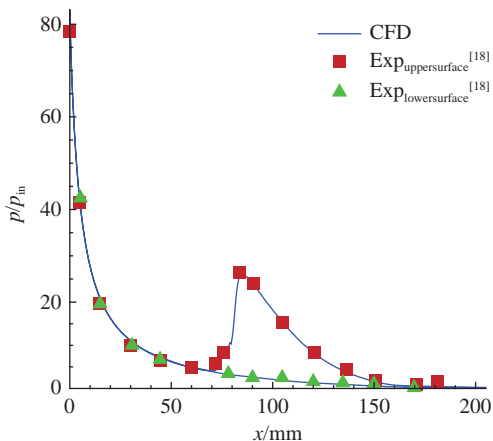


图 4 模型中心线压强分布 ($Ma=8.02$)

Fig. 4 Pressure distribution along the centerline of the model ($Ma=8.02$)

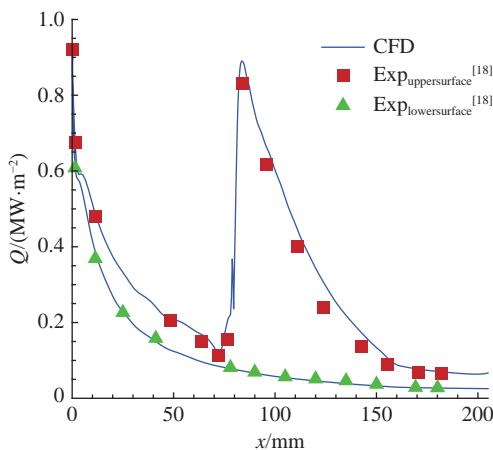


图 5 模型中心线热流分布 ($Ma=7.80$)

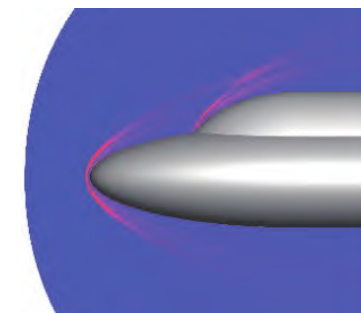
Fig. 5 Heat flux distribution along the centerline of the model ($Ma=7.80$)

面流线图。从局部放大图中可以清晰看到，在双椭圆对称面中心线处，具有激波-边界层干扰引起的流动分离现象；壁面流线图清晰地显示出，在分离区的前部，来流与分离区的回流汇聚后，沿着大椭球的斜下方流动，形成了非常明显的流线汇集。

3.2 不确定度量化结果

选取气动热数值模拟中的来流条件作为不确定度量化中的基准状态，来流密度 ρ_∞ 、来流温度 T_∞ 、壁面温度 T_{wall} 和来流速度 u_∞ 作为来流条件的输入变量，壁面压强分布及壁面热流分布作为输出变量，采用二阶 NIPC 多项式、拉丁超立方方法选取 30 个样本，对高速来流导致的气动力/热进行不确定度量化分析，并选取了 5 个随机样本对 NIPC 的预测精度进行误差分析。参考文献 [21]，来流条件的取值范围如表 2 所示。

升力、阻力及驻点热流的 95% 置信区间条件下不确定度为 $U_Q\% = 1.96\sigma/100\mu \times 100$ ，其中 σ 为标准



(a) 计算



(b) 试验

图 6 数值模拟密度梯度纹影图和试验纹影图对比 ($Ma=8.02$)

Fig. 6 Comparison of the numerical density gradient schlieren and the experimental schlieren ($Ma=8.02$)

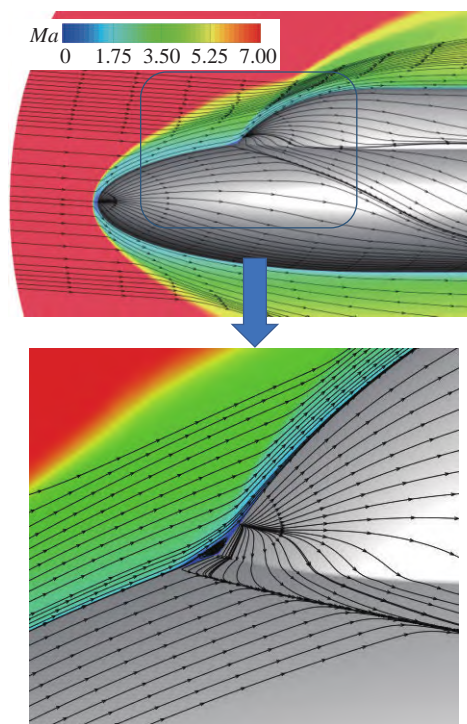


图 7 模型对称面马赫数分布云图及壁面流线图

Fig. 7 Mach number contour in the symmetry plane of the model and its surface streamlines

