



化学非平衡模型对高焓钝楔边界层稳定性分析的影响

李晨辉 万兵兵 涂国华 胡伟波 陈坚强 蒋崇文

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

LI Chenhui, WAN Bingbing, TU Guohua, HU Weibo, CHEN Jianqiang, JIANG Chongwen

引用本文:

李晨辉, 万兵兵, 涂国华, 等. 化学非平衡模型对高焓钝楔边界层稳定性分析的影响[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(12): 12–24. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0002

LI Chenhui, WAN Bingbing, TU Guohua, et al. Effects of chemical non-equilibrium models on stability analysis of blunt wedge boundary layer with high enthalpy[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2024, 42(12): 12–24. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0002

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

热化学非平衡高超声速平板边界层线性稳定性分析

Linear stability analysis of hypersonic boundary layer on a flat-plate with thermal-chemical non-equilibrium effects

空气动力学学报. 2020, 38(2): 316–325 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0155>

壁温对钝三角翼边界层稳定性及转换影响

Effect of wall temperature on stability and transition of hypersonic boundary layer on a blunt delta wing

空气动力学学报. 2020, 38(6): 1017–1026 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0235>

高超声速边界层流动稳定性实验研究

Experimental study on flow stability of hypersonic boundary layer

空气动力学学报. 2020, 38(1): 137–142 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0129>

高超声速边界层基频二次失稳条纹结构的稳定性

Stability of fundamental secondary instability streaky structures in a hypersonic boundary layer

空气动力学学报. 2021, 39(5): 63–74 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0122>

温度对高速平板边界层转捩雷诺数的影响

Effect of temperature on the transitional Reynolds number of high-speed planar boundary layer

空气动力学学报. 2020, 38(2): 308–315 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0026>

高超声速6°迎角圆锥边界层背风流向涡稳定性分析

Stability analyses of leeward streamwise vortices for a hypersonic yawed cone at 6 degree angle of attack

空气动力学学报. 2020, 38(2): 299–307 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0038>

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(2024)12-0012-13

化学非平衡模型对高焓钝楔边界层 稳定性分析的影响

李晨辉^{1,2}, 万兵兵^{2,*}, 涂国华², 胡伟波², 陈坚强^{2,*}, 蒋崇文¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室, 绵阳 621000)

摘要: 对于高马赫数飞行器, 其绕流场温度会急剧升高引发高温化学非平衡效应, 进而影响边界层转捩过程。针对这一问题, 一般需在基本流计算和稳定性分析中引入反映复杂物理化学过程的计算模型, 但这制约了计算效率, 且不同模型可能会得到不同的稳定性分析结果。为了进一步研究一些工程常用模型对计算的影响, 本文发展了化学非平衡流动的线性稳定性分析方法, 考察了化学非平衡效应对高焓钝楔边界层稳定性的影响途径, 分析了不同热力学、输运系数和化学反应等物理化学模型造成的稳定性分析结果差异。研究表明: 化学非平衡效应主要通过改变基本流影响模态 N 值, 转捩预测时可以在基本流求解中考虑化学非平衡效应以提高计算效率; 物理化学模型对第二模态的影响较小, 对于由第二模态主导的转捩过程, 预测结果对化学非平衡流动中物理化学模型的选取不敏感, 但在第三模态对 N 值贡献较大时, 模型选取对转捩预测结果的影响则无法忽略。

关键词: 高焓边界层; 流动稳定性; 转捩预测; 物理化学模型; 化学非平衡效应; 数值模拟

中图分类号: O357.4 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0002

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

LI Chenhui^{1,2}, WAN Bingbing^{2,*}, TU Guohua², HU Weibo², CHEN Jianqiang^{2,*}, JIANG Chongwen¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China)

Abstract: Boundary layer transition has a significant impact in the design of flight vehicles. At high Mach numbers, the temperature in the boundary layer rises rapidly, leading to a series of high-temperature effects, which affect the boundary layer transition process. Some physicochemical models are often introduced to reflect these effects in the numerical simulations, which greatly increases the computational cost. In the meantime, different models may give different results in the flow stability analysis. Currently, relevant research in this field is not sufficient, and the effects of typical physicochemical models have not been considered. In the present study, the linear stability theory (LST) for chemical non-equilibrium flow was developed, and the influence of chemical non-equilibrium effects on the flow stability of blunt wedge boundary layers was investigated. The differences in the boundary layer stability calculation results caused by physicochemical models such as the thermal models, the transport models, and the chemical models were analyzed. The results show that the chemical non-equilibrium effects mainly affect the N factors by changing the basic flow, thus, they can be

收稿日期: 2024-01-02; 修订日期: 2024-01-31; 录用日期: 2024-02-17; 网络出版时间: 2024-03-21

基金项目: 国家自然科学基金(92052301, 12002353, 12202473)

作者简介: 李晨辉(1996—), 男, 河南三门峡人, 博士研究生, 研究方向: 高速边界层转捩. E-mail: lchenh@buaa.edu.cn

通信作者: 万兵兵*, 副研究员, 研究方向: 高速边界层转捩. E-mail: wanbingbing@tiu.edu.cn

陈坚强*, 研究员, 研究方向: 高速复杂流动机理. E-mail: chenjq@cardc.cn

引用格式: 李晨辉, 万兵兵, 涂国华, 等. 化学非平衡模型对高焓钝楔边界层稳定性分析的影响[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(12): 12–24.

LI C H, WAN B B, TU G H, et al. Effects of chemical non-equilibrium models on stability analysis of blunt wedge boundary layer with high enthalpy[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(12): 12–24(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0002

considered merely in the basic flow calculation in order to improve the computational efficiency. The transition prediction result is insensitive to the selection of physicochemical models for second-mode dominant transition in the chemical non-equilibrium flow. However, when the contribution of the third mode to the N values is large, the influence of physicochemical model on the transition prediction cannot be ignored.

Keywords: high-enthalpy boundary layer; flow stability; transition prediction; physicochemical models; chemical non-equilibrium effects; numerical simulation

0 引言

边界层转捩是指边界层流动从层流向湍流转变的物理过程,转捩之后湍流边界层的气动加热和摩擦阻力等均明显高于层流,高速流动中转捩区的摩阻、热流峰值甚至会超过完全湍流区域。深入理解高速边界层的转捩机理,对于高速飞行器的气动力/热预测、热防护设计、气动性能及轨迹控制优化等都具有重要意义^[1-2]。

随着新型高速飞行器不断向更高马赫数和更远航程的方向发展,其所处的复杂转捩/湍流环境对飞行器设计提出了更为苛刻的要求。当高速飞行器以较高马赫数在大气层内飞行时,头部激波的强烈压缩和边界层内的剧烈摩擦将会产生极高的温度,从而引起振动能激发、分子离解、复合、电离及辐射传热等一系列复杂的物理化学现象^[3],即高温气体效应。当化学反应时间尺度与流动时间尺度相当时,将出现化学非平衡现象。随着高速飞行器飞行空速域范围的不断拓展,高温气体效应不可避免地会与边界层转捩现象耦合起来,对流动稳定性及转捩过程产生显著影响。在雷诺数较高的低空域范围内,高速飞行器绕流场多处于化学非平衡状态,本文重点关注其影响。

线性稳定性理论已被证实是研究模态失稳的重要手段之一。Malik 和 Anderson^[4]率先采用线性稳定性理论开展了高温气体效应对平板边界层流动稳定性的影响研究,研究发现热化学平衡效应使得第一模态更稳定、第二模态更不稳定,第二模态最不稳定波的频率下降。同时,热化学平衡效应还使得 Görtler 模态更不稳定。Stuckert 和 Reed^[5]研究了尖锥化学反应流动的稳定性,并在热化学平衡条件下发现了量热完全气体冷壁时才会出现的不稳定超声速模态。Hudson 等^[6]对热化学平衡、化学非平衡和热化学非平衡平板边界层的线性稳定性研究也得到了与 Malik 类似的结论;从他们的研究中还可以发现,与完全气体间的较大差异相比,上述三者之间的差异不明显。此外,天津大学和清华大学也开展了高温气体效应对流动稳定性的影响研究。樊宇等^[7]在热化学平衡条件下研究了马赫数、高度等参数对稳定性和转

捩的影响。陈贤亮和符松^[8]分析了热化学非平衡平板边界层离散谱模态的演化特性,探究了不同热化学过程对不稳定模态的影响。Wang 等^[9]研究了热化学平衡效应对钝板熵层及其不稳定模态的影响,发现平衡化学反应使得熵层模态更稳定。除线性稳定性理论研究外,相关的全局稳定性研究^[10]、抛物化稳定性方程研究^[11-13]、二次失稳理论研究^[14]、直接数值模拟研究^[15-17]以及高焓气体流动稳定性和转捩分析的验证实验工作^[18-19]也有一定开展。显然,高温气体效应对高速边界层的稳定性和转捩过程有重要影响,相关问题已成为当前空气动力学研究的热点。

然而,为了对高焓流动复杂的物理化学过程进行准确数值模拟,研究者发展了多种不同的高焓流动数值模拟体系^[20-23],一般包括对热力学性质、输运特性和有限速率化学反应的模化等。由于这些热化学过程包含了众多的时空尺度和参数,现有模型均存在较大的不确定性,恶劣的热物理环境也导致相关的实验与验证工作^[24-25]较为缺乏。目前针对高温气体的数值模拟还没有明确和统一的物理化学模型选取准则。在工程实践中,需采用兼顾计算精度、效率和鲁棒性等的模型,如国家数值风洞工程支持下的 NNW-HyFLOW 高速流动模拟软件^[26]中包含的高温气体物理化学模型获得了较为广泛的应用。大量已有研究表明,物理化学模型的差别会对流场计算结果产生显著影响^[27-32]。采用不同的模型进行计算也可能得到完全不同的流动稳定性特征,如 Stuckert 和 Reed^[5]以及 Hudson 等^[6]在马赫数同为 10 的平板算例中就得到了不同的结果。

