



北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965, CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目： 基于机器学习的高速飞行器双曲率前缘气动热预测方法
作者： 杨帆, 林明月, 胡宗民, 罗长童
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0746
收稿日期: 2022-08-30
网络首发日期: 2023-02-14
引用格式: 杨帆, 林明月, 胡宗民, 罗长童. 基于机器学习的高速飞行器双曲率前缘气动热预测方法[J/OL]. 北京航空航天大学学报.
<https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0746>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

基于机器学习的高速飞行器双曲率前缘气动热预测方法

杨帆^{1,2}, 林明月^{1,2,✉}, 胡宗民^{1,2}, 罗长童^{1,2}

(1. 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; 2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

*通信作者 E-mail: linmingyue@imech.ac.cn

摘要 高超声速气动热预测技术是高超声速飞行器发展的关键技术之一, 气动热环境的精准预测对飞行器热防护系统设计以及气动布局优化具有重要意义。为快速获取高超声速飞行器表面热流分布, 缩短飞行器设计周期, 基于具有广义可分离特性、可实现强非线性数据快速建模的多层分块(MBB)算法, 提出了一种针对高速飞行器双曲率前缘气动热分布的快速预测方法。通过数值计算获得双曲率前缘驻点区的气动热分布作为训练集数据, 基于 MBB 算法给出了预测热流分布的显式表达式。对公式预测结果的统计分析显示, 公式预测值与测试集数据的偏差在 2% 以下, 表明本文提出的公式具有较高的预测精度。进一步, 将热流分布公式外推, 验证了机器学习公式在不同几何外形下的适用性。在双曲率前缘构型的防热设计及气动外形优化阶段, 本文提出的公式可实现气动热环境的精准快速预测。

关键词 高超声速流动; 气动热; 多层分块算法; 快速预测方法; 驻点热流; 双曲率前缘

中图分类号 V221+.3; TB553

文献标识码: A

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0746

Fast prediction method of aero-heating of bi-curvature leading edge based on the machine learning

YANG Fan^{1,2}, LIN Mingyue^{1,2,✉}, HU Zongmin^{1,2}, LUO Changtong^{1,2}

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

*E-mail: linmingyue@imech.ac.cn

Abstract The prediction technology of hypersonic aero-heating is one of the key technologies for the development of high-speed vehicles. Developing a fast method of prediction for the hypersonic thermal environment is of great significance to the design of thermal protection system (TPS) and aerodynamic optimization. In order to obtain the heat flux distribution on the surface of hypersonic vehicles quickly and to shorten the vehicle design cycle, a fast prediction method for the aerothermal environment of the bi-curvature leading edge of hypersonic vehicles is proposed based on the multi-level block building (MBB) algorithm. MBB algorithm is characterized by generalized separable which can fast model strong nonlinear data. First, numerical simulations are conducted to obtain the database composed of the aero-heating data of the bi-curvature leading edges of the vehicles in the training set. Based on the MBB algorithm, an explicit expression for predicting the distributions of heat flux is given. Results of statistical analysis show that the deviation between the predicted value and the sample value is less than 2%, indicating that the formula proposed in this paper has a high prediction accuracy. Further, an extrapolation of the formula is performed to verify its applicability for different geometric shapes. At the stage of thermal design and aerodynamic optimization of the bi-curvature leading edge configuration, the formulation proposed in this paper enables accurate and rapid prediction of the aerodynamic thermal environment.

Key words hypersonic flow; aerodynamic heating; multi-level block building algorithm; fast prediction method; heat transfer rate of stagnation point; bi-curvature leading edge

为了进一步提高进入空间、探索空间、利用空间的能力, 发展新一代高超声速飞行器, 实现便

收稿日期: 2022-08-30

基金项目: 国家自然科学基金项目(12172365, 12072353, 12132017)资助; 国家重点研发计划资助项目(2019YFA0405204)资助

Fund: National Natural Science Foundation of China (12172365, 12072353, 12132017); National Key R&D Program of China (2019YFA0405204)

网络首发时间: 2023-02-14 14:11:44 网络首发地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230214.0911.001.html>

