

基于多层分块算法的激波干扰流场预测¹⁾

李 帅 ^{*,†} 彭 俊 ^{**} 罗长童 ^{*,2)} 胡宗民 ^{*,†}

^{*}(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

[†](中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

^{**}(北京机电工程总体设计部, 北京 100854)

摘要 激波-激波干扰流场预测是超声速乃至高超声速流动中最具挑战性的问题之一。特别地, 第 IV 类激波干扰由于其在壁面驻点附近产生极高的热载荷而备受关注。本文针对圆柱诱导的弓形激波和入射斜激波的干扰问题, 分别基于量热完全气体模型和考虑振动激发的热完全气体模型, 数值求解有黏二维可压缩 NS 方程, 分析了高温气体效应对激波干扰流场结构, 以及第 IV 类激波干扰流场状态参数的影响。接着, 本文基于一种具有广义可分离特性的遗传算法(多层分块算法), 给出能够预测不同气体模型下第 IV 类激波干扰流场三波点的坐标位置、超声速射流的几何形状等特征性几何结构的数学模型, 进一步获得高温气体效应对激波干扰类型转变准则影响的量化评估。激波干扰类型转变准则面上的多组临界工况的激波干扰流场结构以及壁面压力和壁面热流分布的对比结果表明, 不同气体模型下的激波干扰类型和流场结构差异较为显著, 获得的量化预测模型对工程中气动热环境的预测具有一定的参考价值。

关键词 激波干扰, 高温气体效应, 多层分块算法, 高超声速流动, 气动热

中图分类号: V211.1⁺⁴ 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-385

PREDICTION OF SHOCK INTERFERENCE FLOW FIELD STRUCTURE BASED ON THE MULTI-LEVEL BLOCK BUILDING ALGORITHM¹⁾

Li Shuai ^{*,†} Peng Jun ^{**} Luo Changtong ^{*,2)} Hu Zongmin ^{*,†}

^{*}(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

[†](School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

^{**}(The System Design Institute of Mechanical-Electrical Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract Shock-shock interference flow field prediction is one of the most challenging problems in supersonic flow and even hypersonic flow. In particular, type IV shock interference has attracted more and more attention due to the extremely high thermal loads it generates in the vicinity of stagnation point. In this paper, we analyze meticulously the effect of high temperature gas effects on the geometric structure of the shock interference and the flow field parameters, especially of the type IV shock interference, based on the calorimetric perfect gas model and the thermal perfect gas model considering only vibration excitation, respectively, by numerically solving the viscous two-dimensional compressible Navier-Stokes equations for the cylindrical-induced bow shock wave and oblique shock wave interference

2021-08-08 收稿, 2021-10-20 录用, 2021-10-21 网络版发表。

1) 国家自然科学基金资助项目(12072353)。

2) 罗长童, 副研究员, 主要研究方向: 智能优化算法及其在流体力学中的应用. E-mail: luo@imech.ac.cn

引用格式: 李帅, 彭俊, 罗长童, 胡宗民. 基于多层分块算法的激波干扰流场预测. 力学学报, 2021, 53(12): 3284-3297

Li Shuai, Peng Jun, Luo Changtong, Hu Zongmin. Prediction of shock interference flow field structure based on the multi-level block building algorithm. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(12): 3284-3297

problems. With the increase of free stream Mach number, the effect of high-temperature gas is gradually significant. And then, based on a new genetic algorithm with generalized separability (multi-level block building algorithm), mathematical models that can predict the characteristic geometric structures such as the location of the triple wave point and the geometry of the supersonic jet in the type IV interference under different gas models are presented to obtain a quantitative assessment of the effect of high temperature gas effects on the transition criterion for the type of interference for thermal protection work. The comparison results of the radical interference structure and wall pressure and wall heat flux distribution for multiple sets of critical conditions on the transition criterion surface show that the interference types and flow field structures under different gas models differ significantly, and the obtained quantitative prediction model has certain reference value for the prediction of aerodynamic thermal environment in practical engineering applications. In the end, multiple sets of critical working conditions on the transition criterion surfaces are used to prove it, revealing the engineering significance of the criteria.

Key words shock-shock interference, high temperature gas effect, multilevel block building algorithm, hypersonic flow, aerodynamic heating

引言

激波反射和激波干扰现象是超声速及高超声速流动中最具挑战性的问题之一^[1]. 近年来, 二维/三维激波反射理论及其应用备受关注. 程剑锐等^[2]基于弯曲激波理论与自由干扰理论构建了二维弯曲入射激波/平板边界层干扰的无黏流动模型. Numata 等^[3]利用二维激波理论结合三维效应的影响, 分析了特定楔面上激波三维反射结构的形成过程和机理. Mölder^[4]提出了三维弯曲激波理论, 揭示了内收缩约束下曲面激波的汇聚机理. 鉴于三维问题的复杂性, “空间降维”不失为一种有效的方法^[5-6]. 几何激波动力学^[7-9](geometrical shock dynamics, GSD) 理论对于解决非均匀激波汇聚和激波面从连续到间断等问题具有独特优势. 关于 GSD 方法的拓展及三维曲面激波非均匀性的演变特征的工作陆续展开^[10].

对于激波干扰问题, Edney^[11]以二维平面圆柱诱导的弓形激波和斜激波干扰问题为典型的简化模型, 针对斜激波与弓形激波的相对位置不同, 将激波干扰分为 6 类. 其中, IV 型激波干扰因为其干扰区产生超声速射流直接冲击壁面, 产生极高的热载荷和力荷载而受到特别的关注. Keyes 和 Hains^[12]利用斜激波关系式和 Prandtl-Meyer 关系式来求解流场流动参数并预测压力峰值和传热速率. Holden 等^[13-14]和 Glass^[15]较早地针对气动力、气动热影响最显著的第 IV 类激波干扰开展了风洞试验研究, 总结出壁面压力、热流的分布规律. Sanderson 等^[16-17]研究了第 IV 类激波干扰产生的热流幅值与来流焰值的变化关系. Kolly^[18]发展了经验公式来描述壁面

压力和热流的关系. Holden 和 Kolly 等^[19]发现, 在某些特定的试验条件下, 第 IV 类激波干扰流动可能存在非定常振荡现象. Zhong^[20]数值模拟了第 IV 类激波干扰的非定常流动, 结果表明非定常振荡现象是剪切层、超声速射流和弓形激波共同作用引起的.

第 IV 类激波干扰流场的几何结构也备受关注, 其中一个重要参数是激波脱体距离. 无干扰情况下关于计算脱体距离的解析、数值和实验方法已经发展成熟^[21-22]. 近年来, 化学非平衡下的激波脱体距离公式的工作也陆续展开^[23-25]. 相比于无干扰情况下, 激波干扰情况下脱体距离尚无理论解, 仅有少数文章指出了 III 型和 IV 型激波干扰的流场的几何形状. Peng 等^[26]用机器学习的方法给出了 IV 型激波干扰下激波-激波相互作用点的位置的显式表达式, 为进一步估算出 IV 型激波干扰流场的几何形状提供了条件, 进而快速地获取最大热载荷的大小和位置.

高温气体效应是高超声速动力学的主要特征之一. 高超声速气体由于激波压缩和黏性阻滞, 其动能迅速转化为内能, 导致飞行器表面附近的温度急剧升高. 高温引起气体分子的振动激发, 解离和电离, 甚至是电子激发等一系列复杂现象, 此时, 气体的量热完全气体假设不再成立, 由此对流场和飞行器性能的影响总称为“高温气体效应^[27]”或者“真实气体效应”. 张子健等^[28]通过理论分析和数值模拟研究了振动激发对二维斜劈的气动力/热特性的影响规律. 张翔^[29]探讨了复杂外形飞行器在不同飞行条件下, 高温气体效应对飞行器的气动力/热特性和规律

的影响。石晓峰^[30]通过理论模型发现了高温气体效应促进马赫杆变形的机制。张胜涛等^[31]和梁杰等^[32]分析了真实气体效应对飞行器流场特性和气动热环境的影响。杨肖峰等^[33]针对火星大气环境,研究真实气体效应对探测器进入过程的影响。

本文主要考察两种气体模型:量热完全气体模型(calorically perfect gas, CPG)和仅考虑振动激发的热完全气体模型(thermally perfect gas, TPG)。分别给出两种气体模型下的III型、IV型和IVa型激波干扰的流场结构、流场状态参数等对比结果。并且利用多层积木块算法,给出了两种气体模型下的三波点位置、射流结构的预测模型,并给出激波干扰类型转变准则预测模型及其对比分析,讨论了高温气体效应对几何结构和转变准则的影响等。同时,本文对CPG和TPG模型下的转变准则方程进行了验证。

