



基于放大因子输运方程模型的高速前体转换特性研究

许愿 王海洋 王成宇 刘再接 黄河峡

Study on hypersonic forebody transition characteristics based on the amplification factor transport model

Xu Yuan, Wang Haiyang, Wang Chengyu, Liu Zaijie, Huang Hexia

引用本文:

许愿, 王海洋, 王成宇, 等. 基于放大因子输运方程模型的高速前体转换特性研究[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(3): 166–178. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2025.0230

Xu Yuan, Wang Haiyang, Wang Chengyu, et al. Study on hypersonic forebody transition characteristics based on the amplification factor transport model[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2026, 44(3): 166–178. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2025.0230

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2025.0230>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

横流驻波增长因子模式在跨声速边界层的应用

Applications of transition model based on amplification factor of stationary crossflow waves in transonic boundary layers

空气动力学学报. 2022, 40(6): 108–116 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0188>

跨声速自然层流标模CRM–NLF风洞试验快速转换预测

Fast transition prediction for wind tunnel testing of the transonic natural laminar flow standard model CRM–NLF

空气动力学学报. 2023, 41(7): 36–47 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0035>

CKDO—方程模型计算高超声速横流转捩

CKDO one-equation RANS simulation on transition of hypersonic cross flow

空气动力学学报. 2023, 41(2): 75–82 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0296>

化学非平衡模型对高焓钝楔边界层稳定性分析的影响

Effects of chemical non-equilibrium models on stability analysis of blunt wedge boundary layer with high enthalpy

空气动力学学报. 2024, 42(12): 12–24 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0002>

Menter SST湍流模型系数在高速流动模拟中的不确定度量化研究

Uncertainty quantification of Menter SST turbulence model coefficients in hypersonic flow simulations

空气动力学学报. 2024, 42(9): 70–85 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0047>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2026)03-0166-13

基于放大因子输运方程模型的高速前体转捩特性研究

许愿, 王海洋, 王成宇, 刘再接*, 黄河峡

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要:为了明晰鼓包压缩面前体在高速条件下的转捩机制及其对发动机进气品质的影响, 本文采用国家数值风洞风雷软件(PHengLEI)和放大因子输运方程模型开展了高速鼓包压缩面前体的转捩特性研究。首先通过HIFiRE-5与HyTRV构型开展了转捩模型校核, 在此基础上, 系统分析了雷诺数、攻角、侧滑角及马赫数对转捩阵面与气动特性的影响。结果表明: 雷诺数与马赫数对转捩影响最为显著, 转捩阵面随雷诺数增大前移、随马赫数增大后移; 攻角增大使迎风面转捩阵面由“山”字型演变为“凹”字型; 侧滑角增大导致转捩阵面呈现明显不对称分布。相较于层流计算结果, 考虑转捩后升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数分别最大增加11.7%、13.6%与10.7%, 升阻比最大减小10.1%。本研究验证了两方程AFT模型在复杂三维前体转捩预测中的可靠性, 为高速前体气动设计与热防护优化提供了有效的数值工具与数据支撑。

关键词: 高速流动; AFT模型; 转捩预测; 鼓包压缩面前体; 横流效应; 放大因子输运方程

中图分类号: V231.2 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2025.0230

Study on hypersonic forebody transition characteristics based on the amplification factor transport model

Xu Yuan, Wang Haiyang, Wang Chengyu, Liu Zaijie*, Huang Hexia

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The bump-compression forebody constitutes a critical aerodynamic component for hypersonic air-breathing vehicles. Its transition characteristics directly influence the quality of the flowfield entering the engine, thereby impacting the overall efficiency and operational stability of the propulsion system. However, there is currently a lack of systematic investigation into the transition characteristics of bump-compression forebodies, both domestically and internationally, which hampers the provision of an effective basis for related aerodynamic design. This study presents an investigation of the transition characteristics of a hypersonic bump-compression forebody using the National Numerical Wind Tunnel (NNW) software PHengLEI and the Amplification Factor Transport (AFT) model. First, the transition model was validated using the HIFiRE-5 and HyTRV configurations. On this basis, the effects of Reynolds number, angle of attack, sideslip angle, and Mach number on the transition front and aerodynamic characteristics were systematically analyzed. The results demonstrate that Reynolds number and Mach number exert the most significant influence on transition: the transition front moves forward with increasing Reynolds number and rearward with increasing Mach number. As the angle of attack increases, the transition front on the windward surface evolves from a mountain-shaped pattern to a concave-shaped configuration. An increase in the sideslip angle leads to a distinctly asymmetric

收稿日期: 2025-11-24; 修订日期: 2025-12-18; 录用日期: 2026-01-05; 网络出版时间: 2026-03-31

基金项目: 国家自然科学基金(12402390)

作者简介: 许愿(2005—), 男, 河南人, 研究方向: 内流空气动力学. E-mail: yuanxv@nuaa.edu.cn

通信作者: 刘再接*, 讲师, 研究方向: 空气动力学. E-mail: liuzaijie@nuaa.edu.cn

引用格式: 许愿, 王海洋, 王成宇, 等. 基于放大因子输运方程模型的高速前体转捩特性研究[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(3): 166–178.

Xu Yuan, Wang Haiyang, Wang Chengyu, et al. Study on hypersonic forebody transition characteristics based on the amplification factor transport model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(3): 166–178(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2025.0230

distribution of the transition front. Compared to laminar flow predictions, accounting for boundary layer transition results in maximum increases of 11.7%, 13.6%, and 10.7% in the lift, drag, and pitching moment coefficients, respectively, while the lift-to-drag ratio exhibits a maximum decrease of 10.1%. This research verifies the reliability of the two-equation AFT model for transition prediction on complex three-dimensional forebodies, providing an effective numerical tool and data support for the aerodynamic design and thermal protection optimization of hypersonic forebodies.

Keywords: hypersonic flow; AFT model; transition prediction; bump-compression forebody; crossflow effects; amplification factor transport equation

变量符号说明

ρ	密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)
μ	动力黏性系数/($\text{Pa}\cdot\text{s}$)
μ_t	涡黏性系数/($\text{Pa}\cdot\text{s}$)
t	时间/s
$\mathbf{u}_j$	速度矢量/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)
x_j	空间坐标/m
N	放大因子
Re_θ	动量厚度雷诺数
γ	间歇因子
Tu_∞	自由来流湍流度
Ma_∞	自由来流马赫数
Re_∞	自由来流单位雷诺数/ m^{-1}
p_∞	自由来流静压/Pa
T_∞	自由来流温度/K
T_w	壁面温度/K
α	攻角/($^\circ$)
β	侧滑角/($^\circ$)
C_f	摩擦阻力系数
C_D	阻力系数
C_L	升力系数
C_m	俯仰力矩系数
L/D	升阻比

0 引 言

高速边界层转捩是影响飞行器气动与热物理特性的关键问题之一^[1]。转捩过程通常伴随表面摩擦阻力和热流密度的显著增大,直接影响飞行器的操纵稳定性和结构安全性与热防护系统设计^[2]。对于前体/进气道作为关键气动部件的高速飞行器而言,其表面流动状态直接决定进入发动机的流场品质,进而影响整个推进系统的工作效率和稳定性^[3]。因此,开展前体边界层转捩机理与预测方法研究,对提升高速飞行器的综合性能具有重要工程意义。

鼓包压缩前体作为一种高效的一体化气动设计构型,通过特定的几何曲率变化诱导产生强烈的展向压力梯度,可有效加速局部流动,促进低能流体向两侧输运,从而抑制流动分离并增强流动掺混,显著提

升进气道的总体压缩效率^[4-5]。王亮和周玲^[6]研究发现,转捩可使高速飞行器前体压缩面拐角分离区减小,喉道马赫数降低且增压比提升约 20%,直接影响推进系统性能。然而,这种复杂三维构型在带来气动收益的同时,也引入了复杂的流动结构。鼓包表面产生的横流效应、流向涡结构等使得边界层失稳机制更为复杂,往往同时存在横流失稳、流向涡失稳等多种模态的相互干扰和耦合作用^[7]。这类转捩过程不仅对来流单位雷诺数、马赫数等参数敏感,还显著受到攻角、侧滑角等飞行姿态参数的影响,传统基于简单外形(如平板、圆锥)发展的转捩预测方法在此类强三维流动中面临严峻挑战。同时,转捩过程伴随着气动加热剧增。Zhu 等^[8]发现转捩前期由第二模态不稳定波诱导的“热斑”温升远超完全湍流状态。Nair 和 Unnikrishnan^[9]通过钝头圆柱前体实验证实,前缘曲率增大会加剧熵层敏感性,促进第二模态与熵层模态耦合,导致转捩位置前移并增加热流峰值。

近年来,边界层转捩模型的研究在工程应用需求的驱动下取得了显著进展。其中基于局部相关性的转捩模型(local correlation-based transition model, LCTM)、层流动能(laminar kinetic energy, LKE)模型和放大因子输运(amplification factor transport, AFT)模型 3 类方法因其工程适用性与物理可解释性成为主流。在 LCTM 中, $\gamma-\tilde{Re}_{\theta t}$ 是当前的主流模型之一。该模型通过求解间歇因子 γ 与转捩动量厚度雷诺数的输运方程来实现对转捩过程的模拟。LCTM 在预测机理迥异于校准数据库的复杂流动时,外推能力和预测精度受限,因此国内外针对此模型进行了一系列的改进与完善^[10-18]。而另一种从转捩机理出发的模型是 LKE 模型,其中最具代表性的模型是 $k-k_L$ 模型^[19]。该模型通过单独的 k_L 方程直接求解层流动能,其核心机理是将能量从 LKE 转移到湍动能,从而实现转捩过程的模拟。另一类 LKE 模型是时间尺度法。基于此方法提出了 $k-\omega-\gamma$ 模型、 $k-\varepsilon-k_L-\gamma$ 模型以及 $k-\omega-k_L-\gamma$ 模型。LKE 模型构造相对复杂,包含了多个需要校准的模型常数和经验函数。与 LCTM 和 LKE 两种模