国内外已有部分研究关注到了物理化学模型的选取对稳定性分析结果的影响。Lyttle 和 Reed^[33]初步分析了不同的组分焓拟合关系、输运系数和化学反应速率等对第二模态的影响,其对比分析的物理化学模型较为古老,在目前的工程实践中已很少使用。Franko 等^[34]对比了两套不同模型的稳定性分析结果,对不同物理化学特性的模化方式均不相同,研究发现不同模型带来的差异甚至大于热化学非平衡和平衡气体之间的区别。万兵兵等^[35]在热化学平衡框架下分析了黏性和热传导系数对基本流和稳定性的

影响。Miró Miró等^[36]也针对平板边界层开展了输运系数模型、扩散模型等对第二模态的影响研究,得到了与 Lytle 和 Reed 类似的结论。以上研究均表明,高焓流动计算过程中模型的选取会对流动稳定性分析结果造成影响。但已有研究并没有充分分析工程计算中常用的物理化学模型,例如常用的热力学模型均未被关注, Gupta 等的输运系数拟合关系式等也未见分析,此外高马赫数下可能出现并对转捩产生重要影响的 Mack 第三模态也未被研究。本文将以上述内容作为重点开展研究,以期进一步加深相关认识,提高高焓边界层转捩预测精度。除此之外,同样由于高温气体物理化学反应的复杂性,考虑化学非平衡效应的流动控制方程需要包含各组分的输运及物理化学特性,扰动方程的维度和复杂程度较完全气体大大增加,转捩预测所需的计算资源和时间也相应增加。因此,也有必要开展高温气体效应对流动稳定性的影响研究,分析其影响途径,以提高转捩预测效率。

综上,本文将采用考虑化学非平衡效应的线性稳定性分析方法,针对高焓钝楔边界层分析化学非平衡效应对转捩的影响及其影响途径,对比常用物理化学模型对稳定性分析结果的影响,重点关注工程常用但未被考虑过的模型及第三模态特征,以加深对高焓流动稳定性的认识,提高转捩预测的效率与精度。

1 物理化学模型与计算方法

1.1 化学非平衡流动控制方程

与量热完全气体不同,化学非平衡流动的控制方程还需考虑化学反应各组分及其物理化学特性的影响。在笛卡尔坐标系下,化学非平衡流动的 Navier-Stokes(N-S)方程可写成如下守恒形式:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho Y_s)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho Y_s u_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D_s \frac{\partial Y_s}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_s \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) &= 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + \delta_{ij} p) &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho H u_j) &= \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\tau_{ij} u_i + k \frac{\partial T}{\partial x_j} + \sum_{s=1}^{ns} \rho D_s h_s(T) \frac{\partial Y_s}{\partial x_j} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

式中, ρ 、 p 、 T 分别为气体的密度、压强、温度; u_i 和 u_j 为不同方向的气体速度; E 和 H 为单位体积的总能量和总焓; Y_s 、 D_s 、 h_s 与 $\dot{\omega}_s$ 分别为组分 s 的质量分数、质量扩散系数、单位质量的绝对焓值以及单位时间单

位体积的化学反应质量源项; k 为混合气体的热传导系数; τ_{ij} 为分子剪切应力张量; ns 表示组分总数。认为流动介质为牛顿流体且满足 Stokes 假设,能量扩散和组分质量扩散通量分别由 Fourier 定律和修正的 Fick 定律^[37]计算。高温气体流场介质可以看作热完全气体的混合物,各组分的状态参数仍满足完全气体状态方程。

在对高温气体进行数值模拟时,量热完全气体假设失效,其热力学特性、输运特性、扩散特性以及有限速率化学反应等均需采用相应的模型进行模拟。工程实践中常用的物理化学模型对流动稳定性分析及转捩预测结果的影响是本研究的重点,典型的物理化学模型将在后续 1.3 小节详述。各组分的壁面边界条件与壁面的催化效应有关,本文采用完全非催化壁面边界条件。

采用有限差分方法对控制方程进行离散求解。对流项采用 Lax-Friedrichs 方法^[38]进行通量分裂,分裂后的正负通量采用五阶 WENO 格式^[39]离散。黏性项采用六阶中心差分格式离散,而时间离散则采用三步三阶 Runge-Kutta 方法。

1.2 线性稳定性方法

根据上述控制方程推导相应的考虑化学非平衡效应的线性稳定性方程,以下给出大体框架,详细的过程和细节主要参考 Malik^[40]和 Hudson^[41]的做法。将流动物理量分解为基本流量和扰动量,即 $q = q_0 + q'$, 其中 $q = [\rho, u, v, w, T, Y_s]$, $s = 2, 3, 4, 5$ 。 u 、 v 、 w 分别表示流向、法向和展向速度。代入式(1)并减去基本流所满足的方程,即可得到考虑化学非平衡效应的扰动方程,整理为矩阵形式,即:

$$\begin{aligned} \mathbf{F} \frac{\partial q'}{\partial t} + \mathbf{A} \frac{\partial q'}{\partial x} + \mathbf{B} \frac{\partial q'}{\partial y} + \mathbf{C} \frac{\partial q'}{\partial z} + \mathbf{D} q' + \\ \mathbf{V}_{xx} \frac{\partial^2 q'}{\partial x^2} + \mathbf{V}_{yy} \frac{\partial^2 q'}{\partial y^2} + \mathbf{V}_{zz} \frac{\partial^2 q'}{\partial z^2} + \\ \mathbf{V}_{xy} \frac{\partial^2 q'}{\partial x \partial y} + \mathbf{V}_{yz} \frac{\partial^2 q'}{\partial y \partial z} + \mathbf{V}_{xz} \frac{\partial^2 q'}{\partial x \partial z} = \mathbf{N} \end{aligned} \quad (2)$$

式中,系数矩阵 $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{D}$ 、 $\mathbf{V}$ 均为基本流的函数, $\mathbf{N}$ 为非线性项。在进行线性稳定性分析时,忽略非线性项和高阶项,同时,引入平行流假设和行进波假设:

$$q' = \hat{q}(y) \exp[i(\alpha x + \beta z - \omega t)] \quad (3)$$

其中, $\hat{q} = [\hat{\rho}, \hat{u}, \hat{v}, \hat{w}, \hat{T}, \hat{Y}_s]$ 是扰动形函数, α 和 β 分别是流向和展向波数, ω 为频率。将式(3)代入扰动方程(2),就得到了考虑化学非平衡效应的线性稳定性方程。本文考察空间模式, β 和 ω 为给定的实数, α 为待求的复数,当其虚部小于 0 时扰动沿流向增长。在数

值求解的过程中,线性稳定性方程可改写为一阶微分方程组的形式:

$$\frac{d\hat{\Phi}}{dy} = A\hat{\Phi} \quad (4)$$

式中, A 是一个 16×16 的系数矩阵, $\hat{\Phi}$ 为新的扰动变量。

边界条件为:

$$\begin{aligned} \hat{u} = \hat{v} = \hat{w} = \hat{T} = \frac{d\hat{Y}_s}{dy} = 0, \quad y = 0 \\ \hat{u} = \hat{v} = \hat{w} = \hat{T} = \hat{Y}_s = 0, \quad y \rightarrow \infty \end{aligned} \quad (5)$$

以上方程的求解是常微分方程组的特征值问题,采用四阶紧致差分方法将其离散为代数方程,代数方程组的特征值问题则使用 Müller 法求解。

1.3 常用物理化学模型

对于高温气体的比热、内能和焓等热力学特性参数,由于振动能的激发和化学反应等,比热将不再是常数,内能将不再是温度的线性函数,目前多通过分子动理论进行建模计算。通常假设分子为刚性转子和谐振子^[42],即 RRHO(rigid rotor and harmonic oscillator)模型,对组分各能量模态进行拆分计算,则混合物的总比能可表达为:

$$e = e_t + e_r + e_v + \frac{1}{2}u_i u_i + h_0 \quad (6)$$

式中:下标 t、r、v 分别表示平动、转动和振动;组分 s 的比平动能 $e_{t,s}$ 和比转动能 $e_{r,s}$ 由能均分定理直接给出,比振动能 $e_{v,s}$ 由谐振子假设给出,即:

$$e_{v,s} = \sum_m g_{r,s} \frac{R_s \theta_{v,m,s}}{\exp(\theta_{v,m,s}/T) - 1} \quad (7)$$

其中, $g_{r,s}$ 和 $\theta_{v,m,s}$ 为组分 s 振动模态 m 的简并度和振动特征温度, R_s 为组分 s 的气体常数。模型相关系数及化学生成焓 h_0 由文献 [43] 获得。

此外,各反应组分的热力学函数也可以作为温度的函数以多项式的形式给出,常用的如 Gupta 等^[20]的拟合关系式,组分 s 的定压比热容 $c_{p,s}$ 和比焓 h_s 可写为:

$$c_{p,s} = \frac{R}{M_s} (a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4) \quad (8)$$

$$h_s = \frac{R}{M_s} T \left(a_1 + \frac{a_2}{2} T + \frac{a_3}{3} T^2 + \frac{a_4}{4} T^3 + \frac{a_5}{5} T^4 + \frac{a_6}{T} \right) \quad (9)$$