捷、经济、安全的飞行是高速飞行器发展的必然趋势^[1-3]。飞行器高速飞行时,空气的剧烈压缩和摩擦使得驻点区域产生极为严酷的气动加热,加热量随着飞行速度的增加呈指数级上升,飞行器面临棘手的“热障”问题^[4-5]。采用大钝头外形可以有效缓解驻点气动热,但这是以极大牺牲飞行器气动性能为代价的。发展以吸气式发动机为动力的升力体外形要求采用低阻力的尖化前缘^[6-7],驻点区域面临更加严酷的气动热问题,对热防护系统的设计提出了更高的要求。因此,高速飞行器前缘驻点区气动热环境的准确预测对于飞行器热防护系统的精准设计以及气动布局优化具有重要意义。

高速飞行器气动热环境的精准预测十分困难^[8-10],特别是前缘驻点区极端热问题突出,是气动热问题研究的重点及难点。自 20 世纪 50 年代起,针对驻点区域气动热问题展开了一系列理论^[10-13]和数值^[14-17]研究。在理论方面,驻点区热流的研究主要是基于边界层的自相似解,进行一系列的推广和修正后,获得计算驻点热流的理论公式。1958 年, Fay 和 Riddell^[11]利用曼格勒变换将高温气体边界层偏微分方程转化为常微分方程,推导出了至今广泛应用的 Fay-Riddell 驻点热流公式,可用于直接求解球头和圆柱的驻点热流值。1957 年, Kemp 和 Riddell^[12]对卫星再入的实际轨道进行了大量计算,并将来流流动参数与正激波后流动参数相关联,给出了 Kemp-Riddell 驻点热流公式。除此之外,较为重要的驻点热流公式还有 Lees^[19]公式、Scala^[20]公式等,不同公式的适用范围不同,用于工程计算时,要根据具体流动情况选用公式。理论公式可以清楚地揭示气动热与各物理因素之间的内在联系,并给出气动热的快速估计。但现有的理论公式只能计算球头和圆柱这类简单外形,对于高速飞行器的尖化前缘外形,即使是相对较为简单的介于圆柱和球头之间的双曲率外形,也没有较为精准的热流计算公式。随着 CFD 技术的迅猛发展,采用数值模拟方法可以更为精准与细致地刻画流场,成为气动热预测的重要研究手段^[8-9]。研究表明,数值格式和网格分布都会影响气动热的数值计算^[15-16,21-23],特别是近壁面法向网格间距对数值计算结果的影响较大。1988 年, Klopfer 和 Yee^[22]发现钝体驻点热流值依赖于网格以及格式的选取,要得到准确的热流值,网格雷诺数要求小于 3。1998 年, Lee 等^[23]在钝头体气动热计算中探讨了网格相关性,发现在其他条件均保持不变的情况下,壁面网格雷诺数扩大一倍,热流计算偏差值能达到 20% 以上。马崇立和刘景源^[24]应用理论和数值模拟方法,提出了一种基于壁面网格雷诺数及基于钝体特征长度的来流雷诺数的网格划分方法。结果表明,对于工程上采用的能有效抑制数值粘性的格式,壁面网格雷诺数可供参考的取值范围是 20~80。

目前,利用数值模拟方法研究气动热问题,并与地面实验互为验证补充,是气动热问题的主流研究手段。但在工程设计的初期阶段,开展大规模数值模拟要付出昂贵的代价,难以满足对气动热精准快速计算的需求。而常用于工程设计初期的经验公式,往往具有一定的限制性,且常难以满足精度要求。因此,发展一种与 CFD 具有相当精度的高超声速飞行器气动热环境的快速分析预测方法,可以有效缩短气动热的设计周期。随着人工智能技术的发展,机器学习方法的兴起为气动热的计算与分析提供了新的强有力的研究手段^[25-32]。2012 年, Chen^[27]开展了气动热降阶模型研究,用以实现快速精准的气动热预测,并通过数值模拟进行了验证。2017 年, 聂春生^[28]利用本征正交分解 (POD) 方法对数值计算得到的数据库进行降阶处理,建立了基于 POD 方法的复杂外形飞行器表面热流计算代理模型。2021 年, 张智超^[29]利用数值计算获得的飞行器表面热流数据,基于径向基网络模型,开展了高超声速飞行器气动热快速预测的代理模型方法的研究。这些研究利用数据驱动的方法降低了气动热问题分析的难度,提高了热流计算的效率。2018 年, Chen 等^[30]提出了可以实现快速分析建模气动热数据的符号回归方法 MBB 算法,即以实验或数值模拟数据为基础,通过符号回归的方法逼近真实模型,并且可以得到简洁的显式表达式,进而探索其中的物理规律。除此之外, MBB 算法能够处理大规模、多变量、强非线性问题,并且具有良好的外推能力,本文的研究主要基于这一算法。