型相比, AFT 模型构造简单, 模型中的 N 因子具有明确的物理含义, 可以将不同的因素考虑进 N 因子中。同时 e^N 方法的数据可以用于模型的开发与校准。AFT 模型是工程转捩预测的一种重要方法。该方法首先由 Coder 等^[20] 提出, 随后由 Coder^[21] 和 Djeddi 等^[22] 针对亚声速流动中的 Tollmien-Schlicgting 波进行了改进, 并且扩展到了由横流引起的转捩和跨声速流动。Yan 等^[23] 在 AFT 模型中新增横流放大因子输运方程, 显著提升对高速飞行器横流失稳转捩的预测精度, 自由来流雷诺数与攻角适应性增强。Halila 等^[24] 提出平滑版本 AFT-S 模型, 同时对伴随算法进行优化, 实现翼型层流控制与激波强度协同优化。Liu 等^[25] 建立三方方程 AFT 模型, 其中包含第一模式和第二模式的 N 因子, 以及间歇因子 γ 的输运方程, 该模型能够准确预测高速流动中的第一模式和第二模式的转捩, 并捕捉马赫数、温度和压力梯度的影响。随后 Liu 等^[26] 在此基础上对该模型进行了简化, 仍能保证较好的转捩预测精度。

尽管国内外在边界层转捩模型研究方面已取得显著进展, 3 类主流模型为工程预测提供了重要工具, 但无论是 LCTM、LKE 还是 AFT 模型, 都缺少针对鼓包压缩面前体这类构型的复杂流动特征进行优化和验证以及充足的数据支撑。因此在面向高速鼓包压缩前体这类强三维、多失稳模态耦合的复杂流动时, 当前的转捩预测仍面临诸多挑战与不足, 如模型参数与经验函数的普适性不足、对复杂三维流动效应的综合预测能力有待验证等。在进行这类三维鼓包前体和宽速域计算时模型的预测精度和鲁棒性可能下降, 因此有必要针对鼓包压缩前体进行转捩模型的拓展与适用性研究。

综上, 本文采用考虑横流效应的放大因子输运方程模型开展了鼓包压缩面前体转捩特性研究, 研究了鼓包压缩面前体变雷诺数、变攻角、变侧滑角、变马赫数条件下的转捩阵面特征以及气动力/热特性, 为高速飞行器前体转捩的工程预测提供有效的技术支持与数据支撑。

1 数值计算方法

1.1 两方程放大因子输运转捩模型

两方程 AFT 模型由流向放大因子输运方程和横流放大因子输运方程组成。放大因子 N 是一个无量纲参数, 其量化了边界层内扰动增长程度, 当 N 值超过根据大量实验数据确定的某个临界值 N_{crit} 时, 即预测转捩发生。

流向放大因子输运方程通过动量厚度雷诺数 Re_θ 这一表征边界层内不稳定扰动的发展程度的参数, 对流向放大因子 N 值包络线进行参数化, 建立了 N 值和动量厚度雷诺数之间的关系式^[26], 其形式如下:

$$\frac{\partial(\rho\tilde{N}_s)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\mu_j\tilde{N}_s)}{\partial x_j} = P_s + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{N}_s}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

式中: P_s 为输运方程源项, 其表达式为:

$$P_s = \max(P_1, P_2) \quad (2)$$

式中: P_1 和 P_2 分别是第一模态和第二模态的源项, 其表达式为:

$$P_1 = C_1 \rho S F_{growth} F_{on1} \frac{dN_1}{dRe_\theta} \quad (3)$$

$$P_2 = C_2 \rho S F_{growth} F_{on2} \frac{dN_2}{dRe_\theta} \quad (4)$$

式中: C_1 和 C_2 为常数, 分别为 9.5 和 6.0, F_{growth} 函数是当地边界层增长率。 F_{on1} 和 F_{on2} 是两个输运项的开关函数, 用于控制放大因子输运方程源项开启的位置。 dN_1/dRe_θ 和 dN_2/dRe_θ 是放大因子关于动量厚度雷诺数的包络线的斜率。

横流放大因子输运方程模型^[23] 实现了对横流诱发转捩过程的模拟, 与流向放大因子输运方程耦合形成考虑横流效应的两方程 AFT 模型。横流放大因子输运方程表达式为:

$$\frac{\partial(\rho N_{cf})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\mu_j N_{cf})}{\partial x_j} = P_{cf} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{cf}(\mu + \mu_t) \frac{\partial N_{cf}}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

式中: P_{cf} 为横流驻涡模态输运源项, 其表达式为:

$$P_{cf} = C_3 \rho S F_{on3} G_{cf} D_{cf} \quad (6)$$

式中: 常数 C_3 为 5.0, σ_{cf} 为 10.0。 G_{cf} 函数是横流放大因子在流向方向上的增长率。 F_{on3} 函数是输运源项的开关函数。 D_{cf} 函数是包络线的斜率。

间歇因子 γ 用于表征流场中层流与湍流区域的比例。间歇因子代数方程负责实现对转捩过程的模拟, 其表达式为:

$$\gamma = \tanh[5 \max(F_{onset}, 0)] \quad (7)$$

式中: F_{onset} 是横流放大因子输运方程与流向放大因子输运方程耦合后的转捩位置判断函数, 其表达式为:

$$F_{onset} = \max(F_{onset,s}, F_{onset,cf}) \quad (8)$$

式中: $F_{onset,s}$ 为流向转捩位置判断函数, $F_{onset,cf}$ 为横流转捩位置判断函数, 表达式分别为:

$$F_{onset,cf} = N_{cf} - N_{crit,cf} F_{turb} \quad (9)$$

$$F_{\text{onset},s} = N_s - N_c F_{\text{turb}} \quad (10)$$

式中: N_c 是流向放大因子临界值, $N_{\text{crit},cf}$ 是横流放大因子临界值, 根据 Liu 等研究成果^[23], 采用公式(11、12)计算:

$$N_{\text{crit},cf} = 2.076(Tu_{\infty} + 0.3496)^{-1.521} \quad (11)$$

$$N_c = -9.324 - 2.271 \ln \left[\frac{Tu_{\infty}(\%)}{100} \right] \quad (12)$$

$$F_{\text{turb}} = \exp[-(2R_T)^4] \quad (13)$$

同时, 引入加速项 γ_s 来解决湍流产生滞后的问题, 其表达式为:

$$\gamma_s = \min(3\Phi_1\Phi_2\Phi_3\gamma, 3.0) \quad (14)$$

式中:

$$\Phi_1 = \min[\max(N_s - N_c F_{\text{turb}}, 0), 5] \quad (15)$$

$$\Phi_2 = \frac{\max(\mu - 0.5\mu_t, 0)}{0.2\mu + \mu_t} \quad (16)$$

$$\Phi_3 = 1 - \exp\left(-\frac{Re_v}{300}\right) \quad (17)$$

将此加速项与式(7)合并得到有效间歇因子 γ_{eff} :

$$\gamma_{\text{eff}} = \gamma + \gamma_s \quad (18)$$

最后, 为了与工程实践中广泛应用的 SST 湍流模型耦合, 需要对湍动能方程进行修正:

$$P_{k\text{new}} = \gamma_{\text{eff}} P_k \quad (19)$$

$$D_{k\text{new}} = \{f_{\text{lim}} \cdot \min[\max(\gamma_{\text{eff}}, 0.1), 1.0] + (1.0 - f_{\text{lim}}) \cdot 1.0\} D_k \quad (20)$$

湍动能比耗散率 w 方程和湍流黏度 μ_t 的形式与原始 SST 湍流模型保持一致。另外, SST 湍流模型中的混合方程 F_1 修正后的表达式为:

$$\begin{cases} F_1 = \max(F_{1\text{SST}}, F_3) \\ F_3 = \exp\left[-\left(\frac{R_y}{120}\right)^8\right] \\ R_y = \frac{\rho d \sqrt{k}}{\mu} \end{cases} \quad (21)$$

式中: $F_{1\text{SST}}$ 是 SST 湍流模型的原混合方程 F_1 。

1.2 计算方法

计算采用国家数值风洞(national numerical wind tunnel, NNW)风雷开源求解器^[27-28]。考虑横流效应的两方程 AFT 转捩模型集成于湍流求解器中。空间离散方面, 无粘通量采用差分分裂的 Roe 格式, 黏性通

量采用六阶中心差分格式。二阶 MUSCL 重构计算的结构网格限制器设定为“smooth”, 时间推进采用隐式 LU-SGS 方法。控制方程采用基于理想气体的 RANS 方程, 黏性模型选择层流模型和两方程 AFT 模型。构型壁面采用无滑移等温壁面边界条件, 计算域边界设置为压力远场。