式中, R 为通用气体常数, M_s 为组分 s 的摩尔质量, a 为模型系数。混合气体的热力学参数由单一组分值以质量分数加权求和得到。

在输运系数方面,温度较低时常用的 Sutherland 公式将不再适用,分子黏性系数、热传导系数以及组分扩散系数等均为化学反应混合物状态的热力学函

数,但相应的模型在数值计算应用中均有一定的简化。在工程实践中通常采用 Blottner 等的拟合关系式^[44]求解各组分的黏性系数,即:

$$\mu_s = \left[\exp(C_{\mu,s}) \right] T^{(A_{\mu,s} \ln T + B_{\mu,s})} \quad (10)$$

其中, $A_{\mu,s}$ 、 $B_{\mu,s}$ 、 $C_{\mu,s}$ 为模型系数。

混合气体的黏性系数由 Wilke 混合律^[45]给出:

$$\mu = \sum_{s=1}^{ns} \left(\frac{\mu_s X_s}{\sum_{i=1}^{ns} \Phi_{s,i} X_i} \right) \quad (11)$$

其中: X 为组分的摩尔分数; $\Phi_{s,i}$ 为配分函数,定义为:

$$\Phi_{s,i} = \left[1 + \left(\frac{\mu_s}{\mu_i} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{M_i}{M_s} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2 \left/ \left[8 \left(1 + \frac{M_s}{M_i} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \right. \quad (12)$$

热传导系数常采用 Eucken 公式^[42]计算:

$$k_s = \left(\frac{5}{2} c_{v,s,t} + c_{v,s,r} + c_{v,s,v} \right) \mu_s \quad (13)$$

式中 c_v 为定容比热容。混合气体总的热传导系数同样通过 Wilke 混合率计算求得,即 BEW(Blottner - Eucken - Wilke)模型。

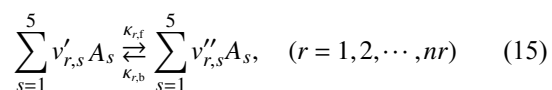
除此之外,也可以采用 Gupta 总结的拟合关系式^[20]计算各组分的黏性系数和热传导系数,混合物的值同样由 Wilke 混合律给出。黏性系数的计算公式与 Blottner 等的形式相同,模型系数略有差别。热传导系数为:

$$k_s = \exp(E_{k,s}) \cdot T^{[A_{k,s}(\ln T)^3 + B_{k,s}(\ln T)^2 + C_{k,s} \ln T + D_{k,s}]} \quad (14)$$

其中, $A_{k,s}$ 、 $B_{k,s}$ 、 $C_{k,s}$ 、 $D_{k,s}$ 、 $E_{k,s}$ 为模型系数。

组分的等效质量扩散系数一般通过假设恒定的 Schmidt 数或 Lewis 数求得,本文给定恒定的 Schmidt 数为 0.5,由黏性系数直接求得组分扩散系数。

高温空气中的氧分子和氮分子将会发生离解、复合等一系列复杂的化学反应。有限速率化学反应过程采用 5 组分模型(O_2 , N_2 , O , N , NO)计算。本文采用了 Gupta 等^[20]的 5 组分 6 反应化学反应模型和 Park^[21]的 5 组分 5 反应模型对其进行模化。假设化学反应动力学过程由 nr 个基元反应构成,则其化学反应方程式可表示为:



其中, A_s 表示参加化学反应的组分, $v'_{r,s}$ 和 $v''_{r,s}$ 分别为第 r 个化学反应中反应物和生成物的化学计量数。根据质量作用定律,组分 s 在单位时间单位体积内的质量生成率,即化学反应质量源项 ω_s 可表达为:

$$\dot{\omega}_s = M_s \sum_{r=1}^{nr} (v''_{r,s} - v'_{r,s}) \left(\kappa_{r,f} \prod_{s=1}^{ns} \left(\frac{\rho_s}{M_s} \right)^{v_{r,s,f}} - \kappa_{r,b} \prod_{s=1}^{ns} \left(\frac{\rho_s}{M_s} \right)^{v_{r,s,b}} \right) \quad (16)$$

式中, $\kappa_{r,f}$ 和 $\kappa_{r,b}$ 分别为第 r 个化学反应方程式的正向和逆向反应速率常数。化学反应速率常数 κ 可由分子碰撞理论导出的 Arrhenius 公式确定, 即:

$$\kappa = A \cdot T^b \cdot e^{-\frac{E_a}{RT}} \quad (17)$$

拟合系数 A 、 b 和 E_a 分别从 Gupta 和 Park 模型获得。对于 Park 模型, 逆反应速率常数由化学反应平衡常数 K_{eq} 计算:

$$\kappa_{r,b} = \frac{\kappa_{r,f}}{K_{eq}} \quad (18)$$

式中的 K_{eq} 由 Gibbs 自由能得到。

不同物理化学模型间的差异在其对内外流动流场结构、组分、气动/热等影响的研究中已有较多比较分析可供参考^[27-32], 热力学参数、输运系数和化学反应速率等随温度的变化在早期高焓流动物理化学特性建模研究中也已有较多展示^[20-22], 此处不再展开。基于以上物理化学模型, 本文对比分析了其对高焓边界层流动稳定性及转捩预测结果的影响, 上述模型基本涵盖了现阶段工程计算中常用的物理化学模

型^[25]。在 3.1 节对化学非平衡效应影响的分析及 3.2 节的基准算例中, 采用的热力学、输运系数和化学反应模型分别为 RRHO、BEW 以及 Gupta 的化学反应模型。

2 程序验证及计算工况

2.1 程序验证

考虑化学非平衡效应的数值模拟和线性稳定性分析工具基于课题组的完全气体程序发展而来, 该完全气体程序已成功应用于大量高速边界层转捩数值模拟和稳定性分析工作^[46-47], 计算精度和鲁棒性得到了充分验证。为了验证化学非平衡程序的可靠性, 选取 Miró Miró 等^[48] 的化学非平衡绝热平板算例进行计算。计算工况为: 自由来流马赫数 $Ma_\infty = 10$, 自由来流静温 $T_\infty = 600$ K, 单位雷诺数 $Re_\infty = 6.6 \times 10^6/m$ 。来流包含氧气和氮气两种组分, 其质量分数分别为 $Y_{N_2} = 0.78$ 和 $Y_{O_2} = 0.22$, 壁面温度边界条件为绝热壁。

图 1(a、b、c) 分别给出了基本流速度、温度和组分质量分数剖面与 Miró Miró 等结果的对比, 流向位置为 $x = 0.6$ m。可以看到基本流速度、温度和组分质量分数剖面与文献结果符合较好。图 1(d) 为第二模

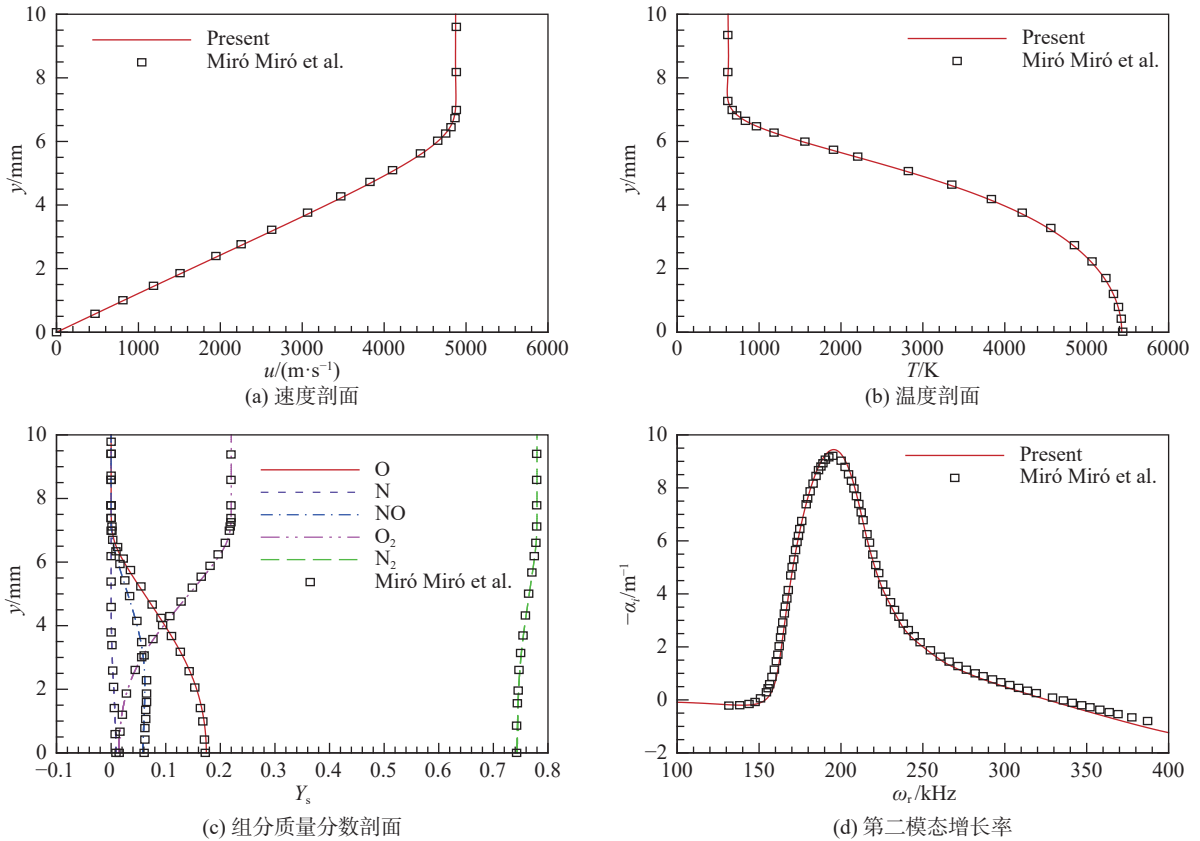


图 1 本文计算结果与 Miró Miró 等^[48] 结果的对比

Fig. 1 Comparison of the present computational result with that from Miró Miró et al.^[48]