差。升力、阻力及驻点热流平均值、标准差和不确定度如表 3 所示。

决定系数 R^2 是反映模型拟合优度的重要统计指标^[22-23]，并常用于评估模型的预测能力，其数值越接

表 2 来流条件变化范围

Table 2 Variation range of the freestream condition

| 编号 | 参数 | 基准值 | 不确定度 |
|----|---|--------|------------|
| v1 | $\rho_{\infty}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$ | 0.1017 | $\pm 10\%$ |
| v2 | T_{∞}/K | 74.42 | $\pm 10\%$ |
| v3 | T_{wall}/K | 300 | $\pm 10\%$ |
| v4 | $u_{\infty}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$ | 1348 | ± 120 |

表 3 不确定度量化结果

Table 3 Uncertainty quantification results

| | 升力/N | 阻力/N | 驻点热流/(MW·m ²) |
|--------------|---------|--------|---------------------------|
| 平均值 μ | -102.88 | 158.97 | 0.9719 |
| 标准差 σ | 12.33 | 19.91 | 0.1913 |
| 不确定度 | 23.50% | 24.54% | 38.59% |

近 1 表示模型精度越高。 R^2 的计算式如式(16):

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (16)$$

其中, y_i 为表示真实值, \hat{y}_i 表示预测值, \bar{y}_i 表示平均值。

图 8 和图 9 分别给出了壁面压强和热流的决定系数 R^2 分布, 可以看出, 壁面压强和壁面热流的决定系数均在 0.94 以上, 接近 1。因此, 本文方法均能准确模拟壁面压强和壁面热流, 且精度满足实验要求。

图 10 和图 11 分别给出了壁面压强及热流分布

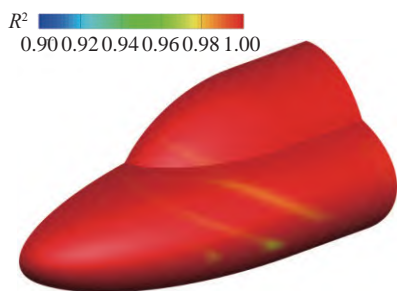


图 8 壁面压强决定系数 R^2 分布

Fig. 8 Distribution of the wall pressure determination coefficient

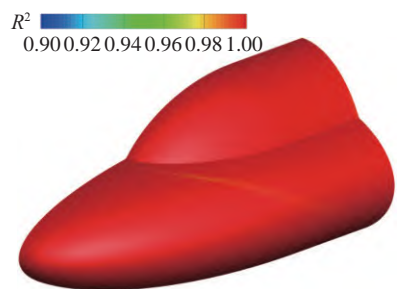


图 9 壁面热流决定系数 R^2 分布

Fig. 9 Distribution of the wall heat-flux determination coefficient

的均值和方差。由于弓形激波强度沿轴向逐渐减弱, 故压强和热流从驻点沿 x 方向逐渐减小, 但在两椭球相贯形成镶嵌激波的位置之后, 背风面会出现压强和热流的第二峰值, 这证明通过镶嵌激波后气流经过了第二次压缩, 波后压力和温度升高。经对比可以看出, 壁面压强及热流分布的均值和方差分布情况较为一致, 在均值较大的位置处, 方差的数值也同样较大。