本文基于 MBB 算法给出了高速飞行器双曲率前缘表面热流分布的快速预测公式,以实现设计初期阶段对飞行器气动热环境的快速预测。第 1 节介绍了所采用的数值计算和机器学习方法。第 2 节针对数值计算获得的驻点区气动热数据开展机器学习,通过 MBB 算法获得了前缘热流分布的显式表达式。分析了预测公式的拟合精度以及来流条件和几何外形对公式预测精度的影响,并在几何参数的极限值附近与理论值进行了对比。最后,第 3 节给出了结论。

1 数值方法与机器学习方法

1.1 控制方程与数值方法

本文涉及的马赫数范围为 5~10，总温在 2000K 左右，采用仅考虑气体分子振动激发、且处于振动平衡状态的热完全气体模型，数值计算的控制方程为三维可压缩的 Navier-Stokes 方程组，具体形式如下：

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

上述公式中， \mathbf{U} 为守恒变量矢量； \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 、 \mathbf{H} 分别为 x 、 y 、 z 方向上的对流通量矢量； \mathbf{F}_v 、 \mathbf{G}_v 、 \mathbf{H}_v 为 x 、 y 、 z 方向上的粘性通量矢量。它们的具体形式为：

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E + p)u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (E + p)v \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (E + p)w \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + q_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中， ρ 、 p 分别为气体的密度、压力， u 、 v 、 w 为 x 、 y 、 z 方向上气体的速度， q_x 、 q_y 、 q_z 为 x 、 y 、 z 方向上的热通量密度， τ 为粘性应力， E 为单位体积气体的总能量：

$$E = \rho h - p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \quad (3)$$

式中 h 为比焓，考虑气体分子振动激发，比焓 h 与定压比热 c_p 都是温度 T 的函数，可以分别通过 NASA^[33] 的 7 系数多项式拟合出来，如下：

$$\begin{cases} \frac{c_{p_i}(T)}{R_i} = a_{i1} + a_{i2}T + a_{i3}T^2 + a_{i4}T^3 + a_{i5}T^4 \\ \frac{h_i(T)}{RT} = a_{i1} + a_{i2} \frac{T}{2} + a_{i3} \frac{T^2}{3} + a_{i4} \frac{T^3}{4} + a_{i5} \frac{T^4}{5} + \frac{b_{i1}}{T} \end{cases} \quad (4)$$

其中， i 表示空气的不同组分，系数 $a_{i1} \sim a_{i5}$ 和 b_{i1} 由参考文献查阅， R 为气体常数。

本文数值计算采用的是有限体积法 (Finite Volume Method, FVM)。对流项采用多维多项式插值的二阶 TVD (total variation diminish-ing) 格式对界面值进行重构，并用 HLLC (Harten-Lax-van Leer contact) 近似黎曼求解器对界面处的数值通量进行计算，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]；粘性项采用多维多项式插值方法进行计算，精度同样为二阶；时间推进采用隐式双时间步长法进行积分计算。

1.2 机器学习方法

对于机器学习方法与流体力学相结合的研究,依据所使用的模型,大概可分为两种类型:一种是预先给定模型结构,通过相应的策略优化模型参数,可称为代理模型(surrogate model);另一种则是模拟人工推导过程,建立具有显式表达式的模型,如基于遗传规划(genetic programming)的符号回归(symbolic regression)方法。

符号回归方法是一种基于数据驱动(data-driven)的回归分析方法,在实际应用时,不需要对目标模型的结构(具体的函数形式和系数)强加假设。其目标是在给定的函数算子和运算算子所定义的函数空间中进行遍历式搜索,以实现最佳逼近,获得最优的回归模型。符号回归方法从数据中获得模型,并且可以给出显式的表达式,同时还具有外推和预测能力。