态增长率与文献对比。本文稳定性分析结果也能与文献较好地吻合，计算程序的可靠性得到了验证。

2.2 计算工况及网格无关性验证

选取头部钝度 0.1 mm、半楔角为 7°的钝楔开展后续研究，计算工况为来流马赫数 15、20，飞行高度为 25 km。壁面温度边界条件为等温壁和绝热壁。具体的流动参数如表 1 所示。

表 1 流动参数 Table 1 Flow parameters			
Ma_∞	T_∞/K	Re_∞/m^{-1}	T_w/K
15	221.5	1.239×10^7	1200
20	221.5	1.652×10^7	1500

采用三套网格验证了网格无关性，网格密度分别为 301×251(Grid1)、401×351(Grid2)和 501×501(Grid3)。图 2 给出了 $Ma = 15$ 工况下不同网格的数值模拟结果和 0.8 m 站位处的稳定性分析结果。图 2(a)为壁面温度分布，可以看到，计算结果之间差异很小，Grid2 和 Grid3 的结果几乎没有差别，相对误差小于 0.1%。

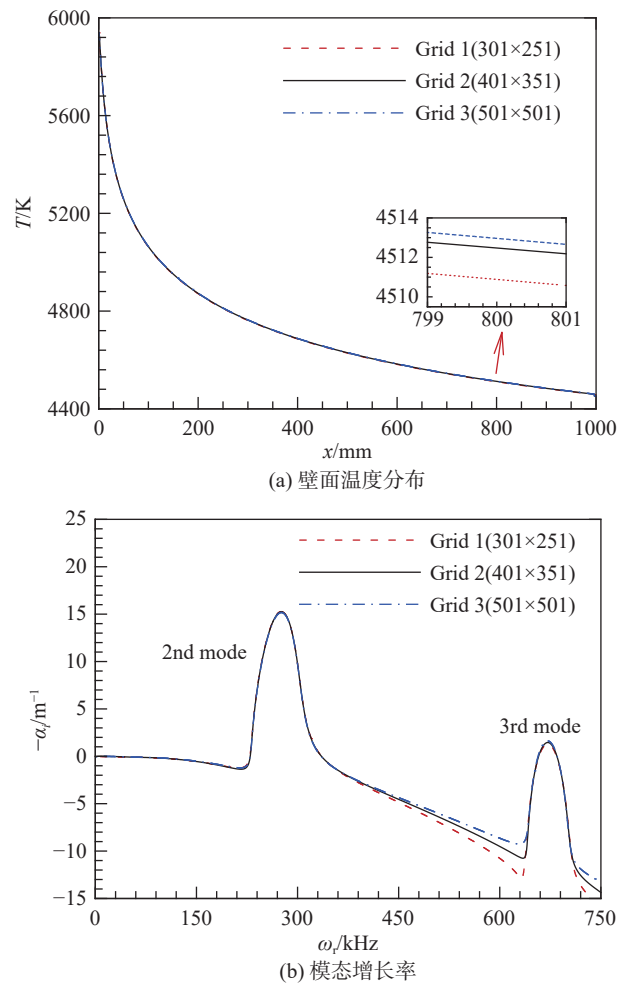


图 2 网格无关性验证
Fig. 2 Grid independence test

图 2(b)为不稳定模态增长率曲线，可以看到，三套网格计算得到的第二/第三模态增长率基本一致，仅在高频的稳定区域存在差异，Grid2 和 Grid3 的结果差距极小。计算网格的收敛性得到了验证，后续将采用 Grid2 开展进一步研究。

3 结果与讨论

3.1 化学非平衡效应的影响

在 $Ma = 15$ 工况下对比高温化学非平衡气体和完全气体的流动稳定性和转捩特征，分别分析绝热壁和等温壁条件下的结果。

3.1.1 绝热壁

由完全气体计算得到的头部激波脱体距离明显大于化学非平衡气体，如图 3 所示。完全气体模型计算得到的驻点温度达到了 10200 K，而考虑化学非平衡效应时头部附近的最高温度在 7800 K 左右，降低约 22%。此时，化学非平衡效应对流场产生了显著影响。随着流动向下游进一步发展，边界层内温度逐渐降低，但仍足以使气体发生较为充分的化学反应，空气中原子组分仍然较多，如图 4 所示。图 5 给出了 $Ma = 15$ 时绝热壁条件下、流向位置 $x = 0.8\text{ m}$ 处温度剖面的对比。可以看到，化学非平衡效应影响下的边界层厚度变薄，壁面温度降低近 50%。 $Ma = 20$ 工况下的流场温度将会更高，化学反应将会更为剧烈，此时钝楔头部附近的最高温度约为 10900 K，但仅出现

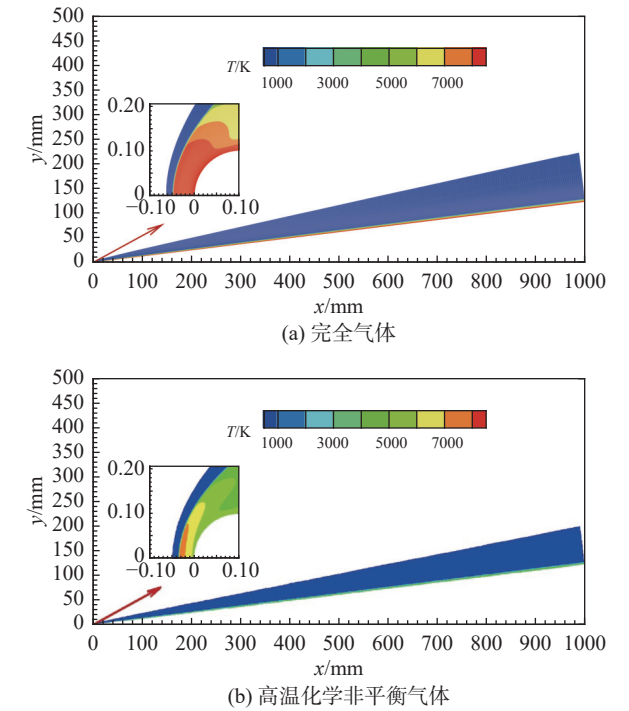


图 3 $Ma = 15$ 、绝热壁条件下流场温度云图
Fig. 3 Temperature contour of the flow under the condition of adiabatic wall and $Ma = 15$

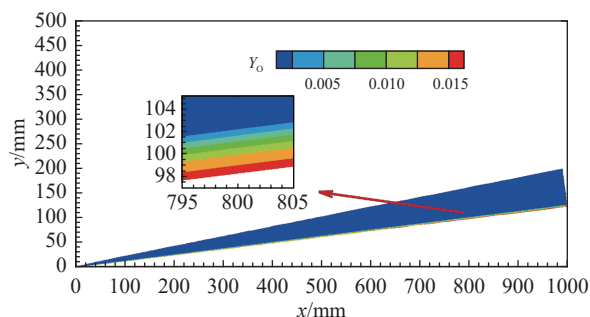
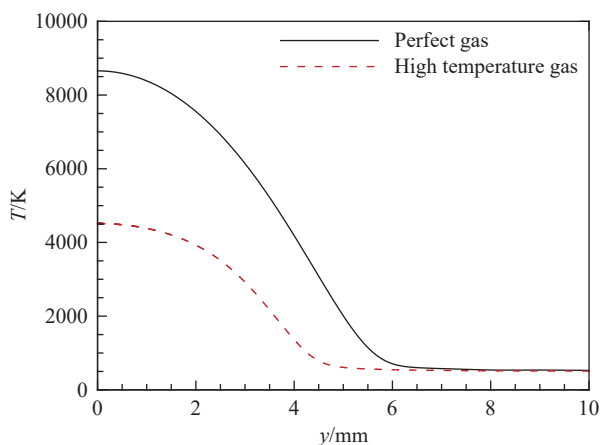


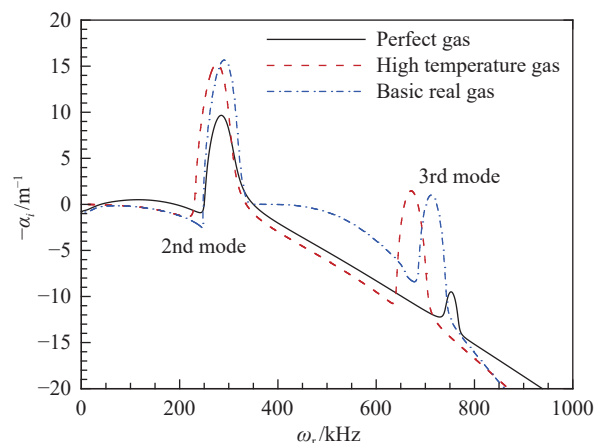
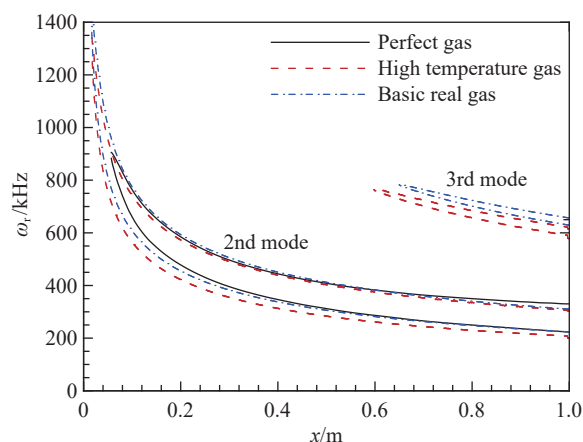
图 4 氧原子质量分数云图