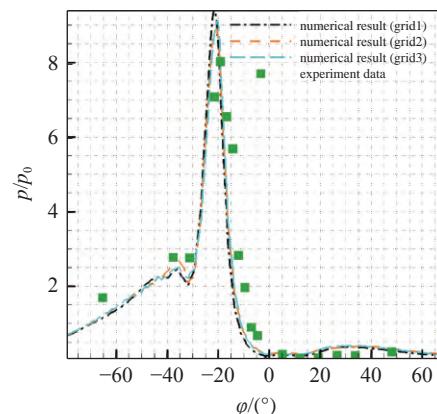
1 数值方法和机器学习方法

本文计算程序采用有限体积法,基于非线性黎曼求解器(Harten-Lax-van Leer contact, HLLC),使用二阶TVD格式计算通过每个单元面的数值通量。HLLC格式能够准确地捕捉激波,接触间断和稀疏波,减少计算量,降低耗散,提高分辨率^[34]。同时,采用Minmod限制器能够有效抑制间断面的数值振荡。时间推进采用隐式双时间步长进行积分计算。

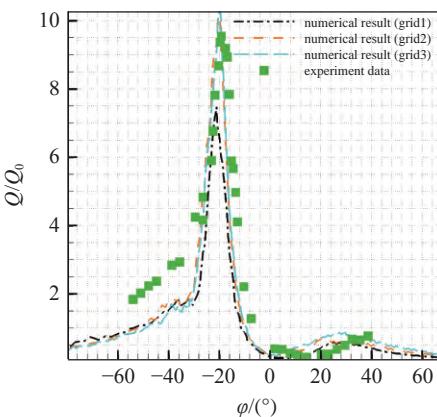
本文开展了网格无关性验证。图1是网格无关性验证结果,研究发现grid 2和grid 3的壁面热流和压力的分布几乎一致,但是grid 1未捕捉到壁面压力和热流峰值,最终本文所涉及的工况均采用网格grid 2(500×476)进行计算。具体网格细节如表1所示。如图1所示,本文通过相同来流条件下无干扰情况的驻点压力 p_0 和驻点热流 Q_0 对壁面压力 p 和壁面热流 Q 进行无量纲化。

符号回归(symbolic regression)是一种特殊的回归分析,它搜索数学表达式空间以找到最适合给定数据集的模型(同时考察准确性和简洁性)。符号回归作为一种监督学习方法,基于进化算法,其优点在于可以不用依赖先验的知识或者模型来为非线性系统建立符号模型。

符号回归显然不同于经典的回归方法,传统的回归方法为预先指定的模型结构,优化其中的参数,而符号回归则避免施加先验假设,从数据中推断出模型。这意味着与传统的回归方法相比较,符号回归



(a) 不同网格下数值计算壁面无量纲压力结果
(a) Numerical simulation results of dimensionless wall pressure under different grids



(b) 不同网格下数值计算壁面无量纲热流结果
(b) Numerical simulation results of non-dimensional heat flow on the wall under different grids

图1 网格无关性验证

Fig. 1 Grid independence verification

表1 网格细节

Table 1 Grid details

Grid	$N_r \times N_\phi$	Surface cell thickness/m	Grid stretching ratio
grid 1	200×336	1×10^{-5}	1.3
grid 2	500×476	1×10^{-6}	1.2
grid 3	600×696	1×10^{-6}	1.3

需要更长的时间才能找到合适的模型和参数。但是,符号回归的这一特性也具有如下的优势:因为进化算法需要多样性才能有效地搜索空间,所以最终的结果很可能选择高得分模型(及其相应的参数集)。

最近,Chen等^[35]提出广义可分模型(generalized separable model, GSM)。与传统的方法相比,针对大多数可分离的目标模型,该方法可以大大减少搜索空间,提高收敛速度。与最先进的数据驱动拟合工具

Eureqa 进行比较, 测试结果表明, 该方法在很多算例都表现出良好的性能。另外, Chen 等^[36]在 2018 年还提出一种新的方法, 即块构建编程 (block building programming, BBP)。BBP 算法将原始目标函数分成几个块, 并进一步分解为多个因子, 然后由优化引擎 (例如: 基因编程 (genetic programming, GP)) 对因子进行建模。在这种情况下, BBP 可以大大减小搜索空间。一系列的数值结果表明, BBP 具有良好的结构和系数优化能力, 计算效率高。BBP 的示意图如图 2 所示。

$$C_L = C_{La}(\alpha - \alpha_0) + C_{L\delta_e}\delta_e \frac{S_{HT}}{S_{ref}} \quad (1)$$

为了识别具有可能 GSM 特征的函数的结构, 陈辰^[37]提出了一种多层分块算法 (multi-level block building, MBB), MBB 是 BBP 算法的改进版本, 具有更广泛的应用潜力。MBB 算法将变量区分为重复变量和非重复变量, 并将目标模型分解为更高层次的块和因子, 直到被确认为最小块和因子。然后对最小块和因子进行适当的组装, 形成目标函数。MBB 算法对于具有一定的可分离特性问题 (常见于气动力学问题), 该算法大大简化了泛函优化的复杂度, 为流体力学中的数据建模、流体力学实验数据的一致性、相关性提供了快速的算法支持。

MBB 算法具有很强的非线性规律捕捉能力, 能够基于相对少量 (非海量) 数据, 获得简洁的显式函数表达式, 便于模型解释与应用。因而, MBB 算法适合于激波干扰流场结构预测问题研究。当然, MBB 及其改进算法也可以用来预测更多的物理量, 比如壁面压力、温度、热流等。MBB 的示意图如图 3 所示。

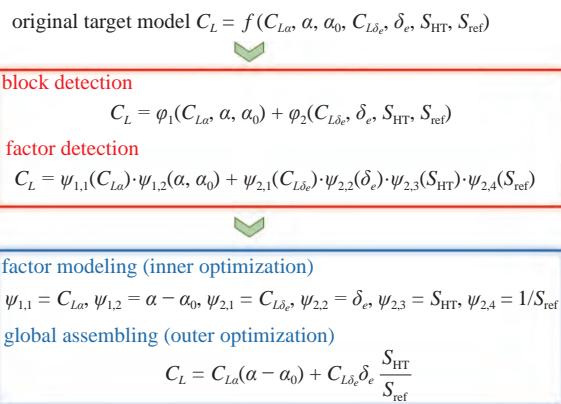


图 2 BBP 算法根据式 (1) 的建模过程

Fig. 2 Modeling process of BBP algorithm according to Eq. (1)

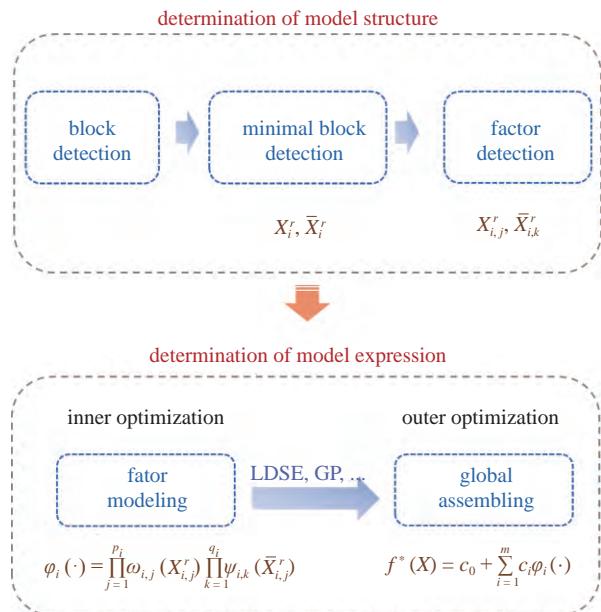


图 3 MBB 算法流程

Fig. 3 Work flow of MBB algorithm

2 高温气体效应对 IV 型激波干扰流场结构和状态参数的影响

本文采用两种气体模型 (CPG, TPG) 进行数值计算, 参数设置如表 2 所示。

从第 IV 类激波干扰的流场可以看出, 入射激波和弓形激波相交, 在相互干扰的局部区域内形成超声速射流, 射流内部形成两道剪切层以及其内部不断反射的膨胀波系。当超声速射流擦拭圆柱壁面并逐渐脱离, 此时发生 IVa 型激波干扰, 两类激波干扰类型的流场结构如图 4 (a) 和图 4 (b) 所示 (入射斜激波 (incident oblique shock, IS)、透射激波 (transmitted shock, TS)、上滑移线 (upper slip line 1, SL1)、下滑

表 2 数值模拟的来流参数设置

Table 2 Free stream parameter settings of numerical simulations

Variables	Value
diameter of cylinder D /m	0.12
mach number of the free stream Ma	6, 7, 8, 9, 10
temperature of the free stream T_∞ /K	200
pressure of the free stream p_∞ /Pa	428
shock angle of the free stream β /°	15, 16, 17, …, 22, 23, 24
wall temperature T_W /K	288
unit Reynolds number of free stream $N_{re,\infty}$ /m ⁻¹	2.54×10^7