遗传规划(genetic programming, GP)^[35]是基于数据驱动函数优化的最经典的一类方法,其核心思想是基于达尔文的自然进化理论。理论上,只要提供足够长的计算时间,GP就可以得到最佳拟合数据集的函数模型。然而,对于具有多变量的大规模问题,GP的收敛速度可能会非常慢,这限制了它在工程中的实际应用。为此,Chen等^[36]提出块构建编程(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,通过减小搜索空间来提高计算效率。但是,由于变量不能出现在不同的子函数中,这使得子函数没有被完全分离。Chen等^[37]进一步提出了一种广义可分离模型(generalized separable model, GSM),GSM将变量分为重复变量和非重复变量,使变量可以出现在不同的子函数中,从而可以进一步分离子函数,减小搜索空间,提高计算效率。为了识别具有可能GSM特征的函数的结构,Chen^[30]提出了基于BBP改进的多层分块算法(multi-level blockbuilding, MBB),MBB算法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。与大多数传统遗传规划或其他非进化算法相比,MBB算法中的最小因素相对更容易确定,因此MBB算法更加有效和高效,在工程上具有重要应用价值,可以为气动数据的分析与建模提供精准快速的算法支持。Peng^[31]和李等人^[32]利用MBB算法,分别给出了不同气体模型下,激波干扰流场结构的几何特征以及产生极端载荷的位置,并对其精度以及适用性进行了评估,取得了良好效果。如图1为MBB算法的流程图。

目前,球、柱等简单外形已有驻点区热流计算公式,但对于介于球柱之间、广泛存在于高速飞行器特别是乘波体前缘的双曲率构型,还没有计算公式来实现不同几何外形下驻点区热流的精准快速预测。因此,基于Chen所提出的具有广义可分离特性、可实现强非线性数据快速建模的MBB算法,对双曲率前缘构型的气动热数据进行分析建模,从而获得最优的回归模型,给出双曲率构型驻点区热流分布的显式表达式。算法中主要参数设置如下:函数模块解析矩阵高度 $5d$,决定了单个函数模块的复杂度,其中 d 自变量个数。种群规模为 $p=10d$,最大进化代数为 $2p$,降维概率为0.5,当残差下降至 10^{-6} 时算法停止运行。

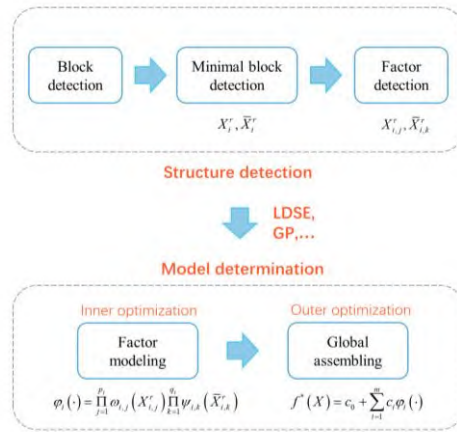


图 1 MBB 算法的示意图^[30]
Fig.1 Flowchart of MBB^[30]

1.3 算例验证

为了验证数值计算结果的可靠性，选取了具有详细实验数据的钝锥^[39]进行算例验证，其前缘流动情况与本文模型相似。实验^[39]中钝锥模型的长度为 447 mm，头部曲率半径为 27.94 mm，半锥角为 15°。实验来流条件为 $Ma_\infty = 10.6$ ， $T_\infty = 47.3$ K， $Re_\infty / \text{m} = 3.937 \times 10^6 / \text{m}$ ，壁面为等温壁 $T_w = 294.44$ K。图 2 给出了数值计算的热流分布与实验值对比，横坐标为轴向距离与总长度的比值，纵坐标为无量纲热流，由 Fay-Riddell 公式(式(5))计算出的驻点热流值 q_{ref} 归一化，其中 q_{ref} 的值为 2.16×10^5 W/m²。

$$q = 0.763 \text{Pr}^{-0.6} (\rho_s \mu_s)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\frac{du_e}{dx}} (h_s - h_w) \quad (5)$$

由图 2 可知，本文数值计算的钝锥驻点区热流分布与实验值^[39]吻合较好，且计算的驻点热流值与 Fay-Riddell 公式的理论值偏差仅 3.7%，表明本研究使用的数值计算方法可以较为精确的获得高速飞行器前缘驻点区的热流分布情况。

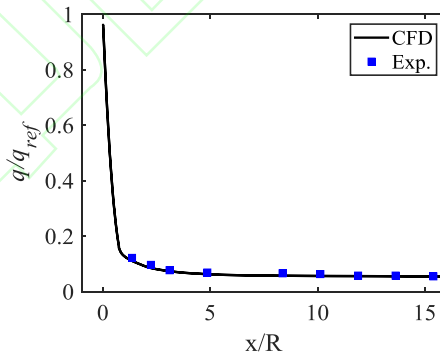


图 2 钝锥表面热流分布的数值计算结果与实验值^[39]对比
Fig. 2 Comparison of distributions of heat flux on the surface of cone obtained by present code and the reference experiment^[39]