接下来具体分析典型位置处来流条件对壁面压

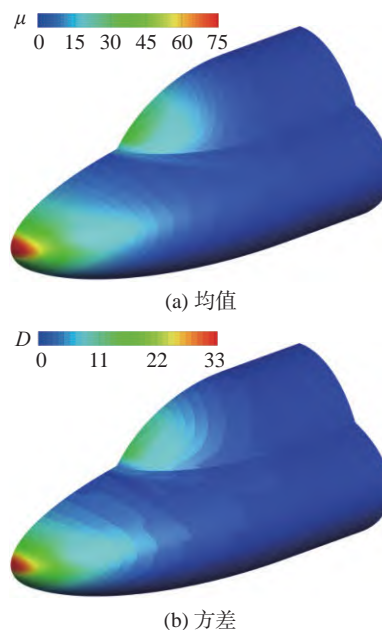


图 10 壁面压强分布均值与方差

Fig. 10 Mean and variance values of the wall pressure distribution

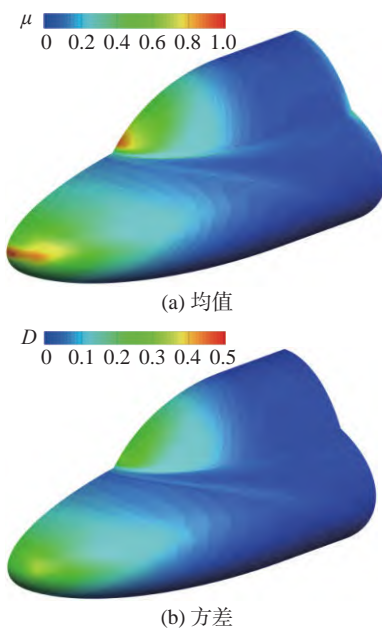


图 11 壁面热流分布均值与方差

Fig. 11 Mean and variance values of the wall heat flux distribution

强和热流的影响规律, 分别选取驻点处 P1、两椭球相贯区域 P2、小椭球上部区域 P3 和流线汇集区域 P4 作为检测点, 如图 12, 对比分析检测点的 Sobol 指数。

图 13 给出了来流条件参数对壁面压强的 Sobol

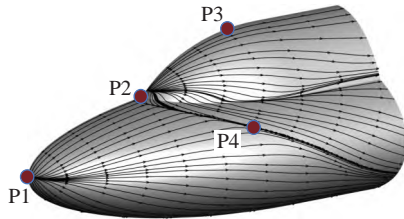


图 12 监测点位置示意图

Fig. 12 Schematic of the monitoring point locations

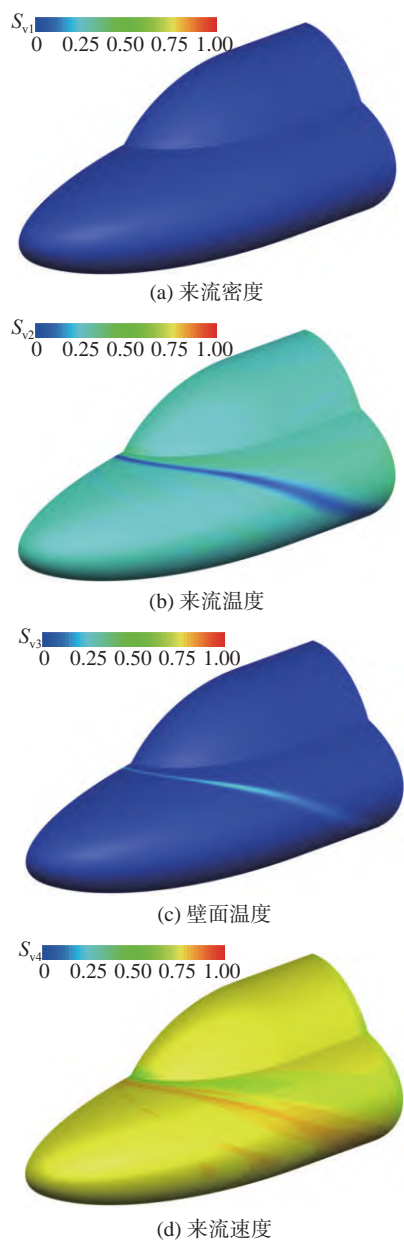


图 13 各输入变量对壁面压强的 Sobol 指数分布图

Fig. 13 Sobol index distribution of the wall pressure for each input variable

指数分布。可以看出: 来流速度的不确定性输入对壁面压强的影响最大, Sobol 指数平均值约为 0.7; 来流温度不确定性输入对壁面压强的影响次之, Sobol 指数平均值约为 0.3; 来流密度和壁面温度不确定性输入对壁面压强的影响最弱, Sobol 指数趋近 0。