2 转捩模型校验

2.1 HIFiRE-5

为验证转捩模型计算的准确性, 本节选取 HIFiRE-5 构型作为研究对象, 校验考虑横流效应的两方程 AFT 模型对 HIFiRE-5 构型的转捩预测能力。本文来流参数定义如下: 来流马赫数 Ma_{∞} 为来流速度与当地声速比值; 来流单位雷诺数 Re_{∞} 为来流速度与运动黏性系数的比值; 自由来流温度 T_{∞} 为来流静温; 攻角 α 为构型参考轴线与来流速度方向在构型对称平面内的夹角; 侧滑角 β 为来流速度方向与构型对称平面之间的夹角。工况设置如下: $Ma_{\infty} = 5.8$, $Re_{\infty} = 1.02 \times 10^7 / \text{m}$, $T_{\infty} = 53 \text{ K}$, 壁面温度 $T_w = 286.7 \text{ K}$, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$ 。

图 1 给出了试验^[29]和模型仿真的壁面热流分布对比。试验结果中的红色区域为热流陡增区域, 表明该区域边界层突然开始发生转捩。试验测得转捩起始位置为 $x_t \approx 162 \text{ mm}$, 仿真结果预测的转捩起始位置为 $x_t \approx 160.9 \text{ mm}$ 。转捩雷诺数 $Re_{xt} = Re_{\infty} x_t$, 仿真计算得到的转捩雷诺数为 1.64×10^6 , 与试验结果 1.65×10^6 相比, 误差仅为 0.67%。试验结果显示, HIFiRE-5 构型在基准工况下, 转捩阵面为对称于构型中线的“肺叶”状分布, 两方程 AFT 模型仿真结果展示出相同的转捩特征。因此, 考虑横流效应的两方程放大因子模型能够较为准确地预测 HIFiRE-5 构型的转捩特征。

2.2 HyTRV

为进一步验证考虑横流效应的两方程 AFT 模型对复杂三维高速构型的转捩预测可靠性, 本节以 HyTRV 构型为研究对象开展模型校验。基准工况设置如下: $Ma_{\infty} = 6$, $Re_{\infty} = 9.6 \times 10^6 / \text{m}$, $T_{\infty} = 60 \text{ K}$, $T_w = 53 \text{ K}$, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$ 。

图 2 对比了试验结果^[30]和模型仿真结果的壁面温升分布。试验结果中深红色区域温升明显, 表明该区域边界层流动状态为湍流, 且边界层在此处发生转捩。对于构型背风面, 试验测得转捩起始位置为 $x \approx 550 \text{ mm}$, 仿真得到的转捩起始位置为 $x \approx 558 \text{ mm}$, 仿真计算得到的转捩雷诺数 Re_{xt} 为 5.37×10^6 , 与试验

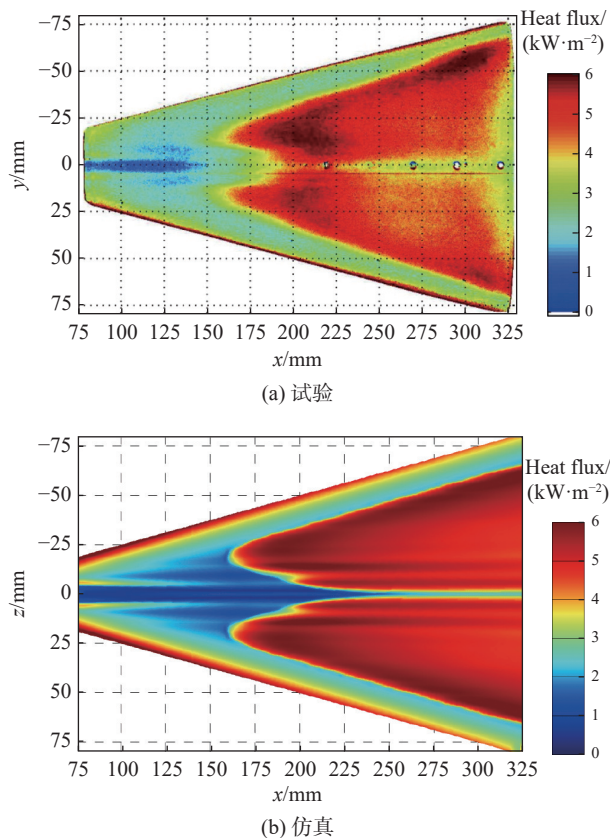


图1 实验与两方程模型得到的壁面热流云图对比

Fig. 1 Comparison of wall heat flux contours between experiment and two-equation model for HIFiRE-5 configuration

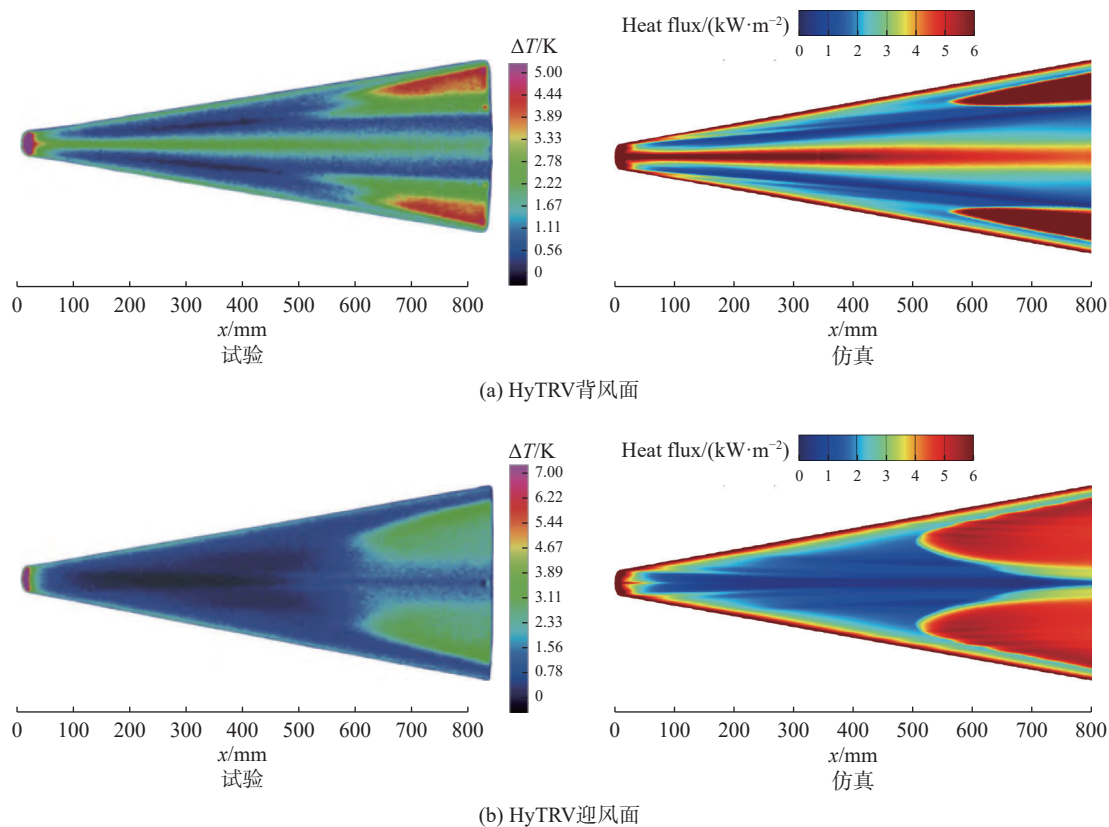


图2 实验与两方程模型的壁面热流对比

Fig. 2 Comparison of wall heat flux contours between experiment and two-equation model for the HyTRV configuration

结果 5.28×10^6 相比, 误差仅为 1.5%; 而对于构型迎风面, 试验测得转捩起始位置为 $x \approx 580$ mm, 仿真得到的转捩起始位置为 $x \approx 506$ mm, 试验与仿真计算得到的转捩雷诺数 Re_{xt} 分别为 5.57×10^6 、 4.88×10^6 , 误差约为 12.8%, 与背风面相比误差虽有所增大, 但仍在合理范围内, 表明计算模型具有较高的可信度。

从试验结果的温升云图可见, 边界层转捩主要发生于构型腰部, 中心线处存在明显的温升特征; 迎风面转捩阵面呈现对称于中线的“肺叶”状分布。两方程 AFT 模型计算结果展示了与试验结果相同的转捩阵面特征。因此, 考虑横流效应的两方程 AFT 模型能够相对准确地预测 HyTRV 构型边界层转捩发生位置和转捩区域特征, 验证了该模型对复杂三维高速构型转捩特性的预测有效性。

3 鼓包压缩面前体转捩特性

3.1 鼓包压缩面前体

本文研究的鼓包压缩面前体几何外形如图 3 所示。鼓包压缩面是一种高速飞行器前体/进气道压缩面的一体化设计结构, 其核心目的是通过特定几何外形来强化展向压力梯度, 诱导近壁低能流体向两侧排移, 从而减薄边界层厚度并改善进气道性能^[4]。该构

型上半部分曲线由形状函数和椭圆曲线共同约束，横截面型线始终保持外凸的形式，后半段外型呈“鼓包”状。为便于后续流场及转捩特性的分析，文中对构型关键区域进行命名：上表面最高处记为“顶部”，构型两侧扁平区域称为“侧缘”，上表面两侧内凹对应较大扇形角区域称为“腰部”。