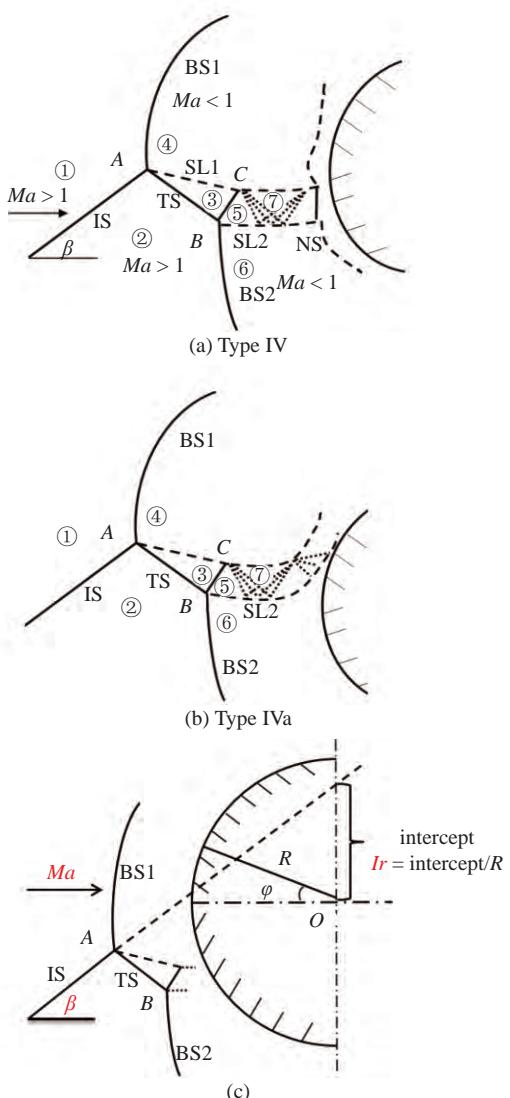


图 4 IV 和 IVa 型激波干扰的流场结构示意图和以及无量纲位置参数 Ir 示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the flow field structure of IV and IVa shock interference and schematic diagram of the dimensionless position parameter Ir

移线(lower slip line 2, SL2)、上弓形激波(upper bow shock 1, BS1)、下弓形激波(lower bow shock 2, BS2)、正激波(normal shock, NS))。另外, 将入射激波延长线截距与圆柱半径的比值定义为无量纲参数 Ir (图 4(c))。

首先, 通过数值模拟, 对比了 CPG 模型和 TPG 模型下 IV 型激波干扰流场结构(图 5)。图中共给出了 3 个工况: (a) $Ma = 6, \beta = 17^\circ, Ir = 0.4$; (b) $Ma = 8, \beta = 18^\circ, Ir = 0.4$; (c) $Ma = 10, \beta = 18^\circ, Ir = 0.5$ 。结果表明: 在相同来流马赫数 Ma 、激波角 β 和位置参数 Ir 的情况下, 两种模型的流场结构有明显的区别: 较于 CPG 模型, 考虑高温气体效应的 TPG 模型其激

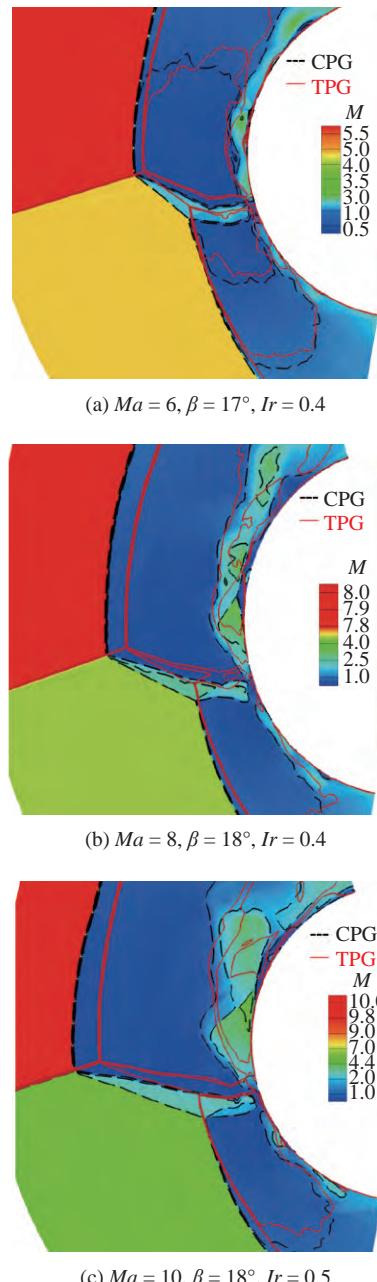


图 5 相同来流 Ma, β, Ir 下 CPG 和 TPG 气体模型的激波干扰流场结构对比

Fig. 5 Comparison of shock wave interference flow field structure of different gas models, CPG and TPG, with the same flow conditions, Ma, β, Ir

波脱体距离明显缩短, 整个射流结构发生了一定程度的上移。这是因为振动激发是一个吸热过程, 气体比热减小, 弓形激波波前密度比减小, 进而激波脱体距离减小^[21]。随着马赫数的升高, 高温气体效应对流场结构的影响越发明显, 主要体现在三波点 A 的位置的偏移量增大, 激波脱体距离减小速率加快, 同时, 射流冲击点位置偏移量也会增大。

接下来, 根据斜激波关系式、P-M 膨胀波关系式和等熵关系以及三波点和滑移线的约束性质, 文章给出 CPG 模型和 TPG 模型分别在不同来流马赫数下的压力激波极曲线(如图 6), 给出 IV 型以及 IVa 型激波干扰流场各区域的压力的理论值, 其中的各流场编号如图 4(a) 和图 4(b) 所示。如图 6 所示, 在同一马赫数下, TPG 模型的压力极曲线轮廓均要大于 CPG 模型, 相应的区域的压力值也大于量热完全

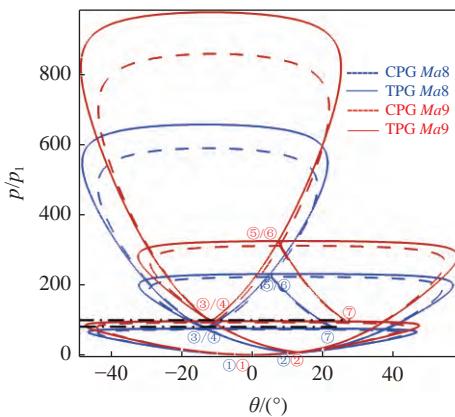
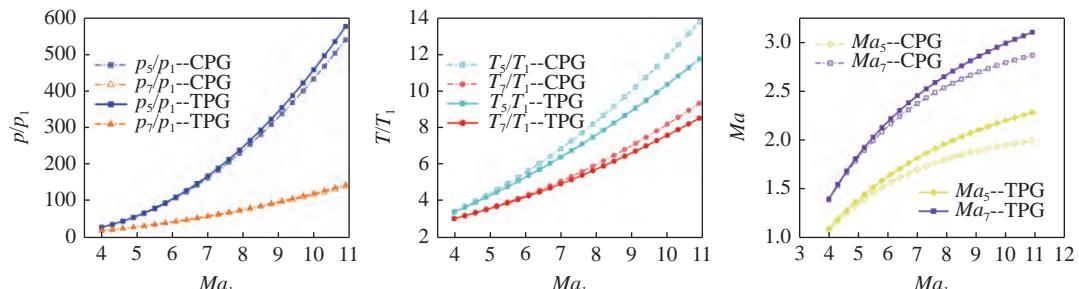


图 6 自由来流工况为 $p_\infty = 428 \text{ Pa}$; $T_\infty = 200 \text{ K}$; $Ma = 9, 10$; $\beta = 18^\circ$, CPG 模型和 TPG 模型下 IV 型激波干扰流场各区域压力极曲线图
Fig. 6 The pressure pole curve diagrams of each area of the IV shock interference flow field under the CPG model and the TPG model in the free flow conditions: $p_\infty = 428 \text{ Pa}$; $T_\infty = 200 \text{ K}$; $Ma = 8, 9; \beta = 18^\circ$

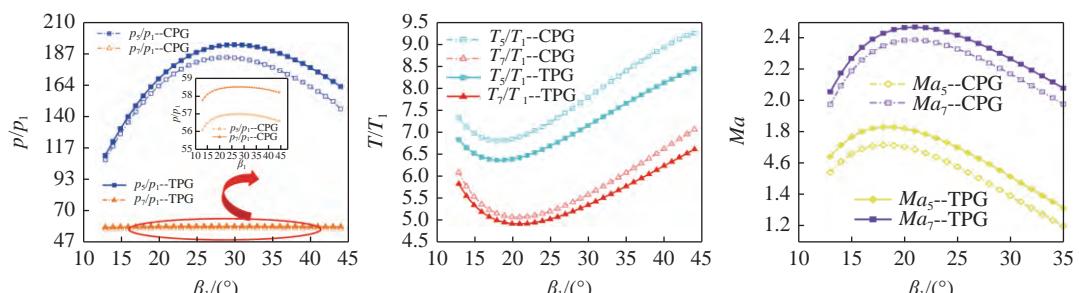
气体的压力值。随着马赫数的增加, 高温气体效应愈发明显, 两种模型的激波极曲线轮廓差异逐渐增大, 同时两种模型压力差也随之增大。另外, 激波极曲线得到的结果和数值计算结果进行对比, 存在一定偏差是 IV 型激波干扰流场的非定常特性引起的。