图 14 给出了各检测点在不同来流参数下的壁面压强 Sobol 指数柱状图。可以看出, 在检测点 P2 位置处来流速度对壁面压强的影响最大, 来流温度次之; 在检测点 P4 位置处, 相较于 P2, 壁面温度的影响有所减弱, 来流速度的影响有所增强; 在检测点 P1 和检测点 P3 处, 壁面温度和来流速度对壁面压强的影响较大。

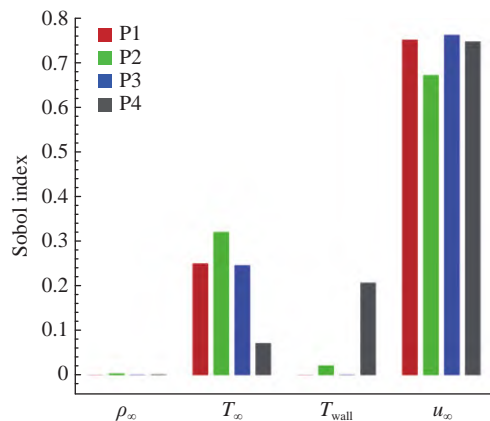


图 14 各检测点壁面压强 Sobol 指数值

Fig. 14 Sobol index of the wall pressure at each monitoring point

检测点 P1 位于驻点, 小椭球上部区域 P3 位于膨胀区及表面的大部分区域, 这是符合牛顿理论的假设的, 即流体介质可假设为由一系列均匀分布的、彼此相互独立的运动质点组成, 这些质点与物面发生碰撞后, 其平行于物面法向的动量分量完全损失掉, 并转换为对物体的力的作用, 而其切向动量保持不变。采用修正牛顿理论用于分析和验证各个来流条件对壁面压强的影响, 修正牛顿理论是基于牛顿理论的思想, 用于计算与来流夹角为 θ 的高速飞行器表面压力分布的工程方法^[24], 其表达式为:

$$C_p = C_{p,max} \sin^2 \theta \tag{17}$$

$$C_{p,max} = \frac{2}{\gamma Ma^2} \left\{ \left[\frac{(\gamma + 1)^2 Ma^2}{4\gamma Ma^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{1 - \gamma + 2\gamma Ma^2}{\gamma + 1} \right) - 1 \right\} \tag{18}$$

其中, C_p 为压强系数, $C_{p,max}$ 为压强系数的最大值, Ma 为来流马赫数, γ 为气体比热比。从公式分析可以看出, 壁面压强只与马赫数相关, 与来流密度 ρ_∞ 和壁

面温度 T_{wall} 无关。马赫数受到来流速度 u_{∞} 的影响高于来流温度 T_{∞} 对其的影响, 如下式:

$$Ma = \frac{u_{\infty}}{\sqrt{\gamma RT_{\infty}}} \quad (19)$$

其中 R 为气体常数。

检测点 P2 处于两椭球相贯区域, 此处黏性和逆压共同作用下气流减速并形成流动分离, 逆压受到小椭球几何外形和来流速度共同影响, 且几何外形对其的影响较大, 而黏性受到来流温度影响较大, 因此在检测点 P2 处, 来流温度的 Sobol 指数较大。检测点 P4 处于流线汇集区域, 受到惯性力的影响较大, 边界层更薄, 因此来流速度 u_{∞} 的 Sobol 指数比其他位置处的更大; 壁面温度对于边界层内的切向脉动和正向脉动都有较大的影响, 故壁面温度 T_{wall} 的 Sobol 指数大于来流温度 T_{∞} 。因此, 在高速飞行器气动力的数值模拟和试验中, 需重点关注来流速度和来流温度的不确定度, 尤其是来流速度。