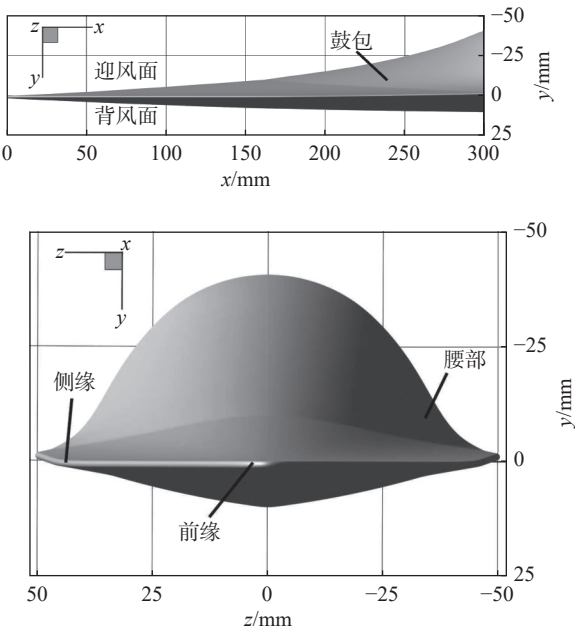


图 3 鼓包压缩面前体各部位说明
Fig. 3 Description of geometric parts of the bump compression surface

3.2 计算域网格设置

本文所研究的鼓包压缩面前体计算域以及计算网格如图 4 示意。鼓包压缩面前体整体为对称外型。为在保证计算精度前提下节省计算量，侧滑角 0° 的工况采取半模计算。采用结构化网格，并对边界层及壁面曲率变化显著的区域进行针对性加密，确保第一层网格单元的无量纲壁面距离(y^+)约为 1.0，满足后续计算的精度要求。

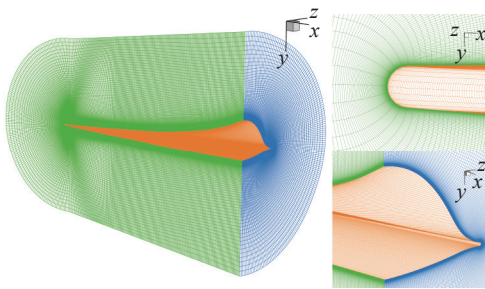


图 4 鼓包压缩面前体计算网格示意图
Fig. 4 Schematic diagram of the computational grid for the bump compression forebody

3.3 计算工况

针对鼓包压缩面前体，采用考虑横流效应的两方

程 AFT 模型开展雷诺数、攻角、侧滑角、马赫数对边界层转捩特性的影响研究。工况具体参数如表 1 所示，所有工况自由来流静温 $T_\infty = 60\text{ K}$ ，壁面温度 $T_w = 300\text{ K}$ 。

表 1 鼓包压缩面前体工况设置
Table 1 Configuration of the Bump Compression Forebody

Case	Ma_∞	p_∞/Pa	$\alpha/(\text{^\circ})$	$\beta/(\text{^\circ})$	Re_∞/m^{-1}
1	6	323	0	0	4.4×10^6
2	6	720	0	0	9.8×10^6
3	6	1617	0	0	2.2×10^7
4	6	720	-2	0	9.8×10^6
5	6	720	2	0	9.8×10^6
6	6	720	4	0	9.8×10^6
7	6	720	6	0	9.8×10^6
8	6	720	8	0	9.8×10^6
9	6	720	0	1	9.8×10^6
10	6	720	0	2	9.8×10^6
11	6	720	0	4	9.8×10^6
12	2	2160	0	0	9.8×10^6
13	4	1080	0	0	9.8×10^6
14	8	540	0	0	9.8×10^6

3.4 鼓包前体基准流场特征分析

首先针对鼓包压缩面前体基准工况开展数值仿真，得到鼓包前体基准流场特征。该基准工况对应表 1 中的 Case2，图 5 展示了鼓包压缩面前体壁面极限流线、压力、空间不同截面马赫数云图。

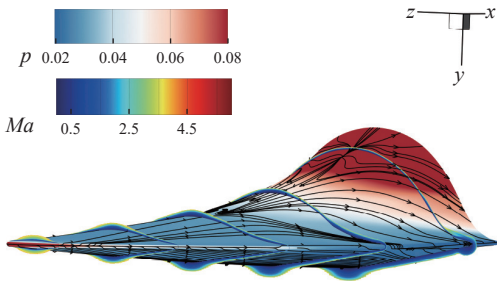


图 5 基准工况下鼓包压缩面流场图
Fig. 5 Flow field diagram of the bump compression surface under baseline conditions

观察基准流场可以发现，鼓包压缩面前体的前缘、侧缘前半部分以及鼓包处存在明显高压区。压力梯度的存在使得气流从高压区流向低压区，横流现象突出。极限流线的偏转表明气流在流经鼓包处时流向发生明显偏移。构型侧缘前半段为局部高压区，气流在构型的上下表面中心线处汇聚形成流向涡。而鼓包侧缘后半段转变为低压区，鼓包处为高压区，压力梯度驱使气流流经构型侧缘时汇聚，进一步强化流向涡生成。在流向涡发展过程中，迎风面流向涡在鼓

包处被压扁, 涡厚度减小; 背风面流向涡则沿流线持续发展并增强; 侧缘流向涡流经侧缘局部高压区后开始生成并沿着流向不断发展。

图6展示了基准工况下, 基于层流模型和两方程AFT模型计算得到的鼓包压缩面前体壁面热流云图。与层流模型计算结果相比, 转捩模型计算结果显示:

鼓包前体迎风面在 $x \approx 225$ mm 处出现热流陡增, 表明边界层由层流状态向湍流状态转捩; 转捩阵面近似为“山”字型, 对称分布于构型中心线两侧。对于背风面, 层流模型计算结果和转捩模型计算结果一致, 表明在基准工况下, 鼓包压缩面前体背风面边界层始终维持层流状态, 未发生转捩。

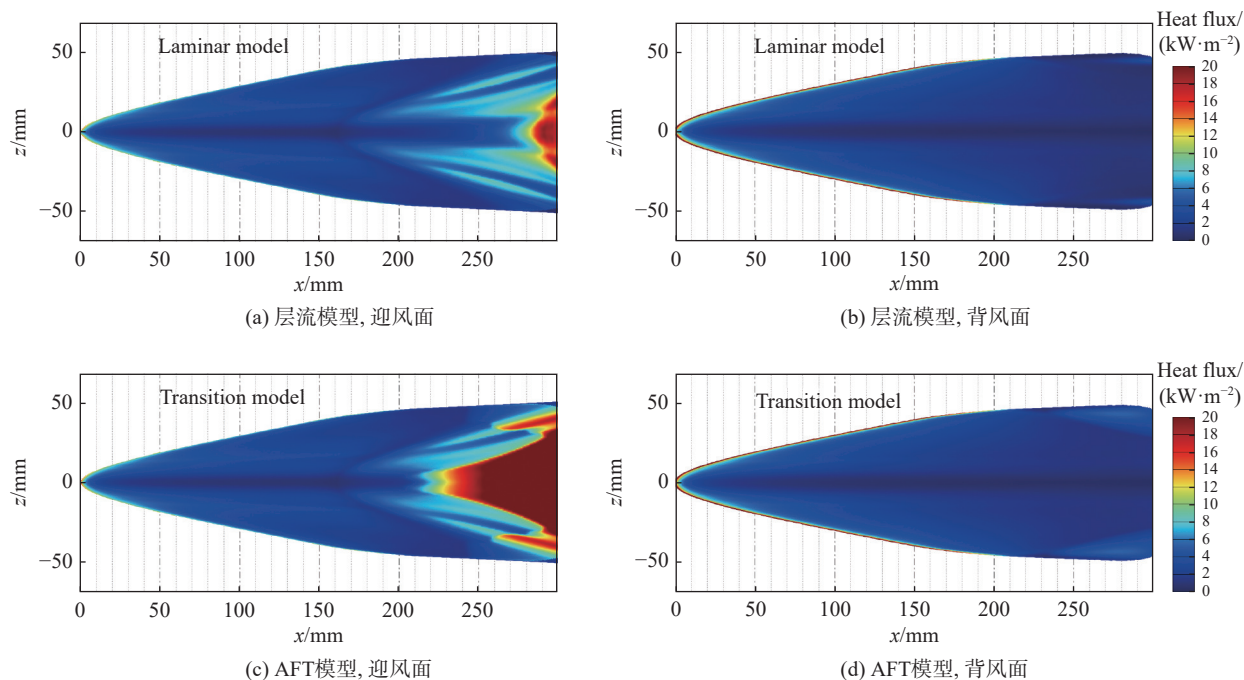


图6 基准工况下基于层流模型与两方程AFT模型的鼓包压缩面前体壁面热流分布云图对比 ($Ma_\infty=6$, $p_\infty=720$ Pa)

Fig. 6 Comparison of wall heat flux contours on the bump-compression forebody between laminar model and two-equation AFT model under the baseline conditions ($Ma_\infty=6$, $p_\infty=720$ Pa)

3.5 雷诺数对鼓包压缩面前体转捩特性的影响

前文已通过 HIFiRE-5 与 HyTRV 构型验证了考虑横流效应的两方程 AFT 模型的可靠性, 基于该验证后的模型, 本节重点开展鼓包压缩面前体变雷诺数转捩特征研究。研究选取的自由来流单位雷诺数分别为 4.4×10^6 、 9.8×10^6 、 2.2×10^7 /m, 各工况具体来流参数如表1所示。

图7展示了不同雷诺数下鼓包压缩面前体迎风面及背风面壁面热流云图。仿真结果表明, 雷诺数为 4.4×10^6 /m 时, 鼓包前体迎风面和背风面均未出现热流陡增现象, 未发生转捩。

随着雷诺数进一步增大, 迎风面出现热流陡增区域, 且转捩起始位置明显前移, 转捩区域面积显著增大。在雷诺数为 2.2×10^7 /m 时, 背风面首次出现壁面热流陡增区域, 转捩阵面关于构型中心线对称分布。