在实际工程中, 近乎垂直冲击壁面的超声速射流会在驻点附近产生极高的压力和热流备受关注。接下来, 本文给出在不同来流条件下 ($p_\infty = 428 \text{ Pa}$, $T_\infty = 200 \text{ K}$, $Ma_1 = 4 \sim 11$, $\beta_1 = 13^\circ \sim 35^\circ$), ⑤区和⑦区流场的状态参数值随来流条件的变化图像。如图 7 所示, 5 区气流通过膨胀波到达⑦区, 故在相同来流条件下, 无论是 CPG 模型或是 TPG 模型, 均有 $p_5 > p_7$, $T_5 > T_7$, $Ma_5 < Ma_7$ 。

如图 7(a) 所示, 随着来流马赫数 Ma_1 的增加, 入射激波强度增强, ⑤区和⑦区的压力, 温度也随之增大, 且增长率也随 Ma_1 的增加而增大; ⑤区和⑦区的马赫数也随之增大, 但是随着马赫数的增大, 增长愈发缓慢。对于 TPG 模型而言, 来流马赫数 $Ma_1 = 11$ 时⑤区的压力比 $Ma_1 = 4$ 时增长了约 20 倍, 温度增长约 2.5 倍, 马赫数增长约一倍; 来流马赫数 $Ma_1 = 11$ 时⑦区的压力比 $Ma_1 = 4$ 时增长了约 6.9 倍, 温度增长约 1.8 倍, 马赫数增长约 1.2 倍。



(a) ⑤区和⑦区流场状态参数随来流马赫数的变化曲线
(a) The change curve of flow field state parameters in area ⑤ and area ⑦ with incoming flow Mach number



(b) ⑤区和⑦区流场状态参数随来流激波角的变化曲线
(b) The change curve of flow field state parameters in area ⑤ and area ⑦ with incoming flow shock angle

图 7 IV 型激波干扰部分区域状态参数随来流条件改变的变化曲线

Fig. 7 Variation curve of state parameters in some areas of type IV shock interference with changes in incoming flow conditions

接下来, 考察来流激波角 β_1 对于超声速射流流场区域的状态参数的影响。图 7(b) 给出⑤区和⑦区的压力、温度和马赫数随着来流激波角的变化曲线。结果表明, 3 幅图中均出现极值点。这表明, 在其他来流参数不变时, 存在临界激波角 β_p, β_T 等, 使得⑤区和⑦区的流动状态参数达到峰值。当⑤区和⑦区的压力取极大值时, 壁面驻点压力和热流也会升高, 工程中应当予以避免。

3 多层分块算法 (MBB) 在激波干扰问题上的应用

MBB 作为一种对具有可分离型特征的工程系统建模的新型算法, 在流体力学建模问题上有其独特的优势。Peng 等^[26] 曾经用机器学习算法尝试描述了 IV 型激波干扰流场的几何结构, 包括给出了两个三波点 A, B 位置坐标的显式表达式, 超声速射流的几何结构以及不同激波干扰类型 (type III \leftrightarrow type IV 和 type IV \leftrightarrow type IVa) 的转变准则。在此研究基础上, 本文沿用之前的数值计算的来流参数设置(表 3), 计算了如表 3 所示 CPG 模型下的 250 组算例 ($Ma = 6 \sim 10, \beta = 15^\circ \sim 24^\circ, Ir = 0.3 \sim 0.7$), 对比了不同气体模型下的三波点 A, B 位置公式、超声速射流几何形状和激波干扰类型转变准则等结果。

表 3 量热完全气体计算算例参数组合列表

$$(5 \times 10 \times 5 = 250)$$

Table 3 Parameter combination lists of calorimetric complete gas calculation example ($5 \times 10 \times 5 = 250$)

Case	Ma	β	Ir
case 1	6	15	0.3
case 2	6	15	0.4
case 3	6	15	0.5
case 4	6	15	0.6
case 5	6	15	0.7
case 6	6	16	0.3
...
case 51	7	15	0.3
...
case 250	10	24	0.7

3.1 不同气体模型下 MBB 算法预测三波点位置结果分析

本文统计了上述 250 组算例的计算结果, 结合第 1 节介绍的 MBB 算法, 给出 CPG 模型和 TPG 模

型下的三波点 A 的坐标公式

$$\begin{aligned} x_A = & -0.479162 - 0.372453\sqrt{\beta} + 3.56784Ir - \\ & 0.78348\sqrt{Ma} \cdot Ir - 2.15385Ir^2 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} x_A = & 0.692693 - 5.01495Ir^2 + 0.819079Ir^2\sqrt{Ma} + \\ & 0.235192\sqrt{\beta} + 0.732974Ir^2\beta \end{aligned} \quad (3)$$

观察式(2)和式(3), 当位置参数较小时, x_A 受马赫数影响较小, 在一定误差内可视作仅为激波角 β 的函数, 且与 $\sqrt{\beta}$ 基本呈线性关系。如图 8 所示, 当 $Ir = 0.3$, 激波角 β 从 15° 变化到 18° 时, 发现不同马赫数 ($Ma = 9, 10$) 下三波点 A 基本重合。

利用数值模拟的结果, 对机器学习获得的式(2)和式(3)进行了验证, 如图 9 所示。激波干扰中三波点 A 附近的流场如图 9 所示, 图中 5 种不同颜色

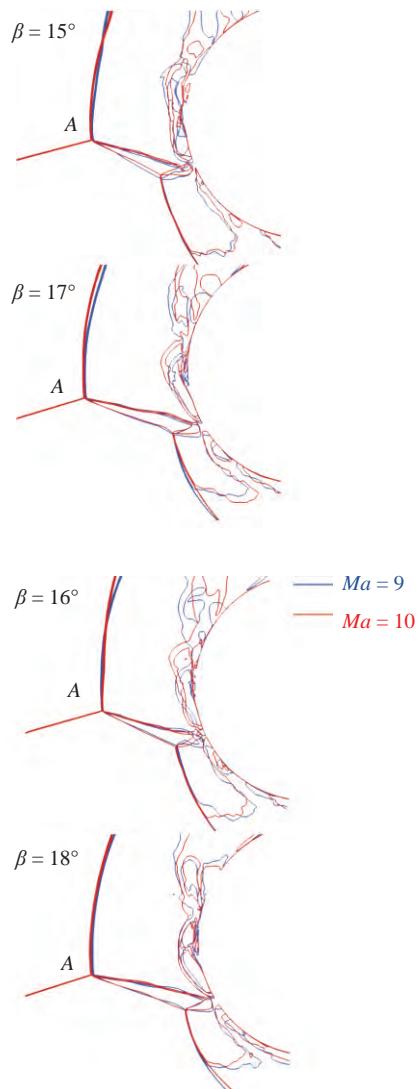


图 8 $Ma=9, 10; Ir=0.3$, 不同激波角 β 下 CPG 模型的流场结构

Fig. 8 Flow field structure of the CPG model under different shock angle $\beta, Ma=9, 10; Ir=0.3$

的曲线代表着相同马赫数和激波角下, Ir 分别等于 0.3, 0.4, 0.5, 0.6 和 0.7 工况下的马赫数等值线, 图中的点划弧线是机器学习公式预测的三波点位置。对比结果可见, 不同工况的三波点较为精确地落在机器学习拟合曲线上, 即机器学习结果利用 MBB 算法获得的三波点坐标公式和数值计算结果吻合得较好。

同理, CPG 模型和 TPG 模型下的三波点 B 的坐标公式

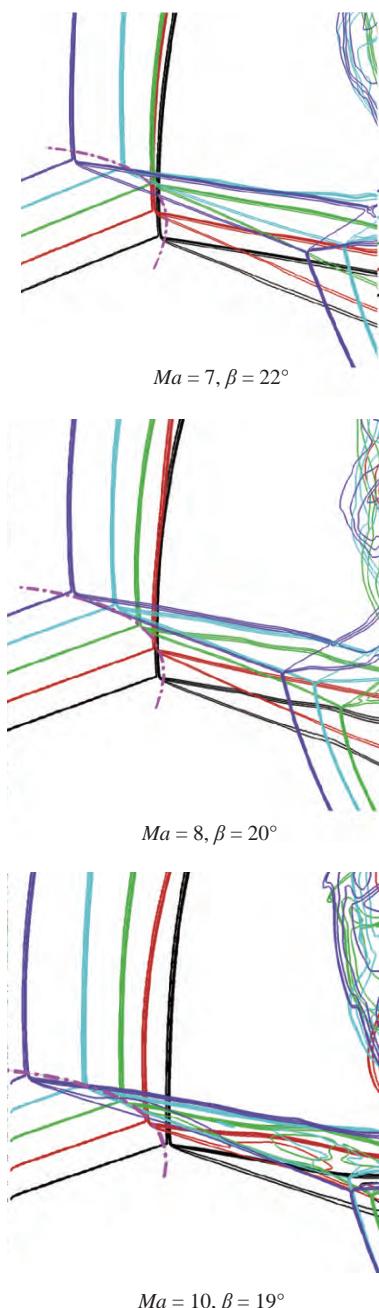


图 9 机器学习获得的三波点 A 坐标位置与数值结果对比结果
Fig. 9 Comparison of the triple-wave point A coordinate position obtained by machine learning and the numerical result

$$\begin{aligned} x_B = & -1.48269 + 0.001973\beta^2 + 0.000131Ma \cdot \beta^2 + \\ & 2.20254\sqrt{Ir} - 0.813827\sqrt{\beta}\sqrt{Ir} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} x_B = & 0.111626 + 2.37697\sqrt{Ir} - 0.244051Ma + \\ & 0.2628Ma \cdot \cos(Ir) - 0.00110349\beta^2 \cdot \cos(Ir) \end{aligned} \quad (5)$$