图 15 给出了来流条件参数对壁面热流的 Sobol 指数分布。可以看出, 来流速度变化的不确定性输入对壁面热流的影响最大, Sobol 指数平均值约为 0.5; 来流密度不确定性输入对壁面热流的影响次之, Sobol 指数平均值约为 0.3; 壁面温度不确定性输入对壁面热流的影响较小, Sobol 指数平均值约为 0.2; 来流温度对其的影响最小, Sobol 指数平均值趋近于 0。

图 16 给出了各检测点处不同来流参数的热流 Sobol 指数值。可以看出, 各检测点处的 Sobol 指数存在较大差异, 这是由于不同位置处检测点的流动状态不同导致的。

从图 16 可以看出, P1 驻点热流受来流速度的影响最大。Lees 利用 Fay-Riddell 变换和相似性假定, 从高温冷壁假设出发, 给出了驻点热流的工程计算公式^[25]:

$$q_{\text{ws}} = \frac{2.373 \times 10^{-7}}{\sqrt{R_{\text{ws}}}} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} \right)^{0.25} \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \right)^{0.25} \rho_{\infty}^{0.5} u_{\infty}^3 \quad (20)$$

其中, q_{ws} 为驻点热流, R_{ws} 为驻点曲率半径。对式 (20) 分析可以得出, 驻点 P1 处热流受到来流速度的影响最大, 远大于来流密度 ρ_{∞} 对其的影响, 且与来流温度相关性不大, 这与图 16 呈现出的结果一致。又由于数值模拟采用的是等温壁面边界条件, 因此壁面热流受到壁面温度 T_{wall} 的影响也较大。

相较于 P1 驻点, 检测点 P2 处于流动分离区, 壁面热流受来流速度和来流密度的影响减弱, 受壁面温

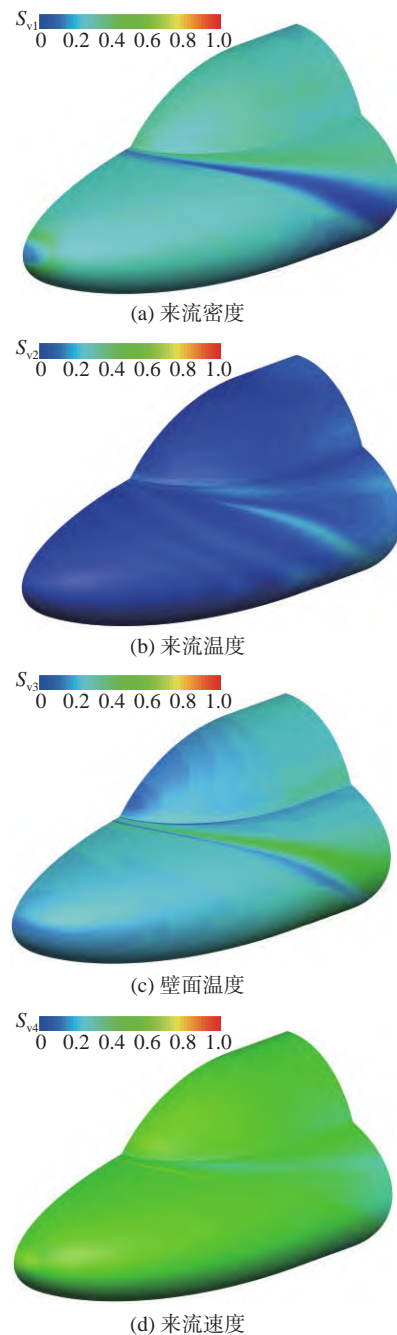


图 15 各输入变量对壁面热流的 Sobol 指数分布图

Fig. 15 Sobol index distribution of the wall heat flux for each input variable

度的影响增强。而检测点 P3 位于激波膨胀区, 因此壁面热流受来流速度的影响最大, 受来流密度和壁面温度的影响次之。

检测点 P4 的热流主要受边界层影响, 惯性力的增加使得边界层内速度梯度有所增强, 气流与物面之间的摩擦与热交换都有所增强, 其受到壁面温度和来流速度的影响较大, 受来流密度的影响较小。与气动力预测不同, 来流速度、来流密度和壁面温度的不确定度对气动热的预测均有着重要影响。