Fig. 4 Mass fraction contour of the oxygen atom

图 5 $Ma = 15$ 、绝热壁条件下 $x = 0.8$ m 处温度剖面Fig. 5 Temperature profiles at $x = 0.8$ m under the condition of adiabatic wall and $Ma = 15$

在弓形激波后极小的区域内。流动越往下游发展流场温度越低,其他流场区域内的温度均低于 9000 K,电离反应较弱^[3],采用 5 组分的化学反应模型研究相应的流动稳定性问题是足够的。以上分析也可以说明本文研究工况和化学反应模型的选取对于所研究的问题是合理的。

进一步分析流动稳定性,图 6 给出了绝热壁工况下不同气体模型的稳定性分析结果。图 6(a)为流向站位 $x = 0.8$ m 处不稳定模态的增长率,其中黑色实线表示量热完全气体程序的计算结果,红色虚线表示考虑化学非平衡效应的结果,蓝色点划线为在基本流计算中考虑化学非平衡效应而在稳定性分析中采用完全气体方法得到的结果。化学非平衡效应使得第一模态变得稳定,第二模态和第三模态增长率峰值增大,相应的频率有所降低。图 6(b)为第二模态和第三模态的二维中性曲线。在整个计算域内,完全气体条件下不存在不稳定的第三模态,第二模态的不稳定频带宽度小于化学非平衡气体。图 6(c)给出了由第二模态积分得到的 N 值包络线。在流向站位 $x = 1$ m 处,完全气体和高温气体的 N 值分别为 2.9 和 5.6,高温气体效应使得 N 值增大近一倍。

(a) $x = 0.8$ m 处模态增长率

(b) 中性曲线(二维)

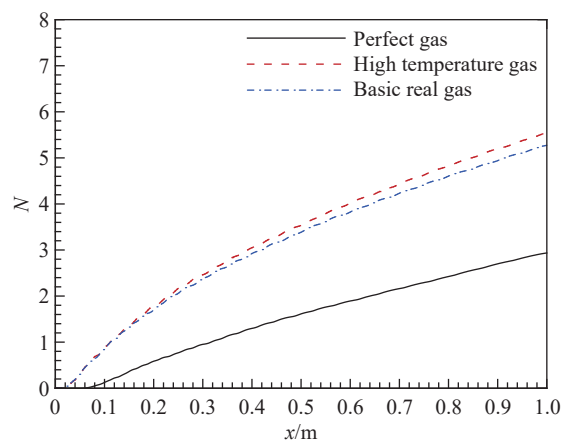
(c) 第二模态 N 值包络线图 6 $Ma = 15$ 、绝热壁条件下线性稳定性分析结果Fig. 6 Linear stability analysis results under the condition of adiabatic wall and $Ma = 15$

图 6 还给出了在基本流计算中考虑化学非平衡效应,而在稳定性分析中采用完全气体方法得到的结果(蓝色点划线)。与完全考虑化学非平衡效应相比,仅在基本流计算中考虑化学非平衡效应时的增长率曲线向高频方向移动,第三模态失稳范围缩小,各模态峰值增长率仅存在较小差距,导致其 N 值虽然有所减小,转捩位置略有延后,但相对误差仅在 5% 左右。

3.1.2 等温壁

等温壁工况下的壁面为冷壁，此时流场温度低于绝热壁工况，但仍相对较高，化学非平衡效应对流动的影响仍然十分显著。图 7 为等温壁基本流及稳定性分析结果。由图 7(a)给出的流向站位 0.8 m 处温度剖面可知，边界层内的温度显著低于绝热壁工况，化学非平衡效应相对较弱。在化学非平衡效应的影响下，边界层厚度变薄，边界层内温度有所降低。

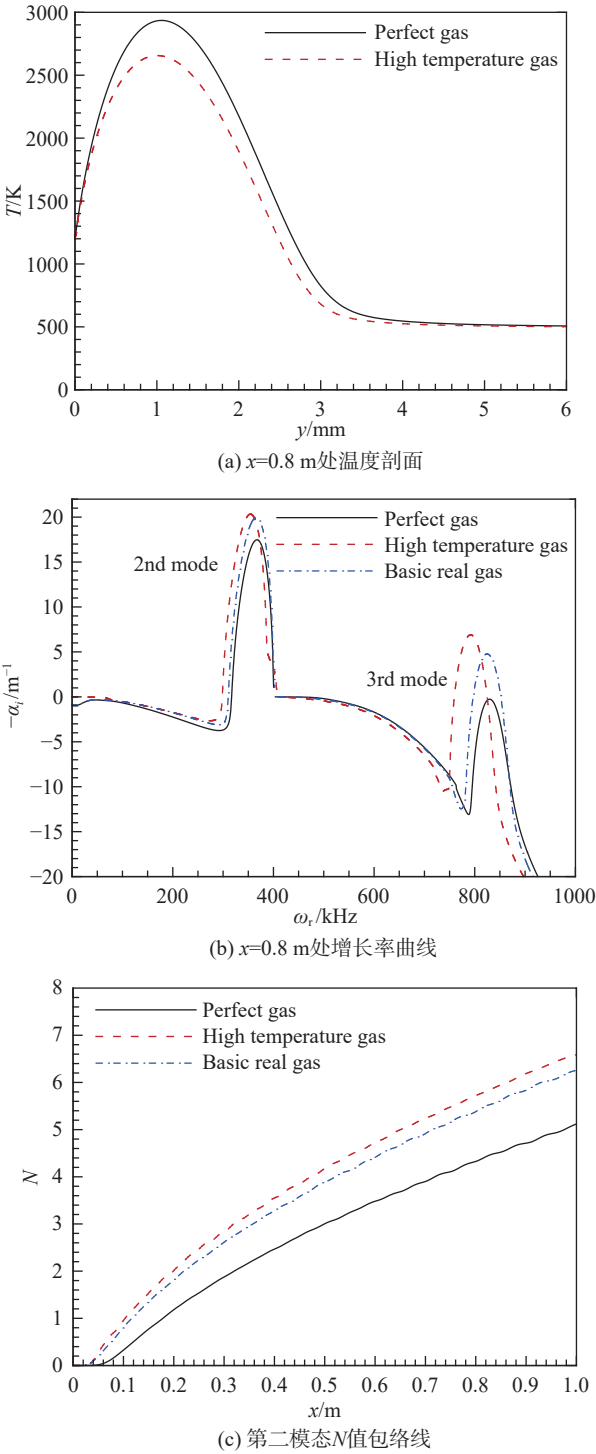


图 7 $Ma = 15$ 、等温壁条件下的基本流及稳定性分析结果
Fig. 7 Basic flow and linear stability analysis result under the condition of isothermal wall and $Ma = 15$

图 7(b、c)分别为流向站位 $x = 0.8$ m 处的增长率曲线和 N 值包络。可以看到，在等温壁工况下，化学非平衡效应同样使得第二模态和第三模态增长率峰值显著增大，相应的频率降低，但由于化学非平衡效应相对较弱，二者之间的差异小于绝热壁工况下的结果。等温壁工况下化学非平衡效应同样使得 N 值显著增大，且 N 值大于绝热壁工况下的结果。仅在基本流计算中考虑化学非平衡效应得到的转捩预测 N 值与完全考虑化学非平衡效应的结果最大差距仅有 0.18，相对误差同样仅在 5% 左右。

$Ma = 20$ 工况下的结论与以上分析一致，只是化学非平衡效应的影响更为显著，此处不再赘述。综上，在绝热和等温壁工况下，化学非平衡效应对基本流和流动稳定性的影响均十分显著，在对高焓气体开展流动稳定性研究时不可忽略。对于本文的研究工况，在两种不同的壁面温度条件下，化学非平衡效应对不稳定模态和 N 值的影响是一致的，即，化学非平衡效应使得第二模态和第三模态增长率峰值增大，转捩位置提前，绝热壁工况下化学非平衡效应的影响更为显著。虽然在稳定性分析中忽略化学非平衡效应对不稳定模态增长率的影响较大，但在转捩的工程预测中，可以仅在基本流计算中考虑化学非平衡效应以提高转捩计算效率。

3.2 物理化学模型选取的影响

选择工程常用的热力学、输运系数和化学反应模型开展数值模拟和线性稳定性分析，以对比模型选择对稳定性分析及转捩预测结果的影响，壁面温度边界条件选择化学非平衡效应更为显著的绝热壁。如表 2 所示，在研究过程中保持基准模型中的其他两类模型不变，分别改变热力学模型、输运系数模型和化学反应模型为 Gupta 等的热力学参数拟合关系式 (Thermal_Gupta)、Gupta 等的输运系数拟合关系结合 Wilke 混合律 (Transport_Gupta_Wilke) 和 Prak 的 5 组分化学反应模型 (Chemical_Park)。