2 热流分布的机器学习公式

2.1 双曲率前缘模型及训练集数据构成

本文研究的高速飞行器双曲率前缘外形及模型的网格划分如图 3 所示。图 3(a)为双曲率前缘外形示意图，为减小计算量，本文截取高热流集中的驻点区域(见图 3(b))为计算域。如图 3(b)所示，计算模型的横向(I-I 剖面)与纵向对称面(H-H 剖面)分别为半径 R 与 r 的圆，其中， R 为前缘倒圆半径， r 为

钝化半径, 扩张角取固定值 15° 。头部倒圆半径 R 与钝化半径 r 之比为本文表征双曲率前缘外形的特征量: 当 $R_0 = 1$ 时, 该模型退化为球头钝锥模型; 当 R_0 趋近于无限大时, 则趋于圆柱模型。 θ 为模型横向截面(I-I 剖面)中的周向角。

模型的网格划分如图 3(c)所示, 热流的计算对网格具有很强的依赖性, 主要体现在壁面法向的网格间距上^[14-17,22-23]。为了保证数值计算气动热数据的准确性, 本文对网格雷诺数 Re_{cell} 分别为 1, 20, 40 的网格进行收敛性验证, 结果如图 4 所示。当网格雷诺数小于 20 时, 热流的计算结果趋于收敛。本文使用的样本库数据均按此方法进行无关性检验, 获得热流计算结果的近似收敛值作为机器学习的输入值。

对于 $R_0 = 1$ 的球头钝锥模型与 R_0 趋向于无穷的圆柱模型, 驻点区的热流分布已有较为成熟的理论^[10-13]公式进行预测。但对于双曲率尖化前缘(见图 3(a))外形, 缺少其驻点区热流分布的快速预测公式。因此, 本文通过数值模拟获得了不同来流条件和几何外形下的驻点区热流分布作为建立预测公式的样本数据库, 利用 MBB 算法进行分析与建模。数值计算的来流参数选取高空 $H = 30 \text{ km}$ 的来流条件 ($p_\infty = 1172 \text{ Pa}$, $T_\infty = 226.6 \text{ K}$), 参数设置如表 1 所示。