图8比较了不同雷诺数条件下, 基于层流模型和转捩模型计算得到的鼓包前体气动系数。当自由来

流雷诺数由 4.4×10^6 /m 增至 2.2×10^7 /m 时, 鼓包压缩面前体升力系数、俯仰力矩系数、升阻比呈逐渐上升趋势。两类模型计算的阻力系数变化趋势存在显著差异, 转捩模型计算得到的阻力系数随雷诺数的增大而增大, 而层流模型计算的阻力系数则随着雷诺数的增大而逐渐减小。对比层流模型计算结果, 考虑边界层转捩后, 鼓包压缩面前体的升力系数增大 $0.7\% \sim 4.1\%$, 阻力系数增大 $0.2\% \sim 13.6\%$, 俯仰力矩系数增大 $0.7\% \sim 4.4\%$, 升阻比减小 $0.5\% \sim 8.3\%$ 。该差异进一步凸显了高雷诺数下边界层转捩对构型气动特性的显著影响。

3.6 攻角对鼓包压缩面前体转捩特性的影响

研究选取的攻角范围为 -2° 、 0° 、 2° 、 4° 、 6° 、 8° , 各工况除攻角外其余参数均与基准工况保持一致。图9展示了各攻角下鼓包压缩面前体迎风面壁面热流分布。

由图9可以发现: 负攻角时, 相较基准工况, 迎风面两侧腰部的转捩起始位置明显前移, 鼓包处转捩阵

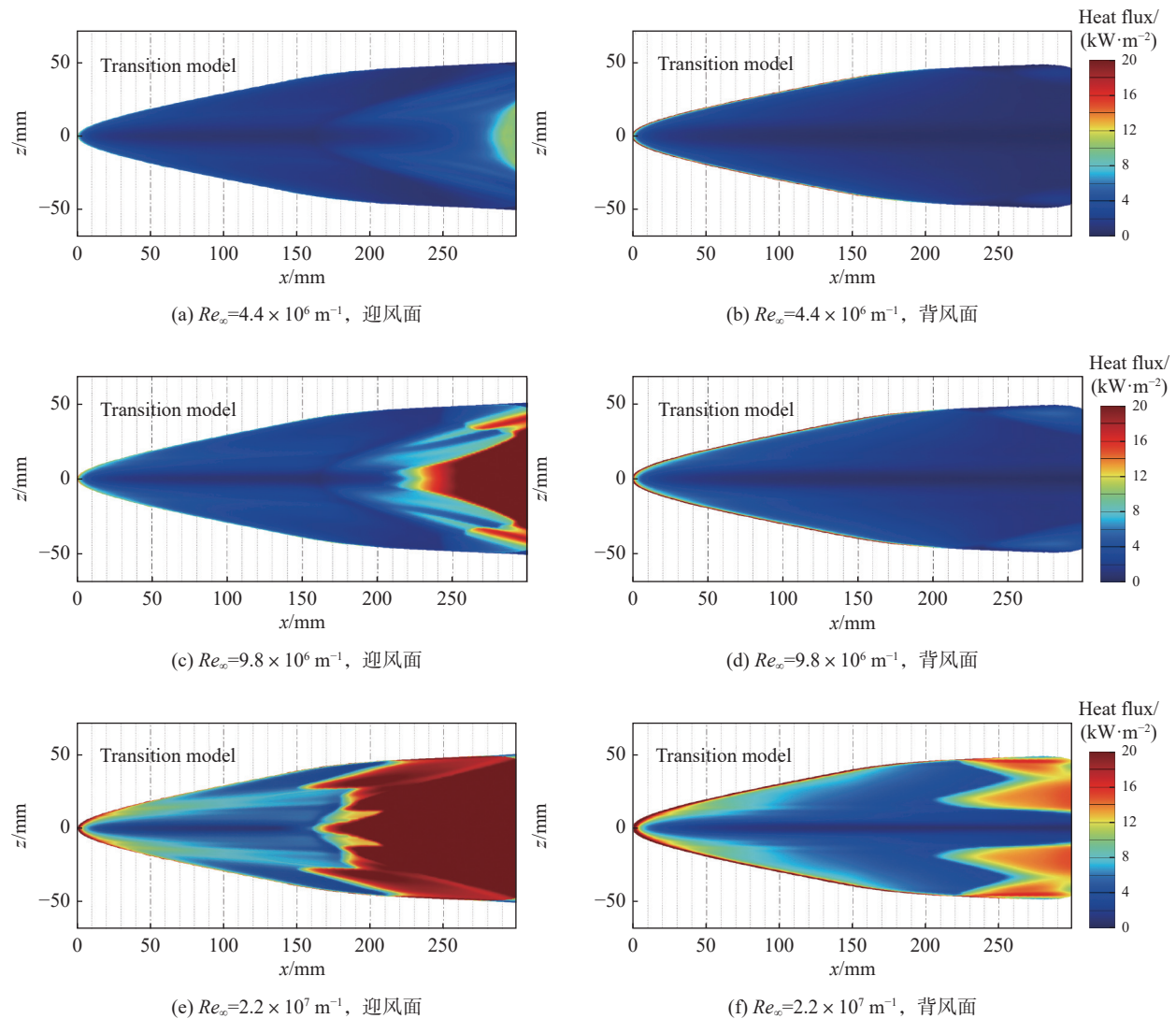


图 7 不同雷诺数下鼓包压缩面前体迎风面与背风面壁面热流分布云图

Fig. 7 Wall heat flux contours on windward and leeward surfaces of the bump-compression forebody at different Reynolds numbers

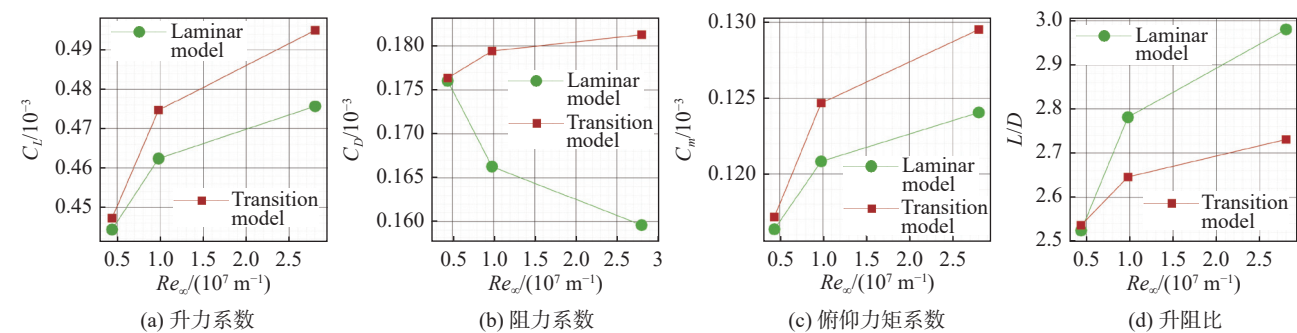


图 8 不同雷诺数下鼓包压缩面前体气动系数的层流与转捩模型计算结果对比

Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficients for the bump-compression forebody between laminar model and AFT model at different Reynolds numbers

面分布特征基本不变。攻角从 0° 增大至 2° 时，迎风面中心线处的转捩发生位置前移。当攻角为 4° 时，迎风面转捩阵面由基准工况的“山”字型演变为“凹”字型，且转捩发生位置明显后移。当攻角进一步增大至 6° 、 8° 时，迎风面两侧腰部转捩区域向上游发展，

转捩发生位置逐渐前移。
图 10 对比了变攻角条件下层流模型和转捩模型分别计算得到的鼓包压缩面前体各项气动系数。研究表明随着攻角增大，鼓包压缩面前体升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数呈现上升趋势；升阻比

变化呈现分段特征, 攻角为 -2° 到 4° 时, 升阻比随攻角增大而增大, 攻角为 4° 到 8° 时, 升阻比随攻角增大持续减小, 这一拐点与攻角为 4° 时转捩阵面形态突变的流动特征相呼应。与层流模型计算结果相比, 考虑边界层转捩后, 鼓包压缩面前体升力系数增大

0.6%~11.7%, 阻力系数增大 2.3%~13.5%, 俯仰力矩系数增大 0.9%~10.7%, 升阻比减小 1.4%~4.9%。该结果表明, 攻角通过影响鼓包前体的转捩特征, 对构型的各项气动性能产生显著的调控作用, 在高速前体气动设计以及工程应用中需重点考虑。