表 2 物理化学模型的对比		
Table 2 Comparison of physicochemical models		
	基准模型	对比模型
热力学模型	RRHO	Thermal_Gupta
输运系数模型	BEW	Transport_Gupta_Wilke
化学反应模型	Chemical_Gupta	Chemical_Park

首先关注基本流的差异。图 8 给出了 $Ma = 15$ 工况下由不同物理化学模型得到的 $x = 0.8$ m 站位处的

基本流剖面, 可以看到: 热力学模型的改变对基本流影响很小, 输运系数采用 Gupta 拟合关系式会使边界层厚度略有增加, 壁温略有降低, 温度剖面的改变相对较小, 而氧原子质量分数的差异较为显著; 化学反应模型的改变影响最大, 采用 Park 模型计算得到的边界层厚度较小, 壁面温度降低超过 200 K, 壁面附近的氧原子质量分数显著增大。

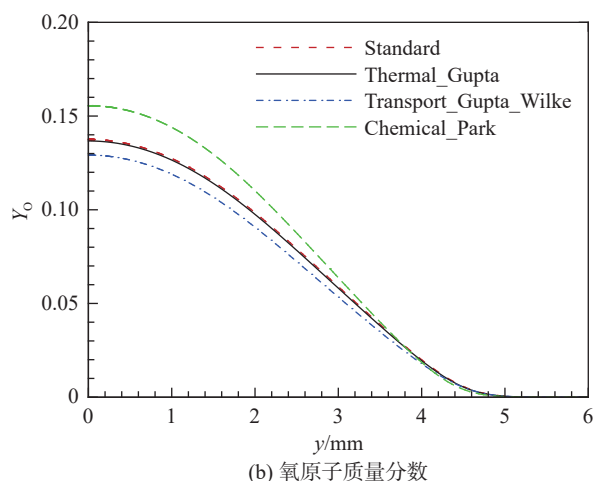
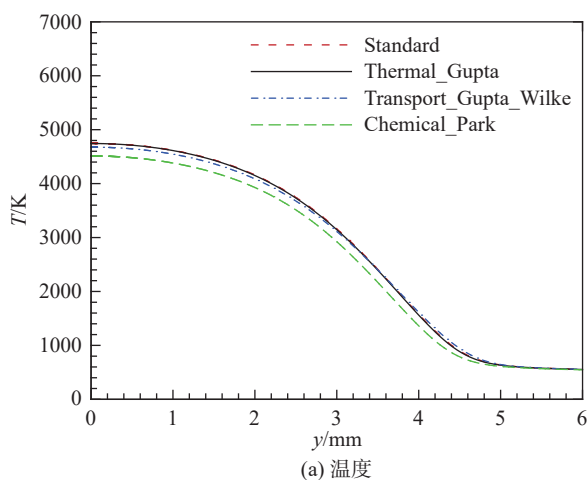


图 8 基于不同物理化学模型在 $x = 0.8$ m 处的基本流剖面对比
Fig. 8 Comparison of basic flow profiles at $x = 0.8$ m based on different physicochemical models

然后分析稳定性分析结果所受的影响。图 9 为不同物理化学模型计算得到的流动稳定性及转捩预测结果, 物理化学模型的选取对稳定性分析结果存在一定的影响。图 9(a) 给出了 $x = 0.8$ m 处不稳定模态增长率随频率的变化, 从图中可以看出: 热力学模型不同引起的差异最小, 使用 Gupta 拟合关系式时增长率仅在高频区域略有增大; 而与对基本流有较大影响不同的是, 化学反应模型的改变对不稳定模态增长率的影响并不显著——化学反应模型由 Gupta 模型变为 Park 模型使得高频区域(大于 400 kHz)的增长率略有降低, 第三模态峰值略有减小, 峰值位置向高频

方向略有移动; 输运系数模型的改变对增长率的影响最大, 这可能是质量分数的差异造成的。使用 Gupta 拟合关系式时, 第二模态不稳定区域在高频方向变窄, 第三模态增长率峰值显著降低, 这从图 9(b) 给出的中性曲线上也可以明显看出。同时, 第二模态高频方向的不稳定范围与基准算例的差距沿流向增大, 此时第三模态的失稳区域很小。

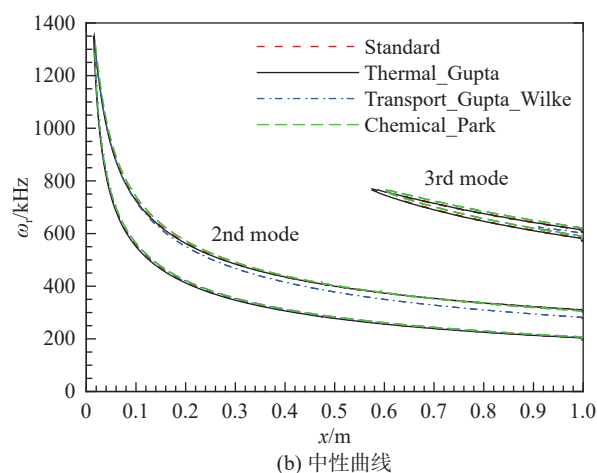
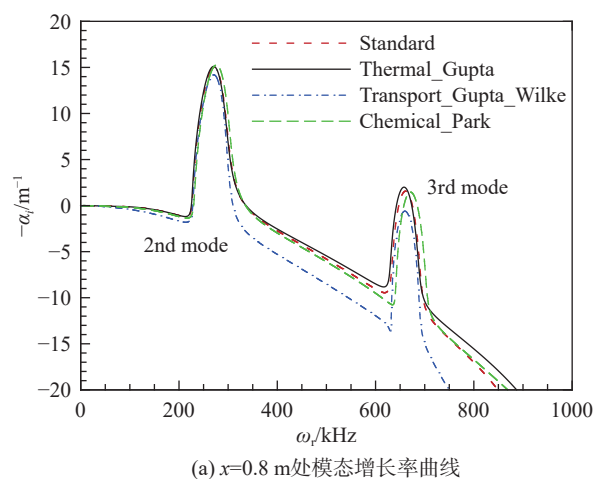


图 9 基于不同物理化学模型的稳定性分析结果对比
Fig. 9 Comparison of linear stability analysis results based on different physicochemical models

图 10 给出了不稳定模态的 N 值, 其中图 10(a) 为不稳定模态总的 N 值包络线。从图中可以看出, 热力学模型和化学反应模型改变造成的差异很小, 输运系数模型对 N 值的影响较为显著, 但其带来的相对差距也未超过 10%。这是由于不同模型对模态增长率的影响主要集中在高频区域, 而主导转捩的第二模态的不稳定频率范围和增长率差距极小, 只有输运系数模型的改变使中性曲线上支有所下移。由于第三模态增长率差异显著, 故图 10(b) 给出了由第三模态积分得到的 N 值包络线。与第二模态相比, 第三模态 N 值很小, 但由物理化学模型改变造成的差异却

较为显著, $x = 1\text{ m}$ 处 N 值的相对差距最小, 但也在 10% 左右, 其中输运系数模型改变带来的影响极大。

进一步分析来流马赫数增大至 20 后, 化学非平衡效应加剧时的结果。图 11 给出了 $Ma = 20$ 工况下的基本流和稳定性分析结果。图 11(a) 为 $x = 0.8\text{ m}$ 处

的基本流温度剖面, 可以看到, 不同物理化学模型对基本流的影响有所增加, 不同化学反应模型计算得到的壁面温度差异超过了 400 K, 但整体影响趋势没有变化。图 11(b、c) 分别给出了 $x = 0.8\text{ m}$ 处的模态增长率和 N 值包络线, 结果显示: 不同物理化学模型对第