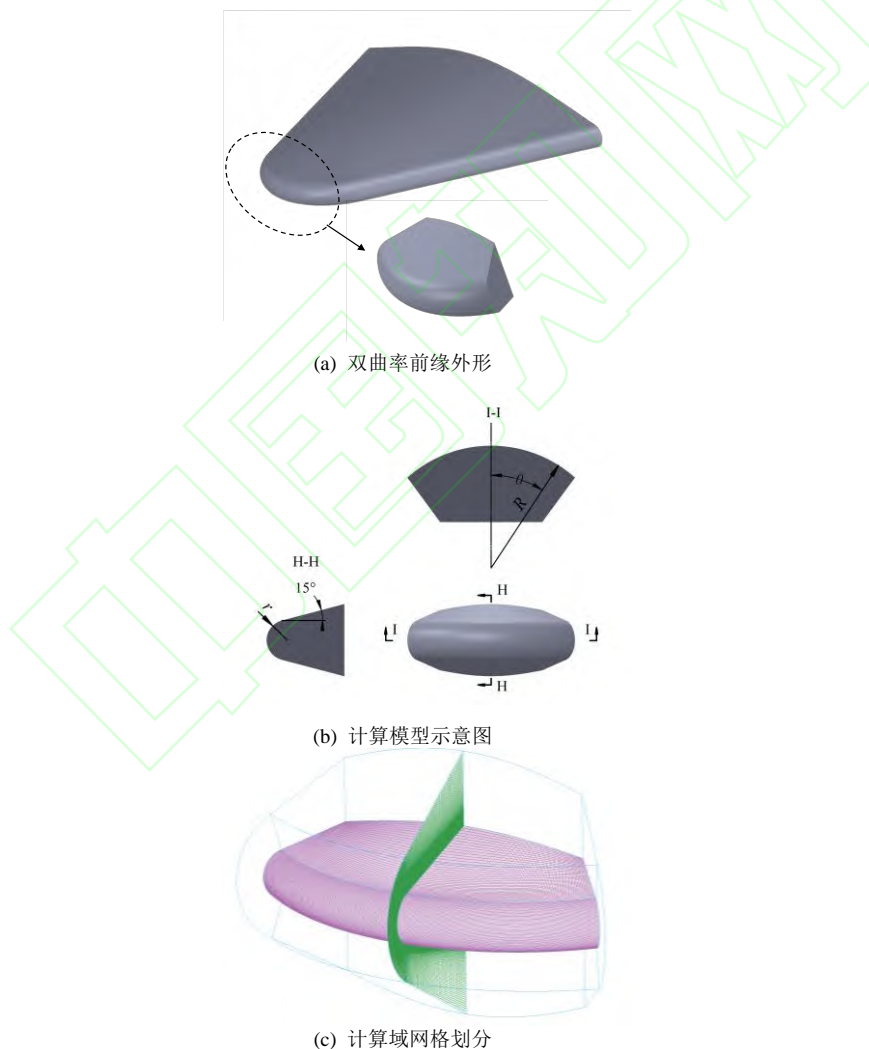


图 3 计算模型及网格划分

Fig. 3 Schematic diagram of computational model and mesh

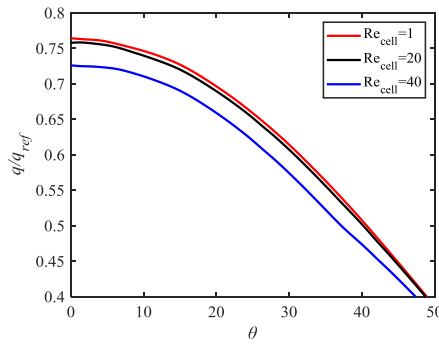


图 4 网格无关性检验

Fig. 4 Aerodynamic loads calculated by various grids

表 1 数值模拟的参数设置

Table 1 Settings of parameters for numerical simulation

参数	值
Ma	6, 7, 8, 9, 10
r/mm	2
R/mm	2, 4, 6, ..., 18, 20
R_0	1, 2, 3, ..., 9, 10

飞行器表面热流与来流条件、几何外形密切相关，在机器学习的过程中，输入的自变量为 Ma 、 R_0 、 $\sin\theta$ ，本文选取的计算域(图 3(b))中 θ 的变化范围为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 。 q/q_{ref} 为无量纲热流值， q_{ref} 为相同来流条件下半径为 r 的球头钝锥模型的驻点热流值。机器学习的样本库共包含 1500 余组数据，通过 $5 \times 10 = 50$ 组算例的数值计算获得。在多层分块建模法中，含有优化的部分可以分为两大部分，分别为内层优化，以及外层优化，内层优化主要是解决函数结构的优化，以及因子内部系数优化。外层优化为全局参数的优化，以及函数结构的组装。损失函数在内部迭代中使用的是残差均方根，外部迭代中使用的 $(1-R^2)$ ，其中 R^2 为拟合优度。

2.2 热流分布的机器学习公式

基于以上 50 组算例的数值计算结果得到的双曲率前缘热流分布预测公式如表 2 所示。热流分布公式的准确性可由拟合优度 R^2 来衡量。通常， R^2 可用于评估表达式与样本库数据的符合程度，定义为回归平方和 SSR 与总离差平方和 SST 的比值， $R^2=SSR/SST$ 。该值介于 $0 \sim 1$ 之间， 0 表示完全不符合， 1 表示完全符合。一般认为超过 0.8 时模型的拟合优度就已经较高^[44]。表 2 列出的是拟合优度最高的四个表达式， R^2 值均超过 0.99 ，表明模型与训练集的回归拟合效果很好。物理上讲，无量纲热流值与自变量有一一对应关系，表达式应该是唯一的。但依靠现有的机器学习手段很难直接获取这个具有物理意义的准确表达式，只能得到数学上与其逼近的表达式。接下来选取表中编号为 1 的拟合优度最高的表达式进行分析，即

$$\begin{aligned} q/q_{ref} = & 0.803735 - 0.0371633 \ln(Ma) - 0.128599 R_0^{-2} + \\ & 0.398309 R_0^{-1} - 0.645404 (\sin \theta)^2 \end{aligned} \quad (6)$$