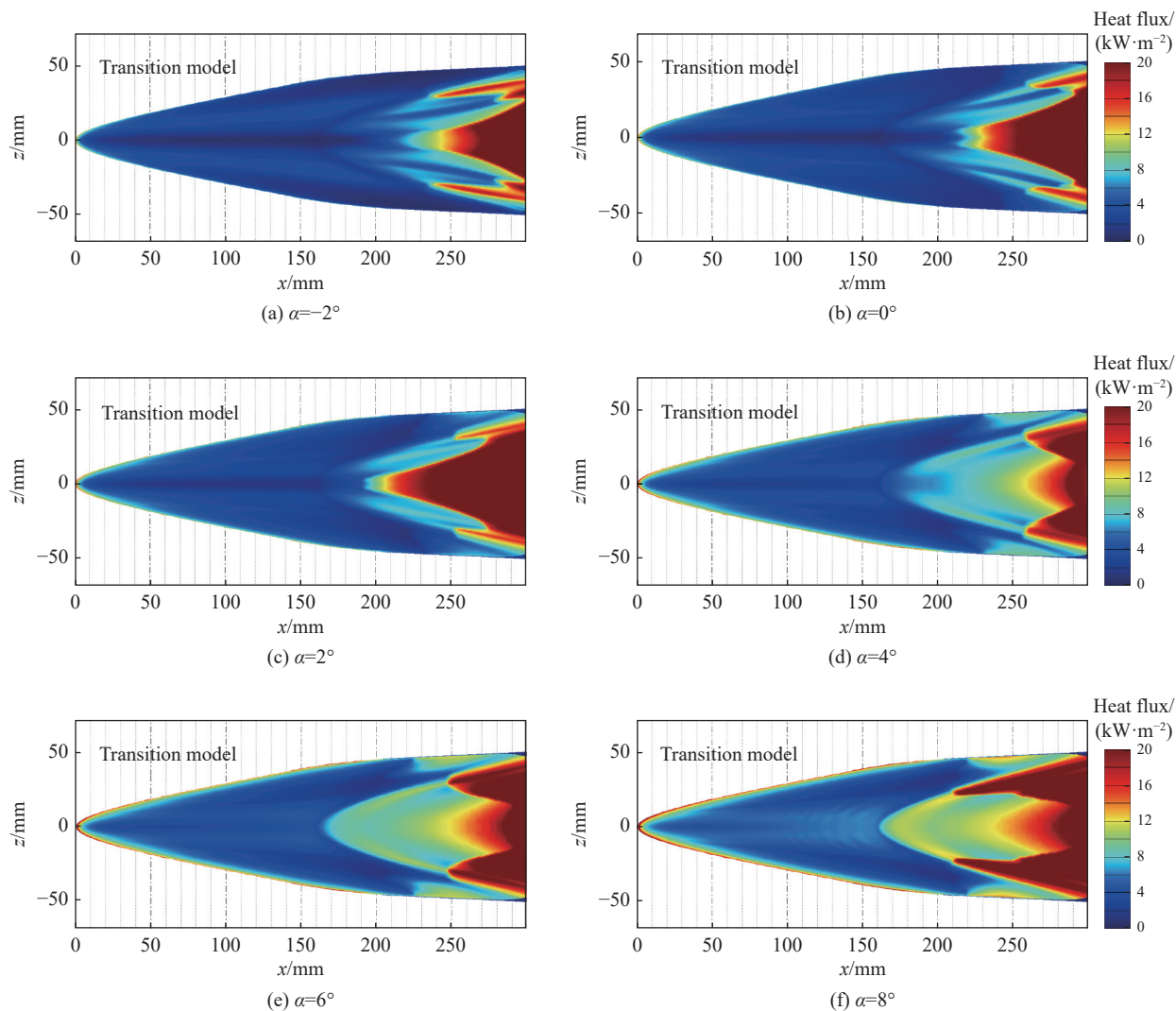


图9 不同攻角下鼓包压缩面前体迎风面壁面热流云图

Fig. 9 Wall heat flux contours on the windward side of the bump compression forebody at varying angles of attack

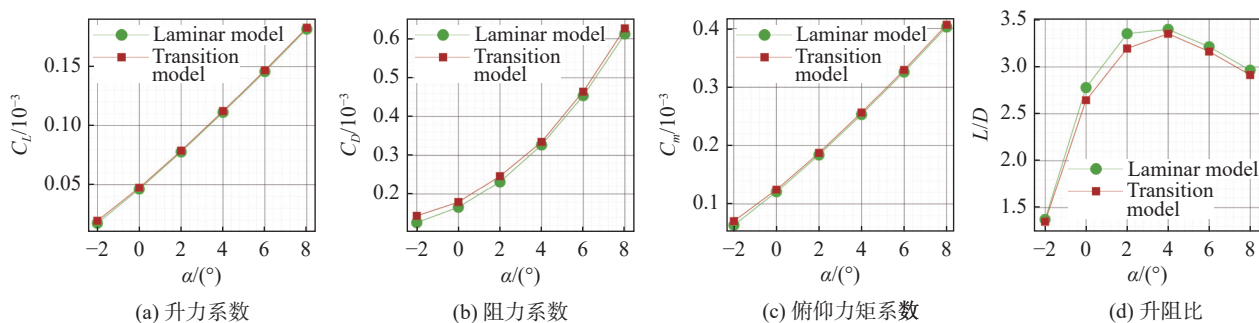


图10 不同攻角下鼓包压缩面前体气动系数的层流与转捩模型计算结果对比

Fig. 10 Comparison of aerodynamic coefficients for the bump-compression forebody between laminar model and AFT model at different angles of attack

3.7 侧滑角对鼓包压缩面前体转捩特性的影响

研究选取的侧滑角范围为 0° 、 1° 、 2° 、 4° ，各工况除侧滑角外其余参数均与基准工况保持一致。图 11 展示了各侧滑角下鼓包压缩面前体迎风面壁面热流分布。

观察图 11 的壁面热流特征可以发现，侧滑角的引入导致迎风面中心线两侧转捩区域呈现明显的不对称分布。当侧滑角增大时迎风面鼓包处转捩始位置明显后移。与 0° 侧滑角的基准工况相比，当侧滑角增大到 1° 时，迎风面上侧腰部转捩区域向前延伸、转捩阵面横向尺寸增加，下侧转捩起始位置略微前移。另外当侧滑角从 1° 增大至 2° 时，迎风面上侧转捩发生位置滞后、转捩区域面积骤减；侧滑角进一步增大至 4° 时，上侧转捩起始位置逐渐前移，转捩区域向

构型中心线处扩展，转捩阵面的不对称分布特征相对稳定。

图 12 展示了变侧滑角条件下层流模型与转捩模型计算的气动系数。侧滑角从 0° 增大到 1° 时，转捩阵面由对称分布演变为显著不对称分布，导致前体表面湍流覆盖区域扩大且分布不均，进而使前体升力系数、总阻力系数及俯仰力矩系数明显增大；侧滑角从 1° 增大到 4° 时，转捩阵面特征无显著变化，故各项气动系数基本保持不变。两类模型的升阻比变化趋势存在差异：转捩模型计算结果在侧滑角为 0° 到 2° 时明显增大、 2° 到 4° 时持续减小，层流模型计算结果则随侧滑角增大持续减小。相较于层流模型流计算结果，考虑边界层转捩后，鼓包前体升力系数增大 $0.9\%\sim 2.7\%$ 、阻力系数增大 $2\%\sim 8\%$ 、俯仰力矩系数增大 $1\%\sim$

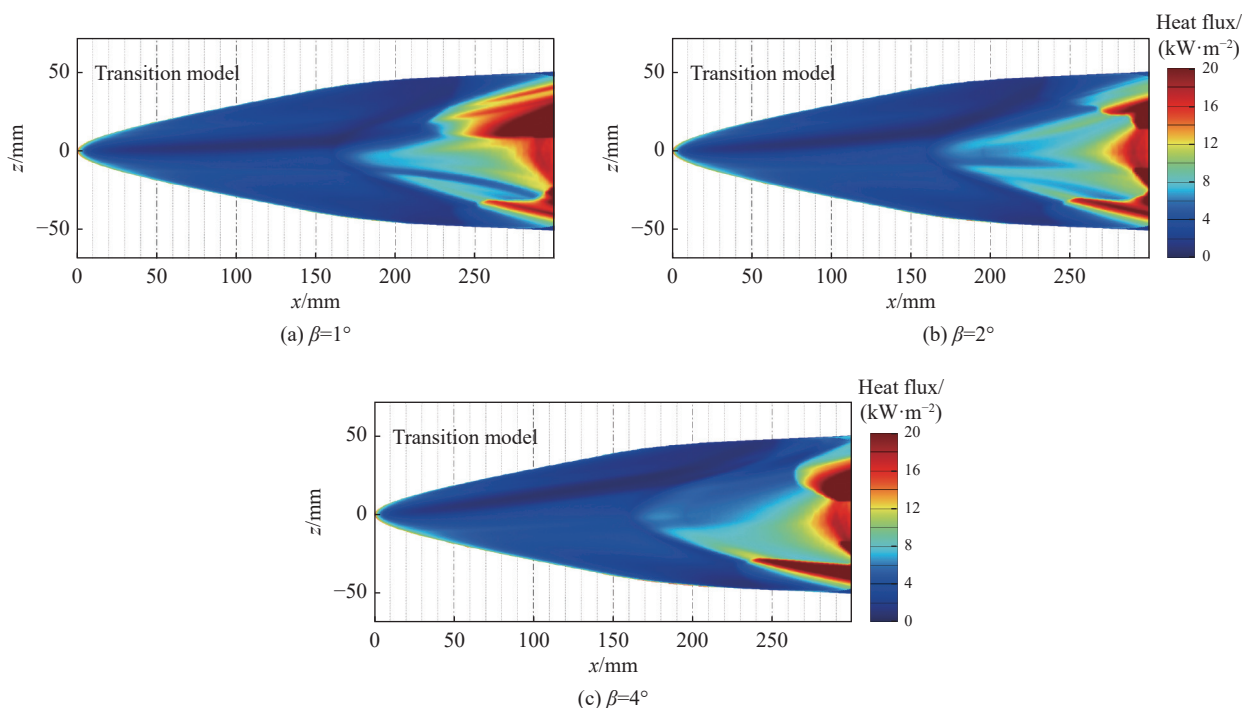


图 11 不同侧滑下鼓包压缩面前体迎风面壁面热流云图

Fig. 11 Wall heat flux contours on the windward side of the bump compression forebody at different sideslip angles