另外, 如图 10 所示, 文章给出式(2)~式(5)关于来流激波角 β 的曲线图, 并与数值模拟的结果作比较, 并给出四个公式的置信度为 95% 的置信区间曲线, 可以发现, 数值结果基本落在了置信区间内, 故机器学习得到的三波点坐标公式较为精确。

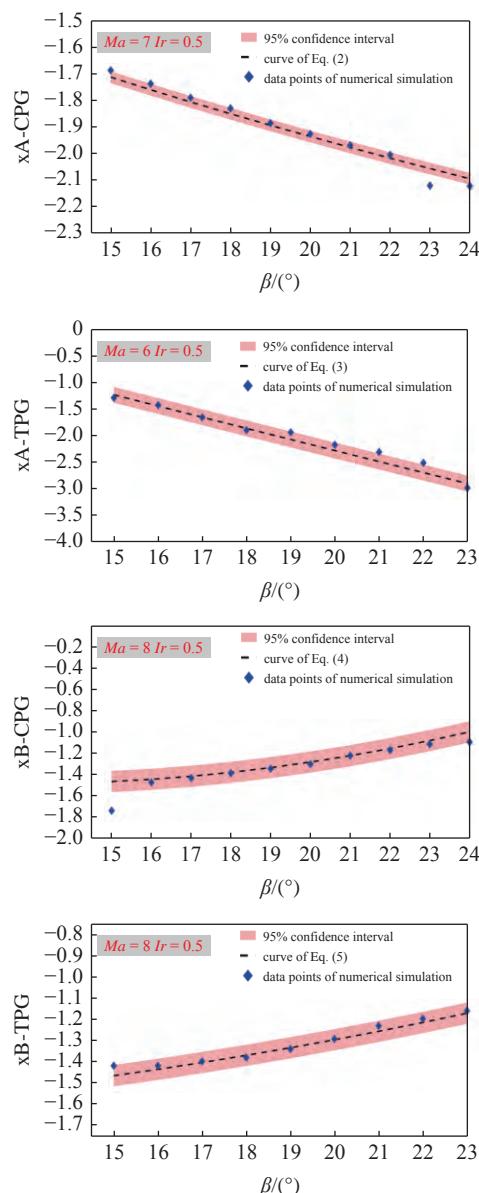


图 10 式(2)~式(5)随来流激波角 β 变化曲线与数值结果对比, 以及 95% 置信度下公式预测置信区间曲线

Fig. 10 Comparison between curves obtained by machine learning and numerical results, Eqs. (2)-(5) prediction confidence interval curve with 95% confidence

3.2 不同气体模型下 MBB 算法预测射流几何结构分析

进一步利用机器学习的预测式(2)~式(5), 可以得到超声速射流的几何形状, 如图 11 所示, 激波-

激波相互作用点以及射流的大致形状(图中的橙色线段)都被清楚地描绘出来。发现理论预测的流场结构与数值模拟获得的流场结构基本吻合。

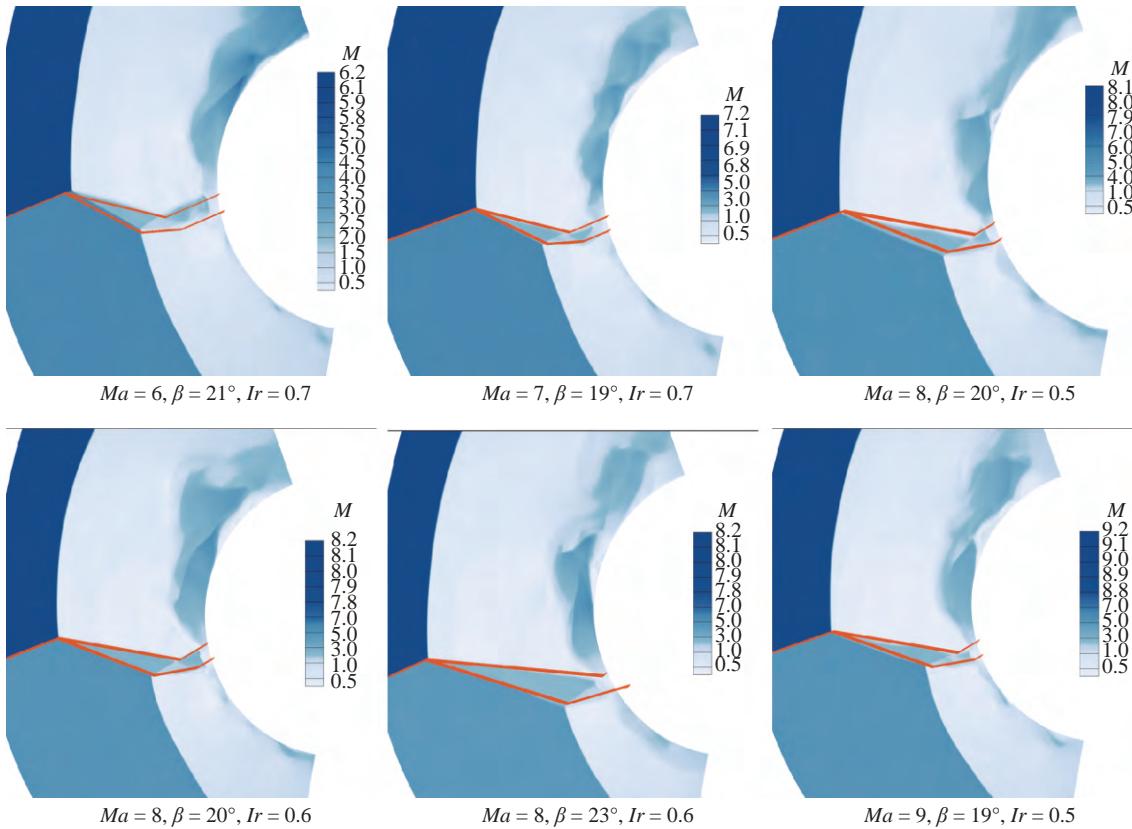


图 11 CPG 模型下 MBB 算法预测超声速射流结构与数值结果对比图

Fig. 11 Comparison of MBB algorithm prediction of supersonic jet structure and numerical results under CPG model

3.3 不同气体模型下 MBB 算法预测激波干扰转变准则面结果分析

为了清晰地看出不同激波干扰类型的分布, 本文统计了 250 组算例的激波干扰的类型, 建立出如图 12 所示的 Ma , β , Ir 3 个变量的参数空间的三维分布, 比较不同气体模型下的激波干扰转变准则。其中, 蓝色散点表示在该来流条件下, 会发生 III 型激波干扰, 同理, 绿色散点代表 IV 型激波干扰, 红色散点代表 IVa 型激波干扰。

采用前面提到过的 MBB 算法, 学习得到 CPG 模型下的激波干扰类型转变准则面的方程, 如式(6)和式(7)所示, 其中拟合优度 $R^2 \geq 92\%$ ($R^2 = \frac{SSR}{SST} = 1 - \frac{SSE}{SST}$, SSR 为回归平方和, SSE 为残差平方和, SST 为总离差平方和, 且 $SST=SSR+SSE$)。式(8)和式(9)是对 TPG 模型下的激波干扰类型转变准则面方程^[26]的改进, 得到了拟合优度更高的方程

表达式

$$\text{typeIII} \leftrightarrow \text{typeIV(CPG)} : \sin[\lg(\lg \sqrt{\beta})] - Ir = 0 \quad (6)$$

$$\text{typeIV} \leftrightarrow \text{typeIVa(CPG)} : \cos(\sin \sqrt{Ma + \beta}) - Ir = 0 \quad (7)$$

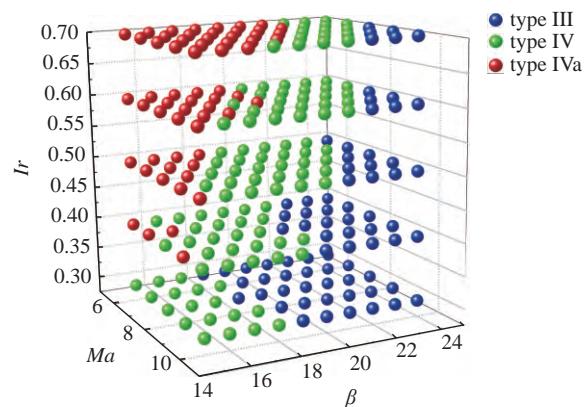


图 12 激波干扰类型在 (Ma, β, Ir) 空间中的分布

Fig. 12 The distribution of the interaction types in the space of (Ma, β, Ir)

$$\text{typeIII} \leftrightarrow \text{typeIV(TPG)} : \lg(\lg \sqrt{\beta}) - Ir = 0 \quad (8)$$

$$\text{typeIV} \leftrightarrow \text{typeIVa(TPG)} : \lg(\lg \sqrt{Ma + \beta}) - Ir = 0 \quad (9)$$