表 2 MBB算法热流分布公式
Table 2 Formula of distributions of heat transfer rate obtained by MBB machine learning

序号	q/q_{ref}	R^2
1	$0.803735 - 0.0371633 \ln(Ma) - 0.128599R_0^{-2} + 0.398309R_0^{-1} - 0.645404(\sin \theta)^2$	0.99348017
2	$0.782952 - 0.0140274Ma^{\frac{2}{3}} - 0.12864R_0^{-2} + 0.398357R_0^{-1} - 0.645377(\sin \theta)^2$	0.99309438
3	$0.743498 - 0.0264489Ma^{\frac{1}{2}} + 0.324038R_0^{-\frac{2}{3}} + 0.0125343R_0^{\frac{1}{3}} - 0.641078(\sin \theta)^2$	0.99206282
4	$0.706337 - 0.00466915Ma + 0.324044R_0^{-\frac{2}{3}} + 0.0125325R_0^{\frac{1}{3}} - 0.641065(\sin \theta)^2$	0.99174652
...

2.3 热流预测公式精度分析及简化

图 5 给出了不同来流 Ma 数和几何外形下热流分布公式(6)和数值计算结果的对比。其中, 实线为本文给出的热流预测公式, 散点为数值模拟给出的表面无量纲热流分布。从图中可以看出, 本文给出的公式准确预测了驻点区的热流分布趋势, 数值模拟结果基本分布在预测公式附近, 表明公式(6)对前缘驻点区的热流预测具有较高的精度。

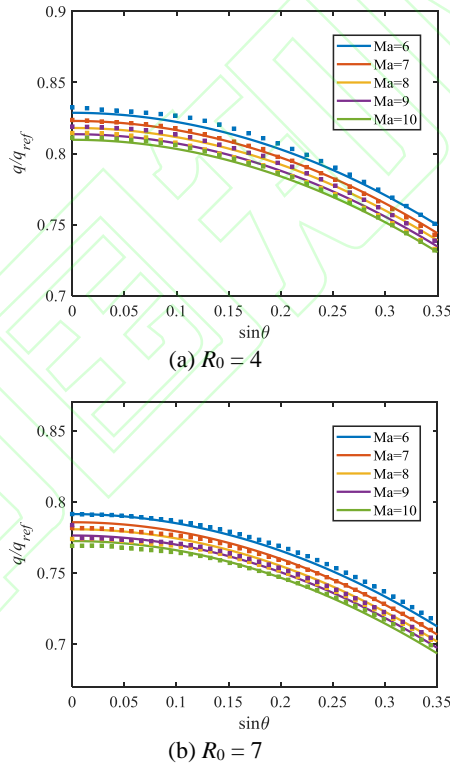


图 5 不同 Ma 数, 不同几何外形下的热流分布
Fig. 5 Distributions of heat transfer rate at different Mach numbers and geometries

进一步观察表 2 中的公式可以发现, Ma 数对 q/q_{ref} 的影响仅存在于单独一项, 且不与其他变量耦合。由图 5 中的热流分布曲线可知, 不同 Ma 数下的热流分布曲线近乎平行且彼此之间非常接近, Ma 数从 6 变化到 10 的过程中, 无量纲热流值仅改变 1.9%, 其对无量纲热流值的影响很小且 Ma 单调变化。基于此, 对现有的热流分布公式(式(6))进行简化。对公式(6)中含有 Ma 数的一项, 取 $Ma_{6\sim 10}$ 范围内的中值替代此项, 获得一个仅与几何外形 R_0 相关的热流分布公式, 如公式(7)所示。简化后的公式(7)与公式(6)相比偏差保持在 1% 以内。

$$q/q_{ref} = 0.7276553 - 0.128599R_0^{-2} + 0.398309R_0^{-1} - 0.645404(\sin\theta)^2 \quad (7)$$

将 1500 余组训练集数据与简化后的热流分布公式 (7) 的计算结果进行统计分析，机器学习公式计算出的无量纲热流与训练集数据的偏差值记为 *error*。图 6 给出了不同 *Ma* 数、不同几何外形下偏差值的分布，由于简单地采用中值代替含有 *Ma* 数的项，*Ma*6、*Ma*10 热流数据的偏差值较大。总体来看，在不同的几何外形下，热流偏差值的分布基本一致。据统计结果可知，偏差的平均值为 0.67%，所有偏差值均分布在 2% 以下，超过 73.8% 的大部分偏差值分布在 1% 以下，可见热流分布的机器学习公式具有较高的精度。