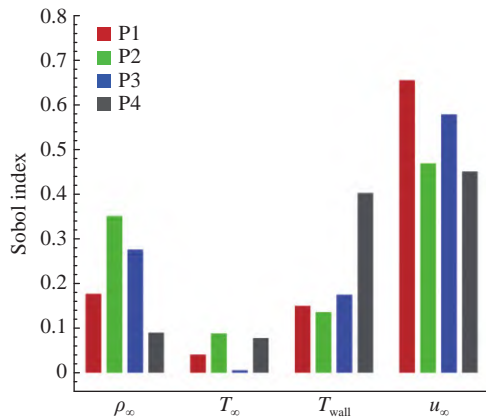


图 16 各检测点壁面热流 Sobol 指数值

Fig. 16 Sobol index of the wall heat flux at each monitoring point

4 结 论

本文以高速流动中双椭球模型为研究对象,选取了来流密度、来流温度、壁面温度和来流速度作为不确定性的来流条件变量,采用非嵌入式多项式混沌(NIPC)方法,完成了气动力/热的不确定度量化分析,并对壁面压强和壁面热流分布进行了敏感性分析,得到如下结论:

1) 二阶 NIPC 方法对双椭球模型壁面压强和热流分布均具有较高的预测精度。来流的不确定性输入对升力、阻力及驻点热流有较大的影响。来流变化导致模型的升力、阻力及驻点热流的不确定度分别为 23.50%、24.54% 和 38.59%。

2) 在三维复杂高速流动中,来流条件的变化对壁面压强和热流的影响规律有所不同,在高速流动气动力的预测中应重点关注来流速度和来流温度变化;而在高速流动的气动热预测中,需要重点关注来流速度、来流密度和壁面温度的变化,不同位置处的流动状态不同,影响规律也有所差异。

不确定度量化分析对高速飞行器所在的飞行环境下气动特性置信度的评估具有重要意义,可为高速飞行器数值模拟的可靠性分析及气动稳健优化设计提供参考。后续工作将对来流参数不确定度进行表征,并深入研究更加高效准确的不确定传播模型。

参 考 文 献:

[1] 陈江涛,肖维,赵伟,等. 计算流体力学验证与确认研究进展[J]. 力学进展, 2023, 53(3): 626-660.
CHEN J T, XIAO W, ZHAO W, et al. Advances in verification and validation in computational fluid dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2023, 53(3): 626-660(in Chinese).
doi: 10.6052/1000-0992-23-012

[2] 袁先旭,陈坚强,杜雁霞,等. 国家数值风洞(NNW)工程中的 CFD 基础科学问题研究进展[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 625733.
YUAN X X, CHEN J Q, DU Y X, et al. Research progress on fundamental CFD issues in National Numerical Windtunnel Project[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625733 (in Chinese).
doi: 10.7527/S1000-6893.2021.25733

[3] GHAHARI S F, SARGSYAN K, ÇELEBI M, et al. Quantifying modeling uncertainty in simplified beam models for building response prediction[J]. Structural Control and Health Monitoring, 2022, 29(10).
doi: 10.1002/stc.3078

[4] SCHAEFER J A, ROMERO V J, SCHAFER S R, et al. Approaches for quantifying uncertainties in computational modeling for aerospace applications[C]//AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL, Reston, Virginia: AIAA, 2020.
doi: 10.2514/6.2020-1520

[5] 张恺玲,李思怡,段毅,等. 进气道流动中 SST 湍流模型参数的不确定度量化[J]. 航空学报, 2023, 44(S2): 729429.
ZHANG K L, LI S Y, DUAN Y, et al. Uncertainty quantification of parameters in SST turbulence model for inlet simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(S2): 729429.
doi: 10.7527/S1000-6893.2023.29429

[6] QIU Y W, LIN J, CHEN X S, et al. Nonintrusive uncertainty quantification of dynamic power systems subject to stochastic excitations[J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2021, 36(1): 402-414.
doi: 10.1109/TPWRS.2020.3007746

[7] KOBAYASHI K, KUMAR D, ALAM S B. AI-driven non-intrusive uncertainty quantification of advanced nuclear fuels for digital twin-enabling technology[J]. Progress in Nuclear Energy, 2024, 172: 105177.
doi: 10.1016/j.pnucene.2024.105177