CPG 模型下干扰类型转变准则所表示的曲面展现在 Ma, β, Ir 3 个变量的参数空间中(图 13)。

结合先前的工作^[26], 对比真实气体模型下转变准则方程, 如图 14 所示, 可以得到以下结论。

(1) 4 个转变准则面都接近平面, 且其法方向几乎和 Ir 平行, 说明在 3 个参数 Ma, β, Ir 中, 激波干扰的类型对 Ir 的变化最为敏感, 这也符合研究者们对激波干扰类型的定义的定性认识。入射激波相对于

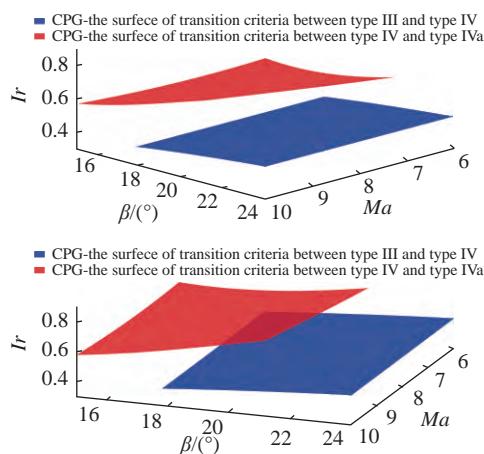


图 13 CPG 气体模型下激波干扰类型准则面

Fig. 13 Criterion surface of shock wave interference type under CPG gas model

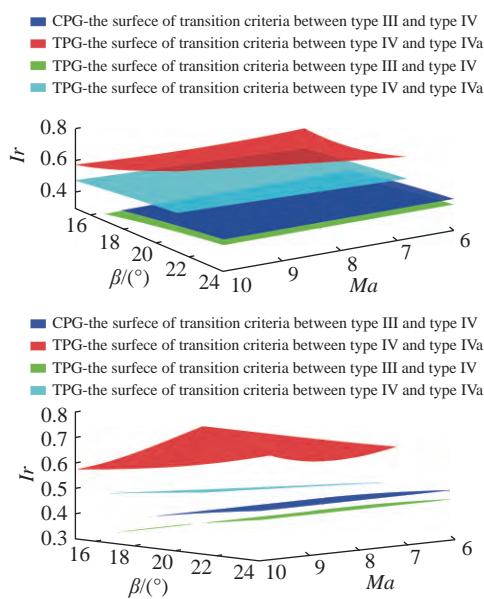


图 14 不同气体模型下激波干扰类型转变准则面的比较

Fig. 14 Comparison of the criterion surface of shock interference type transition under different gas models

弓形激波的位置越靠上, 越容易发生从 III 型到 IV 型或从 IV 型到 IVa 型的转变。显然, 在参数 Ma 和 β 相同的情况下, 发生 IV 型 \leftrightarrow IVa 型激波干扰比发生 III 型 \leftrightarrow IV 型激波干扰需要更大的 Ir 。

(2) 由于真实气体效应, 激波脱体距离减小, 整体射流结构上移, 由图 14 可知, 发生 III 型 \leftrightarrow IV 型或 IV 型 \leftrightarrow IVa 型转变时, 理想气体模型的转变准则面都位于相应真实气体模型转变准则面之上。

(3) 发生 III 型 \leftrightarrow IV 型激波干扰类型转变时, 观察式(6)和式(8), 发现转变准则面的方程只和激波角 β 以及位置参数 Ir 有关, 而与来流马赫数 Ma 无关, 考虑到拟合方程的精度有限, 定性反映如下规律: 无论量热完全气体模型或是考虑振动激发的真实气体模型, 当发生 III 型 \leftrightarrow IV 型激波干扰类型转变时, 其转变准则面与激波角 β 以及位置参数 Ir 有较大的相关性, 而与 Ma 的相关性较弱。

随着马赫数的增加, 高温真实气体效应更加明显。如图 15 和图 16 所示, 随着马赫数的增大, 无论是量热完全气体模型或是真实气体模型, IV 型区域占比均增大, 即在相同的激波角范围内, IV 型激波干扰所遍历的 Ir 的范围更广泛。另外, 计算结果表

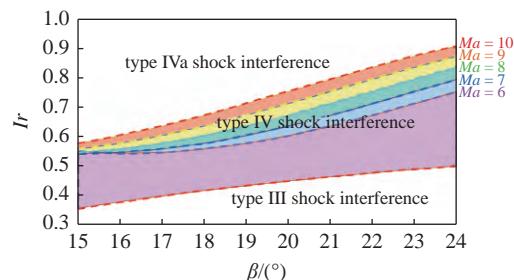


图 15 不同马赫数下 CPG 模型下的激波干扰类型转变分界线示意图

Fig. 15 Schematic diagram of the boundary line of the shock interference type transition under the CPG model under different Mach numbers

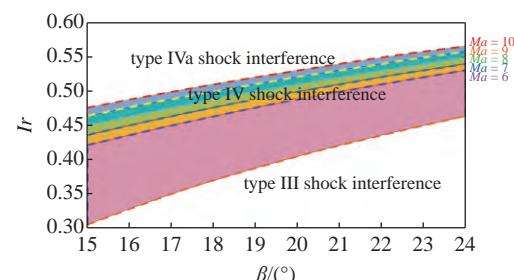


图 16 不同马赫数下 TPG 模型下的激波干扰类型转变分界线示意图

Fig. 16 Schematic diagram of the boundary line of the transition of shock interference types under the TPG model under different Mach numbers

明, 随着马赫数的增大, 入射激波位置参数相同时, 与量热完全气体模型 (CPG) 相比, 真实气体模型 (TPG) 发生 III 型 \leftrightarrow IV 型或 IV 型 \leftrightarrow IVa 型激波干扰类型转变所需的激波角更大.

4 激波干扰类型转变准则适用性验证

结合 3.3 节利用机器学习得到的激波干扰类型的转变准则曲面, 在准则面上提取相应的来流参数 (Ma, β, Ir) 进行数值计算, 给出了几组具有代表性的工况结果, 分析其驻点压力和热流分布的变化规律, 验证其适用性, 并探讨高温气体效应对驻点压力和驻点热流的影响. 观察图 17, 为了清晰体现工况参数设置, 将每个算例标注在转变曲面上, 并且同一工况的压力热流曲线颜色与实心点颜色相同. 由图 17, 可以得到以下规律:

(1) 从图 17(a) 中可以看出, 当来流参数选取在 CPG 模型下 III 型、IV 型激波干扰类型转变准则面上 ($Ma=7, \beta=23^\circ, Ir=0.4864$), 结合图 4, 此时对应 TPG 模型工况已经发生 IV 型激波干扰, 而 TPG 模型工况正在发生 III 型和 IV 型激波干扰类型的转变过程. 可以发现, 采用 TPG 模型计算得到的壁面压力和热流峰值均高于采用 CPG 气体模型计算的结果. 这是因为由于采用不同的气体模型而导致的激波干扰类型发生了变化, 前面提到过, 当来流参数相同时, 干扰类型是影响驻点压力和热流数值的关键因素之一.

(2) 观察图 17(b), 工况参数位于 TPG 模型下 III 型、IV 型激波干扰类型转变准则面上 ($Ma=7, \beta=19^\circ, Ir=0.3868; Ma=7, \beta=23^\circ, Ir=0.4496$). 从流场的几何结构来看, TPG 模型工况处于发生 III 型、