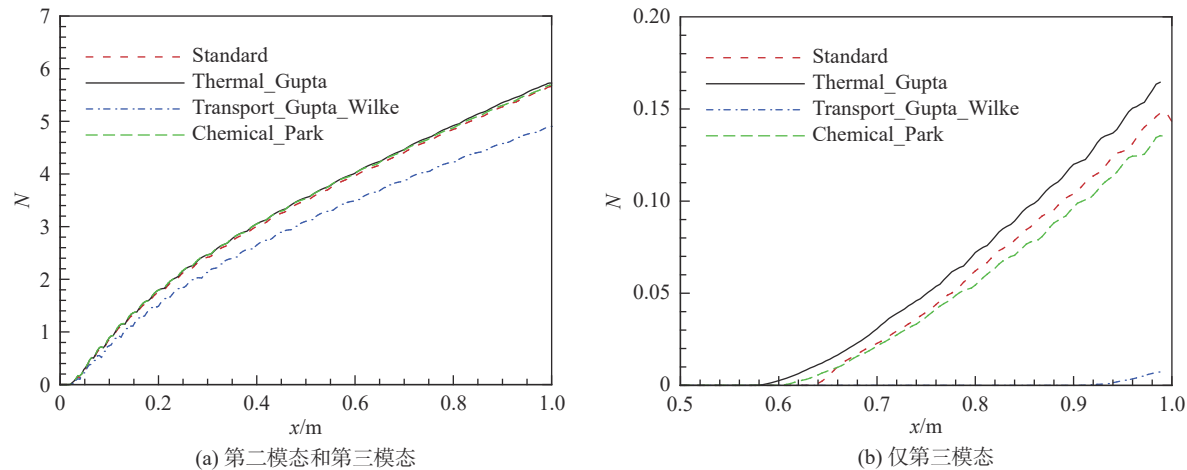


图 10 不稳定模态 N 值包络线
Fig. 10 N factor envelopes for the unstable modes

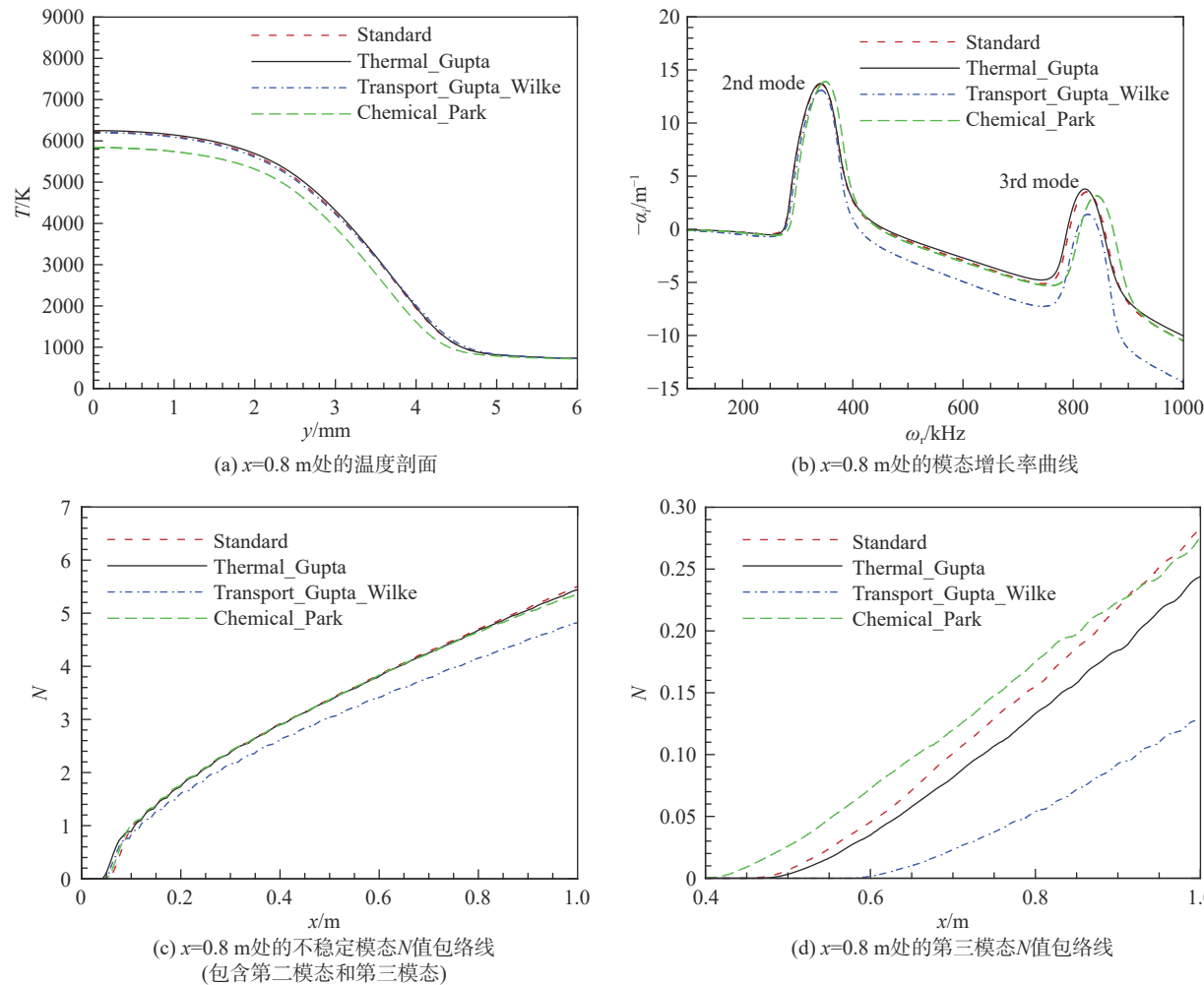


图 11 $Ma = 20$ 时, 不同物理化学模型计算结果对比
Fig. 11 Computational results compared among different physicochemical models at $Ma = 20$

二模态的影响仍然较小,物理化学模型的选取对转捩预测结果的影响甚至进一步减小;与 $Ma = 15$ 工况相比,第三模态增长率、不同模型计算结果间的差异均有所增大。如图11(d)中第三模态 N 值包络线所示,此时 N 值虽仍较小,但物理化学模型选取造成的差异进一步扩大。在第三模态增长率较大的情况下(如文献[14]算例),物理化学模型的选取对稳定性分析和转捩预测结果的影响可能无法忽略。

4 结 论

本文开发并验证了考虑化学非平衡效应的数值模拟和线性稳定性分析方法,求解程序包含了多种高温气体数值模拟中常用的物理化学模型。以此为基础,本文针对头部钝度 0.1 mm 的 7° 钝楔在来流马赫数15和20工况下开展研究,分析了化学非平衡效应对边界层流动稳定性和转捩预测结果的影响及其途径,并选择工程实践中常用的热力学模型、输运系数模型和化学反应模型分析了物理化学模型选取对流动稳定性分析结果的影响,得到了如下结论:

1) 对于绝热和等温壁工况,化学非平衡效应使得第一模态变得更稳定,第二模态和第三模态增长率峰值增大,对应的频率降低,转捩预测 N 值显著增大。化学非平衡效应在高焓边界层流动稳定性研究和转捩工程预测中不可忽略,但由于其主要通过改变基本流剖面影响 N 值,在转捩预测中可以仅在基本流求解中考虑以提高计算效率。

2) 在由第二模态主导的高速高焓边界层中,热力学模型和化学反应模型的选取对稳定性分析结果影响很小,差异主要表现在高频区域;输运系数模型改变造成的差异最为显著,第二模态的不稳定频率范围在高频方向存在明显区别,从而导致转捩预测 N 值差异显著,但其相对差距未超过10%。这表明转捩预测结果对高温气体数值模拟及稳定性分析中物理化学模型的选取并不敏感。然而物理化学模型改变对第三模态增长率的影响较为显著,在第三模态对转捩影响较大时,模型选取对转捩预测结果的影响可能无法忽略。

由于计算工况有限,本文的结论可能具有一定的局限性,但仍可对工程实践提供一定的参考。纵观全文结果,第二模态特性主要受到边界层基本流特性的影响,这与以往的认知一致。针对高焓边界层转捩的预测问题,提高基本流计算精度是未来努力的重要方向。

参 考 文 献:

- [1] 陈坚强,袁先旭,涂国华,等.高超声速边界层转捩的几点认识[J].中国科学:物理学 力学 天文学,2019,49(11):125-138.
CHEN J Q, YUAN X X, TU G H, et al. Recent progresses on hypersonic boundary-layer transition[J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(11): 125-138 (in Chinese).
doi: 10.1360/SSPMA-2019-0071
- [2] 段毅,姚世勇,李思怡,等.高超声速边界层转捩的若干问题及工程应用研究进展综述[J].空气动力学学报,2020,38(2):391-403.
DUAN Y, YAO S Y, LI S Y, et al. Review of progress in some issues and engineering application of hypersonic boundary layer transition[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(2): 391-403 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0041
- [3] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1988: 596-599.
- [4] MALIK M R, ANDERSON E C. Real gas effects on hypersonic boundary-layer stability[J]. Physics of Fluids A, 1991, 3(5): 803-821.
doi: 10.1063/1.858012
- [5] STUCKERT G, REED H L. Linear disturbances in hypersonic, chemically reacting shock layer[J]. AIAA Journal, 1994, 32(7): 1384-1393.
doi: 10.2514/3.12206
- [6] HUDSON M L, CHOKANI N, CANDLER G V. Linear stability of hypersonic flow in thermochemical nonequilibrium[J]. AIAA Journal, 1997, 35(6): 958-964.
doi: 10.2514/3.13614
- [7] 樊宇,万兵兵,韩宇峰,等.平衡空气模型的流动稳定性及转捩预测[J].航空动力学报,2016,31(7):1658-1668.
FAN Y, WAN B B, HAN Y F, et al. Hydrodynamic stability and transition prediction with the chemical equilibrium gas model[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1658-1668 (in Chinese).
- [8] 陈贤亮,符松.热化学非平衡高超声速平板边界层线性稳定性分析[J].空气动力学学报,2020,38(2):316-325.
CHEN X L, FU S. Linear stability analysis of hypersonic boundary layer on a flat-plate with thermal-chemical non-equilibrium effects[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(2): 316-325 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0155
- [9] WANG Z, HAN Y F, CAO W. Effects of entropy layer on the boundary layer over hypersonic blunt cones considering chemical reactions[J]. Physics of Fluids, 2023, 35(3): 034111.
doi: 10.1063/5.0139146
- [10] DEMANGE S, QADRI U A, JUNIPER M P, et al. Global modes of viscous heated jets with real gas effects[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2022, 936: A7.
doi: 10.1017/jfm.2022.43
- [11] ZANUS L, PINNA F. Evolution of instability modes in Mach 10 frozen and chemically reacting boundary layers by means of non-linear parabolized stability equations[J]. Physics of Fluids, 2021, 33(6): 064106.
doi: 10.1063/5.0049816
- [12] CHEN X L, WANG L, FU S. Parabolized stability analysis of hypersonic thermal-chemical nonequilibrium boundary-layer flows[J]. AIAA Journal, 2021, 59(7): 2382-2395.
doi: 10.2514/1.J059994
- [13] CHEN X L, WANG L, FU S. Energy transfer of hypersonic and high-enthalpy boundary layer instabilities and transition[J]. Physical Review Fluids, 2022, 7(3): 033901.
doi: 10.1103/PhysRevFluids.7.033901