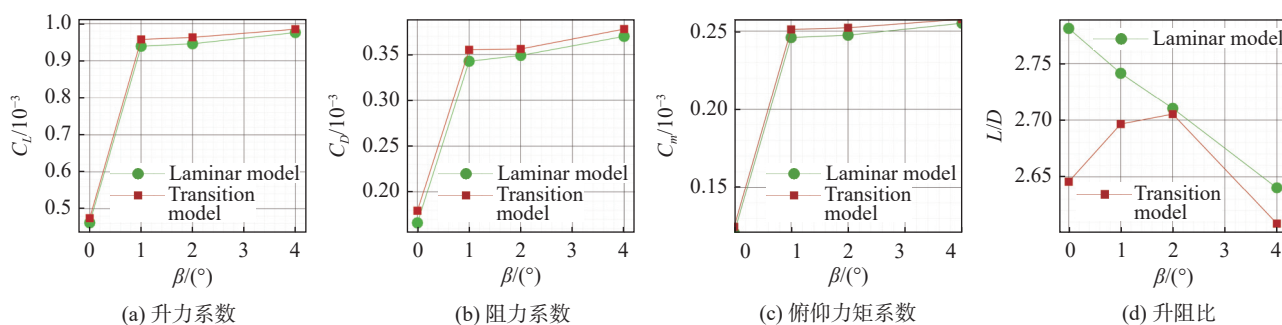


图 12 不同侧滑角下鼓包压缩面前体气动系数的层流与转捩模型计算结果对比

Fig. 12 Comparison of aerodynamic coefficients for the bump-compression forebody between laminar model and AFT model at different sideslip angles

3.2%, 升阻比减小 0.2%~4.9%。该结果表明, 尽管侧滑角对转捩特性的影响程度弱于雷诺数与攻角, 但转捩效应仍会显著改变侧滑工况下的气动性能。

3.8 马赫数对鼓包压缩面前体转捩特性的影响

在前文探究雷诺数、攻角、侧滑角影响的基础上, 本节开展鼓包压缩面前体变马赫数转捩特征研究。研究选取马赫数范围是 $Ma_\infty = 2, 4, 6, 8$, 各工况除马赫数外其余参数均与基准工况保持一致。需要特别说明的是, 当 $Ma_\infty < 6$ 时, 来流静温和壁面温度条件均与 $Ma_\infty = 6$ 工况保持一致, 因此马赫数降低时, 其壁面状态由冷壁逐渐变为热壁, 壁面热流云图难以准确反映转捩特征。考虑到发生转捩时, 气流由层流状态向湍流状态转变, 壁面摩擦加剧, 摩擦阻力系数 C_f 明显增大, 因此可以通过标定摩擦阻力系数 C_f 来判断转捩区域。

图 13 给出了各马赫数下鼓包压缩面前体壁面摩擦系数云图。随着马赫数增大, 迎风面转捩起始位置

后移, 转捩区域面积持续减小, 中心线处转捩发生位置滞后尤为明显。 $Ma_\infty = 4$ 时, 迎风面转捩阵面呈现“山”字型分布, 背风面则在 $x \approx 220\text{mm}$ 处发生转捩, 转捩区域呈关于中心线对称的矩形; 当 $Ma_\infty = 8$ 时, 背风面转捩区域几乎消失。

图 14 对比了变马赫数条件下层流模型和转捩模型计算得到的鼓包压缩面前体各项气动系数。随着马赫数增大, 构型升力系数、升阻比呈现减小趋势。阻力系数与俯仰力矩系数表现出分段特征: $Ma_\infty = 2 \sim 6$ 时, 阻力系数和俯仰力矩系数持续减小; $Ma_\infty = 6 \sim 8$ 时, 随马赫数增大而略微增大。相较层流模型计算结果, 考虑边界层转捩后, 鼓包压缩面前体升力系数增大 0.7%~3.3%, 阻力系数增大 5.4%~10.5%, 俯仰力矩系数增大 1.5%~3.6%, 升阻比则减小 4.1%~10.1%。研究结果表明, 在中高马赫数区间, 转捩对气动系数的影响最为显著, 在高速前体气动设计与性能评估中需重点纳入转捩效应的量化分析。

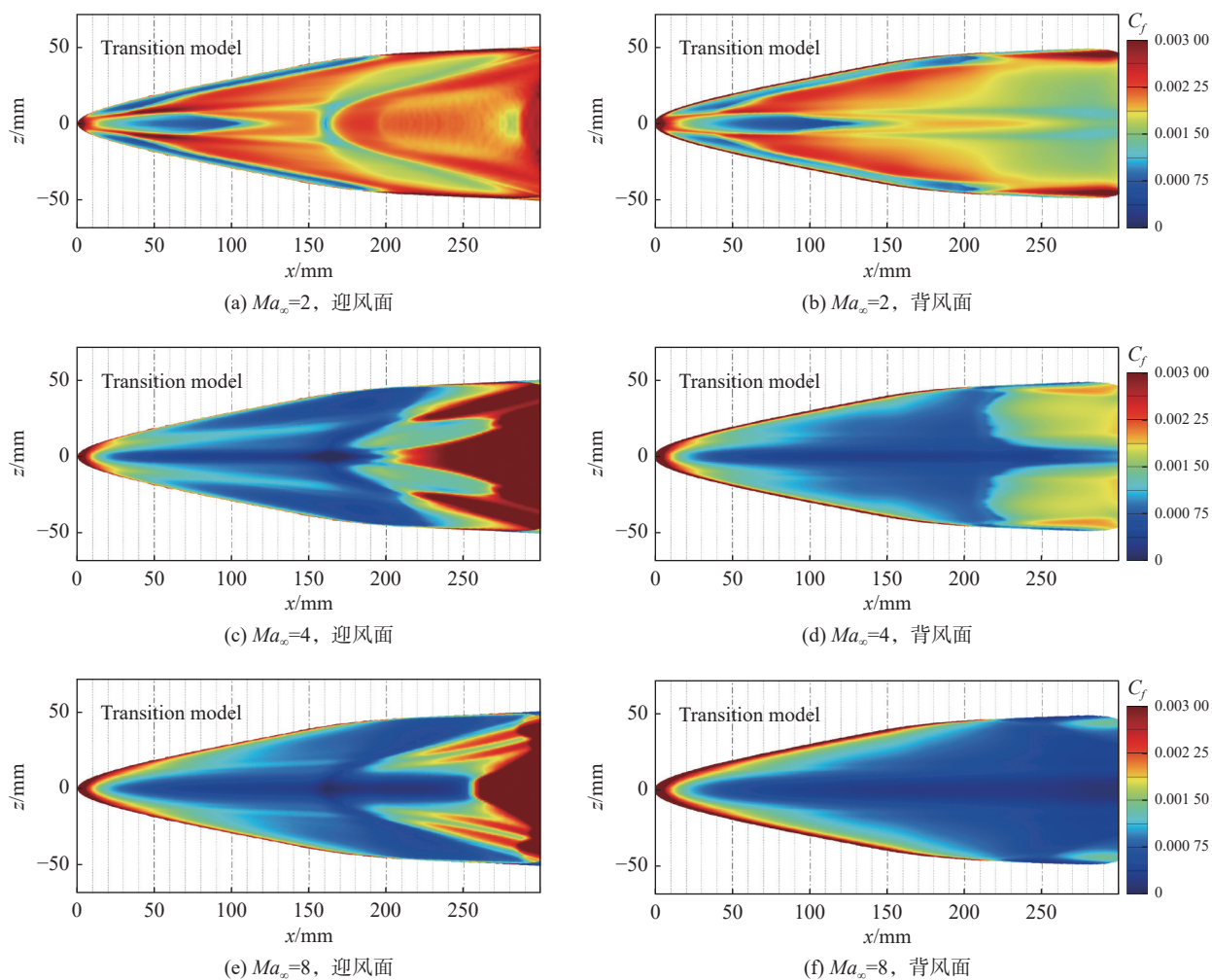


图 13 不同马赫数下鼓包压缩面前体壁面摩擦阻力系数云图

Fig. 13 Contours of wall friction coefficient for the bump compression forebody at different Mach numbers

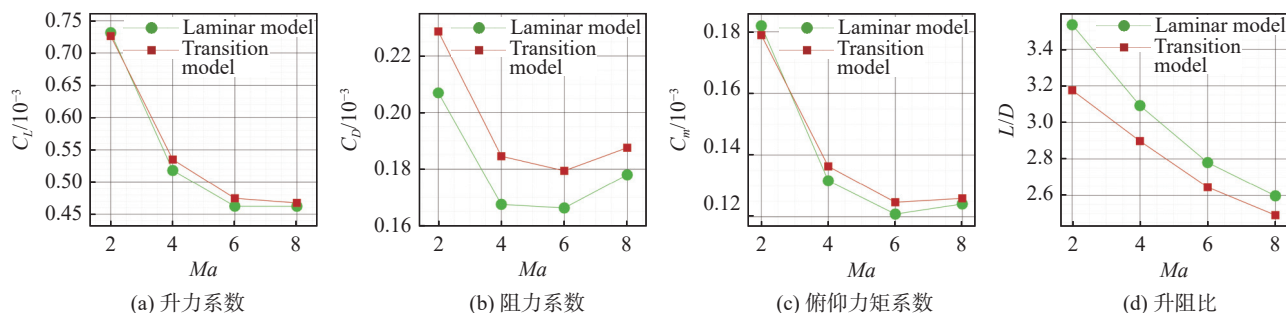


图 14 不同马赫数下鼓包压缩面前体气动系数的层流与转捩模型计算结果对比

Fig. 14 Comparison of aerodynamic coefficients for the bump-compression forebody from laminar model and AFT model at different Mach numbers