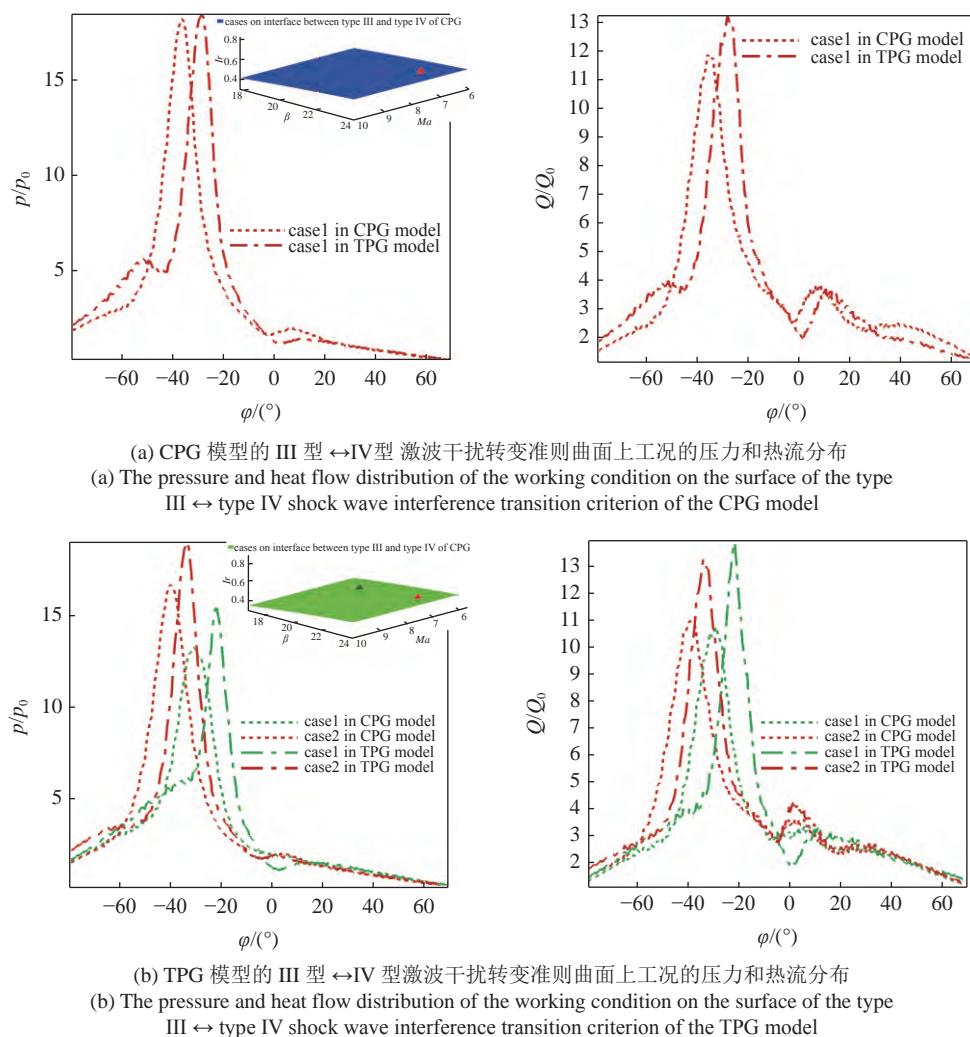


图 17 4 个准则面上若干算例的压力和热流分布曲线

Fig. 17 The pressure and heat flow distribution curves of several examples on four criterion surfaces

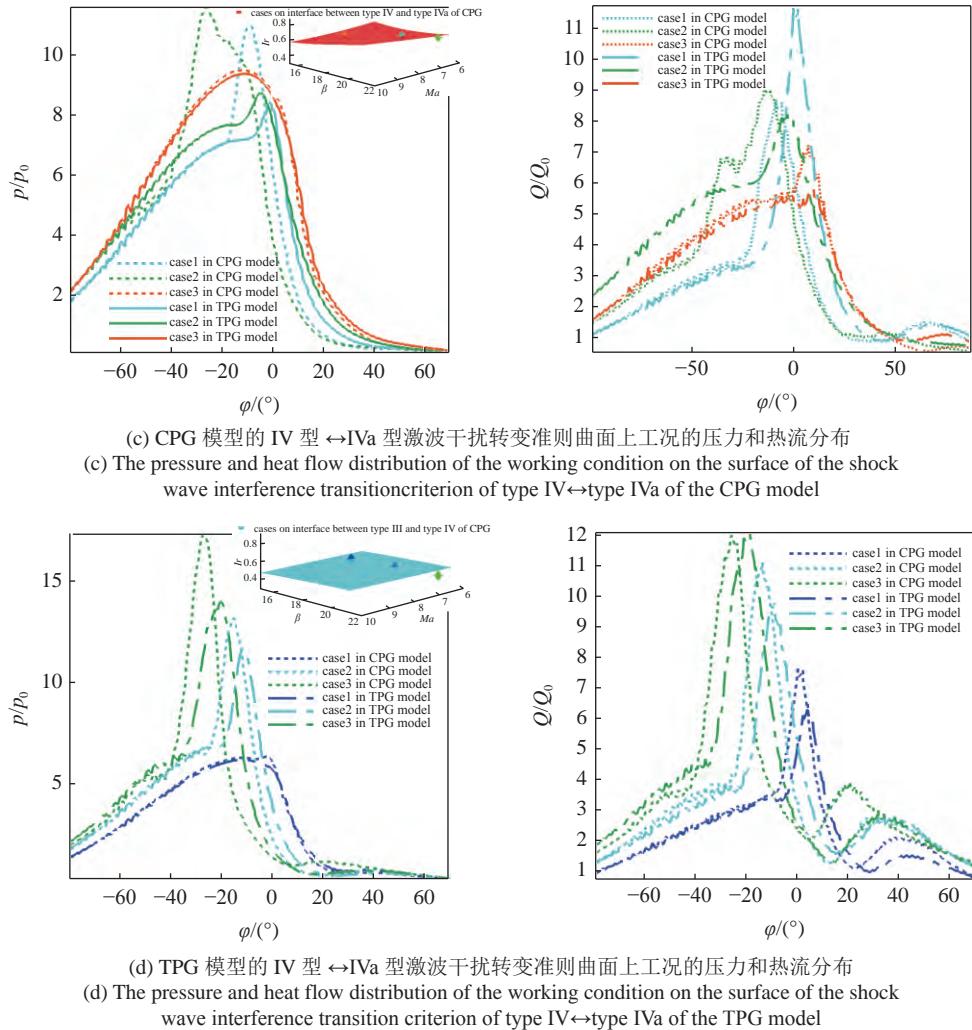


图 17 4 个准则面上若干算例的压力和热流分布曲线(续)

Fig. 17 The pressure and heat flow distribution curves of several examples on four criterion surfaces (continued)

IV 型转变的情形,而 CPG 模型工况仍处于 III 型激波干扰,结合 III 型流场结构,滑移线 SL1 冲击壁面,另有一道斜激波在壁面反射,波后为超声速,压力和热流迅速下降.

(3) 如图 17(c) 所示,工况参数在 CPG 模型下 IV 型、IVa 型激波干扰类型转变准则面上 ($Ma = 7$, $\beta = 19^\circ$, $Ir = 0.6009$; $Ma = 7$, $\beta = 22^\circ$, $Ir = 0.7094$; $Ma = 8$, $\beta = 16^\circ$, $Ir = 0.5548$),此时采用 CPG 模型计算的工况发生 IV 型、IVa 型干扰类型转变,而 TPG 模型工况均发生 IVa 型激波干扰. 显而易见, TPG 模型下的工况,压力曲线变得更加平滑,峰值不再尖锐,压力峰值也较同一条件下的 CPG 模型更低.

(4) 如图 17(d) 所示,工况参数在 TPG 模型下 IV 型、IVa 型激波干扰类型转变准则面上 ($Ma = 7$, $\beta = 16^\circ$, $Ir = 0.4496$; $Ma = 7$, $\beta = 19^\circ$, $Ir = 0.4880$; $Ma = 7$, $\beta = 22^\circ$, $Ir = 0.5210$). 此时,CPG 模型工况发

生 IV 型激波干扰,TPG 模型工况却即将向 IVa 型发生转变,射流顺时针擦拭壁面,冲击点逐渐上移至脱离壁面,故 3 组工况均对应于 CPG 模型工况压力和热流一致高于 TPG 模型工况.

由上述几点可见,本文 3.3 节所提出的两种模型的激波干扰类型转变准则具有一定的精确性和推广性,可以用来快速预测工程计算中所发生的激波干扰类型,以及对采用不同模型计算时所带来的压力和热流分布的差异进行合理假设,进而对工程计算给出参考.

5 总结

本文主要讨论了高温气体效应对激波干扰流场结构及状态参数的影响. 同时,利用 MBB 算法,分析了不同物理模型下流场几何结构以及高温气体效应对激波干扰类型转变准则的影响,并对该准则上的

多组临界工况的激波干扰结构及壁面压力和热流分布进行了预测, 主要有以下结论。

(1) 高温气体效应对激波干扰流场的几何结构和流动状态参数的影响主要体现在: 高温气体效应使得激波脱体距离减小, 波后温度大幅度降低; 对于 IV 型激波干扰, 随着马赫数的增加, CPG 和 TPG 模型下⑤区和⑦区的压力、温度、马赫数等状态参数差值逐渐增大, 体现了高温效应对流场状态影响较大。

(2) 高温气体效应对预测三波点位置、超声速射流形状以及激波干扰类型转变准则的影响主要有: 从三波点位置公式可以看出, 当 Ir 非常小时, 激波脱体距离与来流马赫数的相干性不强, 这一规律从数值计算的结果中也可以看出; 无论 CPG 模型或是 TPG 模型, MBB 对三波点 A 以及射流结构的预测结果与数值结果几乎重合, 体现了该算法在流体力学数据处理上的优越性; 发生激波干扰类型转变时, 两类模型的准则面均近乎于 Ir 轴垂直, CPG 模型的准则面均位于 TPG 模型的上方; 随着马赫数的增大, 高温气体效应逐渐明显, 两类模型的 IV 型区域占比均增大, 即在相同的激波角范围内, IV 型激波干扰所包含的 Ir 的范围更广阔。