[8] BETTIS B, HOSDER S. Uncertainty quantification in hypersonic reentry flows due to aleatory and epistemic uncertainties[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, Reston, Virginia: AIAA, 2011: 252.
doi: 10.2514/6.2011-252

[9] BRUNE A J, WEST T, HOSDER S, et al. A review of uncertainty analysis for hypersonic inflatable aerodynamic decelerator design[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Xiamen, China, Reston, Virginia: AIAA, 2017: 2373.
doi: 10.2514/6.2017-2373

[10] ELDRED M S, SWILER L P, TANG G. Mixed aleatory-epistemic uncertainty quantification with stochastic expansions and optimization-based interval estimation[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2011, 96(9): 1092-1113.
doi: 10.1016/j.res.2010.11.010

[11] 王运涛,刘刚,陈作斌. 第一届航空 CFD 可信度研讨会总结[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 246-261.
WANG Y T, LIU G, CHEN Z B. Summary of the first aeronautical computational fluid dynamics credibility workshop[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2019, 37(2): 246-261(in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0219

[12] 陈琦,陈坚强,袁先旭,等. 国家数值风洞(NNW)工程在高超声速中的应用研究进展[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 87-109.
CHEN Q, CHEN J Q, YUAN X X, et al. Progress on application of National Numerical Windtunnel Project for hypersonic[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 87-109(in Chinese).

- doi: 10.7527/S1000-6893.2021.25746
- [13] 张伟, 王小永, 于剑, 等. 来流导致的高超声速气动热不确定度量化分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 1102–1109.
ZHANG W, WANG X Y, YU J, et al. Uncertainty quantification analysis in hypersonic aerothermodynamics due to freestream[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1102–1109(in Chinese).
doi: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0303
- [14] WANG X Y, YAN C, JU S J, et al. Uncertainty analysis of laminar and turbulent aeroheating predictions for Mars entry[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 112: 533–543.
doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2017.04.126
- [15] 邓小兵, 陈琦, 袁先旭, 等. 复杂构型细长体飞行器大迎角气动不确定性机理研究[J]. 中国科学(技术科学), 2016, 46(5): 493–499.
DENG X B, CHEN Q, YUAN X X, et al. Study of aerodynamic uncertainty on the complex slender vehicle at high angle of attack[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2016, 46(5): 493–499(in Chinese).
doi: 10.1360/N092015-00053
- [16] 陈鑫, 王刚, 叶正寅, 等. CFD 不确定度量化方法研究综述[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 1–13.
CHEN X, WANG G, YE Z Y, et al. A review of uncertainty quantification methods for Computational Fluid Dynamics[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 1–13 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0012
- [17] 夏志恒, 罗佳奇. 涡轮叶片来流角扰动不确定性量化分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 519–531.
XIA Z H, LUO J Q. Uncertainty quantification of inlet incidence angle variation for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 519–531(in Chinese).
- [18] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- LI S X. Hypersonic flow characteristics of typical shape[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007(in Chinese).
- [19] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598–1605.
doi: 10.2514/3.12149
- [20] ELDRED M, BURKARDT J. Comparison of non-intrusive polynomial chaos and stochastic collocation methods for uncertainty quantification[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, Reston, Virginia: AIAA, 2009: 976.
doi: 10.2514/6.2009-976
- [21] BRUNE A J, WEST T K, HOSDER S, et al. Uncertainty analysis of Mars entry flows over a hypersonic inflatable aerodynamic decelerator[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(3): 776–788.
doi: 10.2514/1.A33131
- [22] GUO J H, LIN G P, BU X Q, et al. Effect of static shape deformation on aerodynamics and aerothermodynamics of hypersonic inflatable aerodynamic decelerator[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 421–433.
doi: 10.1016/j.actaastro.2017.03.019
- [23] TAKAHASHI Y, KOIKE T, OSHIMA N, et al. Aerothermodynamic analysis for deformed membrane of inflatable aeroshell in orbital reentry mission[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 858–868.
doi: 10.1016/j.ast.2019.06.047
- [24] ANDERSON J D. Fundamentals of aerodynamics[M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2011.
- [25] LEES L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds[J]. Journal of Jet Propulsion, 1956, 26(4): 259–269.
doi: 10.2514/8.6977

(本文责编: 张兴焕)