- [14] CHEN X L, WANG L, FU S. Secondary instability of the hypersonic high-enthalpy boundary layers with thermal-chemical nonequilibrium effects[J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(3): 034132.
doi: [10.1063/5.0045184](https://doi.org/10.1063/5.0045184)
- [15] MARXEN O, MAGIN T E, SHAQFEH E S G, et al. A method for the direct numerical simulation of hypersonic boundary-layer instability with finite-rate chemistry[J]. *Journal of Computational Physics*, 2013, 255: 572–589.
doi: [10.1016/j.jcp.2013.07.029](https://doi.org/10.1016/j.jcp.2013.07.029)
- [16] 刘朋欣, 李辰, 孙东, 等. 考虑化学非平衡效应的高温湍流边界层统计特性分析[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(4): 124–131.
LIU P X, LI C, SUN D, et al. Statistical characteristics of high-temperature turbulent boundary layer considering chemical non-equilibrium effect[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(4): 124–131 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0178](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0178)
- [17] MA Y B, ZHONG X L. Receptivity to freestream disturbances of a Mach 10 nonequilibrium reacting oxygen flow over a flat plate[C]// 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2004: AIAA 2004-256.
doi: [10.2514/6.2004-256](https://doi.org/10.2514/6.2004-256)
- [18] ADAM P H, HORNING H G. Enthalpy effects on hypervelocity boundary-layer transition: ground test and flight data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(5): 614–619.
doi: [10.2514/2.3278](https://doi.org/10.2514/2.3278)
- [19] GRONVALL J E, JOHNSON H B, CANDLER G V. Boundary-layer stability analysis of the high enthalpy shock tunnel transition experiments[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(2): 455–467.
doi: [10.2514/1.A32577](https://doi.org/10.2514/1.A32577)
- [20] GUPTA R N, YOS J M, THOMPSON R A, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for the 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000 K, NASARP-1232 [R]. NASA, 1990.
- [21] PARK C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics[M]. New York: Wiley-Interscience, 1990.
- [22] DUNN M G, KANG S. Theoretical and experimental studies of reentry plasmas: NASA-CR-2232 [R]. NASA, 1973.
- [23] BROKAW R S. Approximate formulas for the viscosity and thermal conductivity of gas mixtures[J]. *The Journal of Chemical Physics*, 1958, 29(2): 391–397.
doi: [10.1063/1.1744491](https://doi.org/10.1063/1.1744491)
- [24] SARMA G S R. Physico-chemical modelling in hypersonic flow simulation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(3-4): 281–349.
doi: [10.1016/S0376-0421\(00\)00004-X](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(00)00004-X)
- [25] TU G H, CHEN J Q, YUAN X X, et al. Progress in flight tests of hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2021, 37(11): 1589–1609.
doi: [10.1007/s10409-021-01153-4](https://doi.org/10.1007/s10409-021-01153-4)
- [26] 李鹏, 陈坚强, 丁明松, 等. NNW-HyFLOW 高超声速流动模拟软件框架设计[J]. *航空学报*, 2021, 42(9): 625718.
LI P, CHEN J Q, DING M S, et al. Framework design of NNW-HyFLOW hypersonic flow simulation software[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 625718 (in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2021.25718](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2021.25718)
- [27] 高振勋, 蒋崇文, 李椿萱. 高超高焓非平衡流动数值模拟方法研究综述[J]. *力学进展*, 2023, 53(3): 561–591.
GAO Z X, JIANG C W, LI C X. Review of numerical simulation methods for hypersonic and high-enthalpy non-equilibrium flow[J]. *Advances in Mechanics*, 2023, 53(3): 561–591 (in Chinese).
doi: [10.6052/1000-0992-22-051](https://doi.org/10.6052/1000-0992-22-051)
- [28] BRENNER G, GERHOLD T, HANNEMANN K, et al. Numerical simulation of shock/shock and shock-wave/boundary-layer interactions in hypersonic flows[J]. *Computers & Fluids*, 1993, 22(4-5): 427–439.
doi: [10.1016/0045-7930\(93\)90017-4](https://doi.org/10.1016/0045-7930(93)90017-4)
- [29] Brenner G, Prinz U. Numerical simulation of chemical and thermal nonequilibrium flows behind compression shocks[C]// 27th Thermophysics Conference. Nashville. Reston, Virginia: AIAA, 1992: AIAA-92-2879.
doi: [10.2514/6.1992-2879](https://doi.org/10.2514/6.1992-2879)
- [30] 曾明, 杭建, 林贞彬, 等. 不同热化学非平衡模型对高超声速喷管流场影响的数值分析[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(3): 346–349.
ZENG M, HANG J, LIN Z B, et al. Numerical analysis of the effects of different thermo-chemical nonequilibrium models on hypersonic nozzle flow[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(3): 346–349 (in Chinese).
- [31] 高铁锁, 董维中, 丁明松, 等. 物理化学模型对高温流场等离子体分布的影响[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(5): 541–545, 553.
GAO T S, DONG W Z, DING M S, et al. The effects of physicochemical models on distribution of plasma in high temperature flowfield[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(5): 541–545, 553 (in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2011.0190](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2011.0190)
- [32] 陈伟芳, 孙精华, 田得阳, 等. 物理化学模型对流场电磁散射特性的影响[J]. *航空学报*, 2023, 44(12): 58–67.
CHEN W F, SUN J H, TIAN D Y, et al. Influence of physical and chemical models on electromagnetic scattering characteristics of flow field[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(12): 58–67 (in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2022.27707](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2022.27707)
- [33] LYTTLE I, REED H. Sensitivity of second-mode linear stability to constitutive models within hypersonic flow[C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2005: AIAA 2005-889.
doi: [10.2514/6.2005-889](https://doi.org/10.2514/6.2005-889)
- [34] FRANKO K J, MACCORMACK R W, LELE S K. Effects of chemistry modeling on hypersonic boundary layer linear stability prediction[C]// 40th Fluid Dynamic Conference and Exhibit. Chicago, Illinois. Reston, Virginia: AIAA, 2010: AIAA 2010-4601.
doi: [10.2514/6.2010-4601](https://doi.org/10.2514/6.2010-4601)
- [35] 万兵兵, 韩宇峰, 樊宇, 等. 高温空气传输特性对边界层稳定性及转捩预测的影响[J]. *航空动力学学报*, 2017, 32(1): 188–195.
WAN B B, HAN Y F, FAN Y, et al. Effect of transport properties of high-temperature air on boundary layer stability and transition prediction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(1): 188–195 (in Chinese).
- [36] MIRÓ MIRÓ F, BEYAK E S, PINNA F, et al. High-enthalpy models for boundary-layer stability and transition[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(4): 044101.
doi: [10.1063/1.5084235](https://doi.org/10.1063/1.5084235)
- [37] SUTTON K, GNOFFO P A. Multi-component diffusion with application to computational aerothermodynamics[J]. 7th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Albuquerque. Reston, Virginia: AIAA, 2005: AIAA-98-2575.
doi: [10.2514/6.1998-2575](https://doi.org/10.2514/6.1998-2575)
- [38] VAN LEER B. Flux-vector splitting for the Euler equations[C]// 8th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Heidelberg, Berlin: Springer, 1982: 507-512.
- [39] JIANG G S, SHU C W. Efficient implementation of weighted ENO schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 126(1): 202–228.

- doi: [10.1006/jcph.1996.0130](https://doi.org/10.1006/jcph.1996.0130)
- [40] MALIK M R. Numerical methods for hypersonic boundary layer stability[J]. *Journal of Computational Physics*, 1990, 86(2): 376–413.
doi: [10.1016/0021-9991\(90\)90106-B](https://doi.org/10.1016/0021-9991(90)90106-B)
- [41] HUDSON M L. Linear stability of hypersonic flows in thermal and chemical nonequilibrium[D]. Raleigh, North Carolina: North Carolina State University, 1996.
- [42] VINCENTI W G, KRUGER C H. Introduction to physical gas dynamics[M]. Malabar: Krieger, 1975.
- [43] EHLERS J G, GORDON S, HEIMEL S, et al. Thermodynamic properties to 6000K for 210 substances involving the first 18 elements: NASA-SP-3001 [R]. NASA, 1963.
- [44] BLOTTNER F G, JOHNSON M, ELLIS M. Chemically reacting viscous flow program for multi-component gas mixtures: SC-RR-70-754[R]. Office of Scientific and Technical Information (OSTI), 1971.
doi: [10.2172/4658539](https://doi.org/10.2172/4658539)
- [45] WILKE C R. A viscosity equation for gas mixtures[J]. *Journal of Chemical Physics*, 1950, 18(4): 517–519.
doi: [10.1063/1.1747673](https://doi.org/10.1063/1.1747673)
- [46] WAN B B, TU G H, YUAN X X, et al. Identification of traveling crossflow waves under real hypersonic flight conditions[J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(4): 044110.
doi: [10.1063/5.0046954](https://doi.org/10.1063/5.0046954)
- [47] WAN B B, CHEN J Q, YUAN X X, et al. Three-dimensional receptivity of a blunt-cone boundary layer to incident slow acoustic waves[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(8): 4523–4531.
doi: [10.2514/1.J061426](https://doi.org/10.2514/1.J061426)
- [48] MIRÓ MIRÓ F, PINNA F, BEYAK E S, et al. Diffusion and chemical non-equilibrium effects on hypersonic boundary-layer stability[C]// 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2018: AIAA 2018-1824.
doi: [10.2514/6.2018-1824](https://doi.org/10.2514/6.2018-1824)

(本文责编: 周奇杰)