(3) 发生激波干扰时, 壁面压力和热流峰值主要取决于流场的几何结构和干扰类型。本文提出的激波干扰转变准则可以根据来流条件, 预测激波干扰类型进而判断流场结构以及壁面驻点的大致区域, 为热防护工作做好准备。同时也讨论了由于采用不同的气体模型导致发生不同的干扰类型, 造成流场结构的差异性, 进而影响壁面周围的热环境, 并以转变准则面上的多组临界工况加以佐证, 揭示了该准则的工程意义。

参 考 文 献

- 1 杨基明, 李祝飞, 朱雨建等. 高超声速流动中的激波及其相互作用. 北京: 国防工业出版社, 2019 (Yang Jiming, Li Zhufei, Zhu Yujian, et al. Shock Waves and Shock Interactions in Hypersonic Flow. Beijing: National Defense Industry Press, 2019 (in Chinese))
- 2 程剑锐, 施崇广, 瞿丽霞等. 二维弯曲激波/湍流边界层干扰流动理论建模. 航空学报, 2022, 43: 125993 (Cheng Jianrui, Shi Chongguang, Qu Lixia, et al. Theoretical model of 2D curved shock wave/turbulent boundary layer interaction. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43: 125993 (in Chinese))
- 3 Numata D, Ohtani K, Takayama K. Diffuse holographic interferometric observation of shock wave reflection from a skewed wedge. *Shock Waves*, 2009, 19: 103-112
- 4 Mölder S. Flow behind concave shock waves. *Shock Waves*, 2017, 27(5): 721-730
- 5 杨旸. 三维激波相互作用的复杂流动研究. [博士论文]. 北京: 中国科学院大学, 2012: 48 (Yang Yang. Investigations on the complex flows induced by three-dimensional shock interactions. [PhD Thesis]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2012: 48 (in Chinese))
- 6 项高翔. 三维激波干扰理论与应用研究. [博士论文]. 北京: 中国科学院大学, 2017: 37 (Xiang Gaoxiang. Theory of three-dimensional shock interaction and its application. [PhD Thesis]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017: 37 (in Chinese))
- 7 詹东文. 一种激波增强管壁型线设计方法. [博士论文]. 安徽: 中国科学技术大学, 2018: 15 (Zhan Dongwen. An investigation of the channel profile design for shock wave enhancement. [PhD Thesis]. Anhui: University of Science and Technology of China, 2018: 15 (in Chinese))
- 8 Ridoux J, Lardjane N, Monasse L, et al. Beyond the limitation of geometrical shock dynamics for diffraction over wedges. *Shock Waves*, 2019, 29(6): 833-855
- 9 Zhan D, Li Z, Yang J, et al. A contraction channel design for planar shock wave enhancement. *Review of Scientific Instruments*, 2018, 89(5): 056104
- 10 司东现, 李祝飞, 姬隽泽等. 椭圆内聚激波面间断化过程的激波动力学分析. 航空学报, 2022, 43: 126093 (Si Dongxian, Li Zhufei, Ji Junze, et al. Shock dynamic analysis of the discontinuous process of elliptical cohesive shock surface. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43: 126093 (in Chinese))
- 11 Edney B. Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock. Aeronautical Research Institute of Sweden, FFA Report No. 115, Sweden: Stockholm, 1968
- 12 Keyes JW, Hains FD. Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows. NASA Langley Research Center, United States: Washington, 1973
- 13 Holden M, Moselle J, Wieting A, et al. Studies of aerothermal loads generated in regions of shock/shock interaction in hypersonic flow// 26th Aerospace Sciences Meeting, Nevada, United States, 1988
- 14 Wieting AR, Holden MS. Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6 and 8. *AIAA Journal*, 1989, 27(11): 1557-1565
- 15 Glass CE. Experimental study of pressure and heating rate on a swept cylindrical leading-edge resulting from swept shock wave interference. [PhD Thesis]. Virginia: Old Dominion University, 1989: 85
- 16 Sanderson SR. Shock wave interaction in hypervelocity flow. [PhD Thesis]. California: California Institute of Technology, 1995: 32
- 17 Sanderson SR, Hornung HG, Sturtevant B. The influence of non-equilibrium dissociation on the flow produced by shock impingement on a blunt body. *Journal of Fluid Mechanics*, 2004, 516: 1-37
- 18 Kolly J. An investigation of aerothermal loads generated in regions of supersonic shock interference flows. [PhD Thesis]. Buffalo: State University of New York at Buffalo, 1996
- 19 Holden M, Kolly J. Measurements of heating in regions of shock/shock interaction in hypersonic flow. *AIAA Paper*, 1995, 95-0640
- 20 Zhong X. Application of essentially non-oscillatory schemes to unsteady hypersonic shock-shock interference heating problems. *AIAA*

- Journal*, 1994, 32(8): 1606-1616
- 21 Van D. The supersonic blunt-body problem review and extension. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1958, 25(8): 485-496
- 22 Billig FS. Shock wave shapes around spherical and cylindrical nosed bodies. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1968, 4(6): 822-823
- 23 Wen CY, Hornung HG. Non-equilibrium dissociating flow over spheres. *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, 299(1): 1-17
- 24 Oliver H. A theoretical model for the shock stand-off distance in frozen and equilibrium flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 2000, 413: 345-353
- 25 Belouaggadia N, Oliver H, et al. Numerical and theoretical study of the shock stand-off distance in non-equilibrium flows. *Journal of Fluid Mechanics*. 2008, 607: 167-197
- 26 Peng J, Luo CT, Han ZJ, et al. Parameter correlation study on shock-shock interaction using a machine learning method. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106247: 1-11
- 27 李海燕. 高超声速高温气体流场的数值模拟. [博士论文]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007 (Li Haiyan. Numerical simulation of high sound velocity emission flow field. [PhD Thesis]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007 (in Chinese))
- 28 张子健, 刘云峰, 姜宗林. 振动激发对高超声速启动力/热影响. 力学学报, 2017, 49(3): 616-626 (Zhang Zijian, Liu Yunfeng, Jiang Zonglin. Effect of vibration excitation on hypersonic starting force/heat. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*. 2017, 49(3): 616-626 (in Chinese))
- 29 张翔. 复杂外形飞行器高温效应研究. [博士论文]. 上海: 上海交通大学, 2015 (Zhang Xiang. Research on high temperature effect of complicated shape aircraft. [PhD Thesis]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University. 2015 (in Chinese))
- 30 石晓峰. 激波反射干扰及其热化学非平衡效应. [博士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018 (Shi Xiaofeng. Shock reflection interference and its thermochemical non-equilibrium effect. [PhD Thesis]. Hefei: University of Science and Technology of China. 2018 (in Chinese))
- 31 张胜涛, 张庆兵, 王友进等. 高超声速气动热化学非平衡效应数值分析研究. 现代防御技术, 2012, 40(5): 167-173 (Zhang Shengtao, Zhang Qingbing, Wang Youjin, et al. Numerical analysis of hypersonic aero-thermochemical non-equilibrium effects. *Modern Defense Technology*. 2012, 40(5): 167-173 (in Chinese))
- 32 梁杰, 李志辉, 杜波强等. 真实气体效应对 MSL 火星进入气动特性的影响研究. 航天返回与遥感, 2017, 38(4): 8-17 (Liang Jie, Li Zhihui, Du Boqiang, et al. Research on the influence of real gas effect on the aerodynamic characteristics of MSL mars entering. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing Spacecraft Recov Remot Sens*, 2017, 38(4): 8-17 (in Chinese))
- 33 杨肖峰, 国义军, 唐伟等. 进入火星大气的高温真实气体效应与气动加热研究. 宇航学报, 2018, 39(9): 960-968 (Yang Xiaofeng, Guo Yijun, Tang Wei, et al. Study on the effect of high-temperature real gas entering the Martian atmosphere and aerodynamic heating. *Journal of Astronautics*. 2018, 39(9): 960-968 (in Chinese))
- 34 傅林, 高正红, 左英桃. 基于 HLL—HLLC 的高阶 WENO 格式及其应用研究. 计算力学学报, 2014, 31(1): 128-128 (Fu Lin, Gao Zhenghong, Zuo Yingtao. Research on high-level WENO format and its application based on HLL-HLLC. *Journal of Computational Mechanics*, 2014, 31(1): 128-128 (in Chinese))
- 35 Chen C, Luo CT, Jiang ZL. A multilevel block building algorithm for fast modeling generalized separable systems. *Expert Systems with Applications*, 2017, 109: 25-34
- 36 Chen C, Luo CT, Jiang ZL. Block building programming for symbolic regression. *Neurocomputing*, 2018, 275: 1973-1980
- 37 陈辰. 快速建模算法及其在流体力学中的应用. [硕士论文]. 北京: 中国科学院大学, 2017 (Chen Chen. Fast Modeling Algorithms and Its Applications in Fluid Dynamics. [Master Thesis]. Beijing: Chinese Academy of Sciences University. 2017 (in Chinese))