4 结 论

本文基于考虑横流效应的改进型两方程放大因子转捩模型(AFT), 通过对 HIFiRE-5 和 HyTRV 构型开展计算并与试验数据对比, 验证了模型在复杂三维高速前体转捩预测中的有效性。在此基础上, 系统开展了鼓包压缩面前体的转捩特性研究, 主要结论如下:

1) 自由来流雷诺数和马赫数对鼓包压缩面转捩特性影响显著: 转捩阵面随雷诺数增大向前推进, 随马赫数增大而后移。

2) 构型姿态变化对迎风面转捩形态影响很大: 随着攻角增加, 迎风面转捩阵面由“山”字型逐渐演变为“凹”字型; 侧滑角增大则导致转捩阵面呈现明显不对称分布。

3) 与层流模型计算结果相比, 考虑边界层转捩后, 鼓包压缩面前体气动系数变化显著: 升力系数增大 0.7%~4.1%、阻力系数增大 0.2%~13.6%、俯仰力矩系数增大 0.7%~4.4%、升阻比减小 0.2%~10.1%。这表明忽略转捩效应会导致气动性能评估产生明显偏差, 需在高速前体气动优化与热防护设计中重点纳入转捩量化分析。

本研究验证了两方程 AFT 模型在复杂三维前体转捩预测中的适用性, 为高速前体气动优化与热防护设计提供了可靠的数值工具与数据支持。然而, 本文研究仍存在一定局限性, 目前的转捩模型仅针对鼓包前体构型开展了部分参数化研究。在下一步工作中, 拟将该转捩模型应用于更多复杂三维构型的转捩预测, 以验证其对宽速域复杂三维流动效应的预测精度与适用性。

参 考 文 献:

[1] 周恒, 张涵信. 有关近空间高超声速飞行器边界层转捩和湍流的两个问题[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 151-155.
Zhou Heng, Zhang Hanxin. Two problems in the transition and turbulence for near space hypersonic flying vehicles[J]. Acta

Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 151-155 (in Chinese).

- [2] 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 311-337.
Chen Jianqiang, Tu Guohua, Zhang Yifeng, et al. Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 311-337 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0030
- [3] Huang H X, Tan H J, Li F B, et al. A review of the shock-dominated flow in a hypersonic inlet/isolator[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2023, 143: 100952.
doi: 10.1016/j.paerosci.2023.100952
- [4] 蔡佳, 黄河峡, 唐学斌, 等. 展向压力分布可控的前体/压缩面气动设计方法及其流动特性[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 65-76.
Cai Jia, Huang Hexia, Tang Xuebin, et al. Aerodynamic design method and flow features of forebody/compression surface with controlled lateral pressure distribution[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1): 65-76 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0432
- [5] Sziroczak D, Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1-28.
doi: 10.1016/j.paerosci.2016.04.001
- [6] 王亮, 周玲. 基于改进的 $k-\omega-\gamma$ 转捩模式预测高超声速飞行器气动特性[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(3): 51-61.
Wang Liang, Zhou Lin. Prediction of aerodynamic characteristics of hypersonic vehicle by improved $k-\omega-\gamma$ transition model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(3): 51-61 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0146
- [7] 陈坚强, 涂国华, 万兵兵, 等. HyTRV 流场特征与边界层稳定性特征分析[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 124317. [7]
Chen Jianqiang, Tu Guohua, Wan Bingbing, et al. Characteristics of flow field and boundary-layer stability of HyTRV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 124317 (in Chinese).
- [8] Zhu Y D, Lee C, Chen X, et al. Newly identified principle for aerodynamic heating in hypersonic flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 855: 152-180.
doi: 10.1017/jfm.2018.646
- [9] Nair K A, Unnikrishnan S. Effects of nose bluntness on hypersonic transition over ogive-cylinder forebodies[J]. AIAA Journal, 2024, 62(2): 476-488.
doi: 10.2514/1.j063130
- [10] Liu Z, Shi L, Zhou W J. Compressible extension of γ - Re_θ transition model[C]//Proceedings of the 11th National Conference on Fluid Mechanics. Shenzhen, China: Fluid Mechanics Professional Committee, 2020: 1-12.
- [11] Hao Z H, Yan C, Qin Y P, et al. Improved γ - Re_θ model for heat transfer

- prediction of hypersonic boundary layer transition[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 107: 329–338.
doi: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.11.052](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.11.052)
- [12] Langtry R, Sengupta K, Yeh D T, et al. Extending the correlation based transition model for crossflow effects[C]//Proceedings of the 45th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 2015-2474, 2015.
- [13] Grabe C, Nie S Y, Krumbein A. Transport modeling for the prediction of crossflow transition[J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 3167–3178.
doi: [10.2514/1.j056200](https://doi.org/10.2514/1.j056200)
- [14] 向星皓, 张毅锋, 袁先旭, 等. $C-\gamma-Re_\theta$ 高超声速三维边界层转捩预测模型[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 625711.
Xiang Xinghao, Zhang Yifeng, Yuan Xianxu, et al. $C-\gamma-Re_\theta$ model for hypersonic three-dimensional boundary layer transition prediction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625711 (in Chinese).
- [15] 刘坤坤, 阎超, 郝子辉. 后掠机翼的横流不稳定性分析及转捩预测[J]. 气体物理, 2017, 2(5): 18–24.
Liu Kunkun, Yan Chao, Hao Zihui. Cross-flow instability analysis and transition prediction of swept wing[J]. Physics of Gases, 2017, 2(5): 18–24 (in Chinese).
doi: [10.19527/j.cnki.2096-1642.2017.05.003](https://doi.org/10.19527/j.cnki.2096-1642.2017.05.003)
- [16] Menter F R, Smirnov P E, Liu T, et al. A one-equation local correlation-based transition model[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2015, 95(4): 583–619.
doi: [10.1007/s10494-015-9622-4](https://doi.org/10.1007/s10494-015-9622-4)
- [17] Sandhu J P S, Ghosh S. A local correlation-based zero-equation transition model[J]. Computers & Fluids, 2021, 214: 104758.
doi: [10.1016/j.compfluid.2020.104758](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2020.104758)
- [18] Menter F R, Matyushenko A, Lechner R, et al. An algebraic LCTM model for laminar–turbulent transition prediction[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2022, 109(4): 841–869.
doi: [10.1007/s10494-022-00336-8](https://doi.org/10.1007/s10494-022-00336-8)
- [19] Walters D K, Cokljat D. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged navier–stokes simulations of transitional flow[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(12): 121401.
doi: [10.1115/1.2979230](https://doi.org/10.1115/1.2979230)
- [20] Coder J G, Maughmer M D. Computational fluid dynamics compatible transition modeling using an amplification factor transport equation[J]. AIAA Journal, 2014, 52(11): 2506–2512.
doi: [10.2514/1.j052905](https://doi.org/10.2514/1.j052905)
- [21] Coder J G. Enhancement of the amplification factor transport transition modeling framework[C]//Proc of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas. AIAA, 2017: AIAA 2017-1709.
doi: [10.2514/6.2017-1709](https://doi.org/10.2514/6.2017-1709)
- [22] Djeddi R, Coder J G, Ekici K. Calibration of the critical amplification factor for Reynolds-averaged navier–stokes-based transition modeling[J]. AIAA Journal, 2022, 60(9): 5094–5108.
doi: [10.2514/1.j061476](https://doi.org/10.2514/1.j061476)
- [23] Yan C, Jiang H J, Liu Z J. Improvement and application of local-variable-based transition models to complex three-dimensional configurations[J]. Physics of Fluids, 2024, 36(3): 034105.
doi: [10.1063/5.0196850](https://doi.org/10.1063/5.0196850)
- [24] Halila G L O, Martins J R R A, Fidkowski K J. Adjoint-based aerodynamic shape optimization including transition to turbulence effects[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106243.
doi: [10.1016/j.ast.2020.106243](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106243)
- [25] Liu Z J, Lu Y H, Yan C. Amplification factor transport transition model for high-speed flows[J]. Computers & Fluids, 2023, 265: 106023.
doi: [10.1016/j.compfluid.2023.106023](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2023.106023)
- [26] Liu Z J, Huang H X, Tan H J. One-equation amplification-factor-transport transition model for high-speed flows[J]. AIAA Journal, 2025, 63(1): 42–54.
doi: [10.2514/1.j064267](https://doi.org/10.2514/1.j064267)
- [27] Zhao Z, He L, He X Y. Design of general CFD software PHengLEI[J]. Computer Engineering and Science, 2020, 42(2): 210–219.
doi: [10.3969/j.issn.1007-130X.2020.02.004](https://doi.org/10.3969/j.issn.1007-130X.2020.02.004)
- [28] Zhao Z, Zhang L P, He L, et al. PHengLEI: A large scale parallel CFD framework for arbitrary grids[J]. Chinese Journal of Computers, 2019, 42(11): 2368–2383.
- [29] Juliano T J, Borg M P, Schneider S P. Quiet tunnel measurements of HIFiRE-5 boundary-layer transition[J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 832–846.
doi: [10.2514/1.J053189](https://doi.org/10.2514/1.J053189)
- [30] 陈久芬, 徐洋, 蒋万秋, 等. 升力体外形高超声速陈久芬, 徐洋, 蒋万秋, 等. 升力体外形高超声速边界层转捩红外测量实验[J]. 实验流体力学, 2024, 38(5): 98–106.
Chen Jiufeng, Xu Yang, Jiang Wanqiu, et al. Infrared thermogram measurement experiment of hypersonic boundary-layer transition of a lifting body[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2024, 38(5): 98–106 (in Chinese).
doi: [10.11729/syltlx20220030](https://doi.org/10.11729/syltlx20220030)

(本文责编: 徐燕)