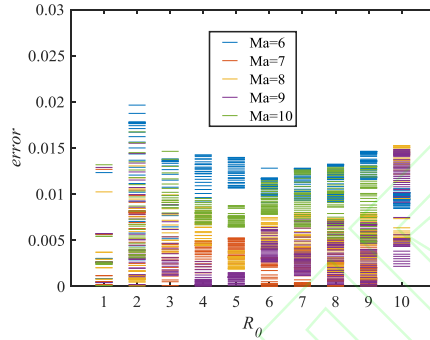


图 6 样本库数据的偏差分布
Fig. 6 Error distribution of sample database data

2.4 热流分布公式尺度量 *r* 的外推

在用于机器学习的训练集数据中，代表几何外形的变量为 $R_0 = R/r$ ，其中 *r* 在之前的研究中取为固定值 2 mm，通过改变 *R* 来获得代表不同几何外形的 R_0 值。实际上，*r* 相当于双曲率前缘大小的尺度量。当 R_0 一定时，改变 *r*，钝头体会等比例的放大或缩小。本小节保证 R_0 不变，改变 *r*，验证相同几何外形、不同尺度下热流公式是否成立，新增算例的设置见表 3：

表 3 新增算例参数设置
Table 3 Settings of Parameters for new cases in Section 2.4

参数	值
<i>Ma</i>	6, 7, 8, 9, 10
<i>r/mm</i>	3, 4
R_0	5

图 7 为以上新增验证算例的数值计算结果与热流分布的机器学习公式结果对比图，实线代表热流分布公式 (7) 预测的结果，散点代表数值计算结果。可以看到，对于 *r* = 3 mm, 4 mm 的情况，数值计算结果与热流分布公式吻合度很高。进一步进行统计分析，图 8 中的蓝色阴影区域为热流分布公式 (7) 2% 的偏差带，可以看到，数值模拟结果全部落在偏差带内，说明本文机器学习得到的公式外推至相似的几何外形下也是成立的。这是由于本文在机器学习阶段时，输入的 q/q_{ref} 为双曲率前缘驻点热流值与半径为 *r* 的球头钝锥的驻点热流值之比，这样做实际上就已将几何尺度 *r* 的影响包含其中。当几何外形等比例变化时，弓形激波形状与驻点附近的流动具有相似性，从而热流的分布也具有相似性。

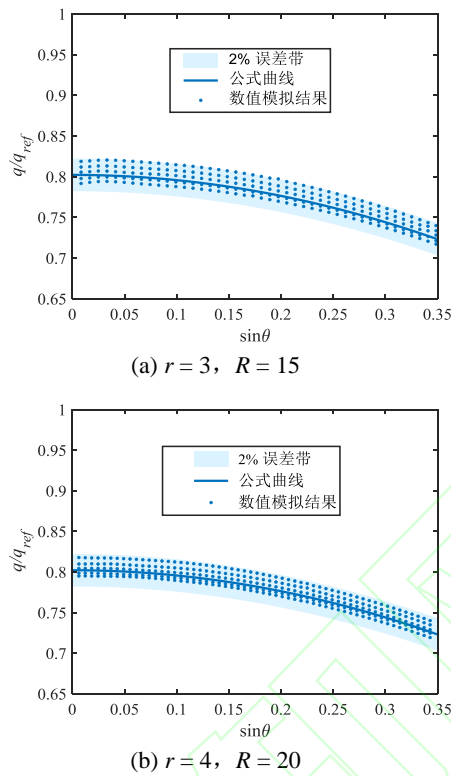


图 7 2% 偏差带下公式与数值计算结果的对比图
Fig. 7 Comparison between formula under 2% deviation band and numerical results

2.5 驻点热流值几何外形量 R_0 的外推

在公式(7)中, 当 $\theta=0$ 时, 预测公式计算得到的即为双曲率前缘的驻点热流值(见式(8))。图 7 给出了无量纲驻点热流值及其导数随几何外形量 R_0 的变化情况。由图 8 可知, 前缘几何外形特征对驻点热流值的影响集中在小 R_0 范围内。对于 R_0 较大的双曲率前缘外形, 继续增大 R_0 对于降低驻点区气动加热作用极小。

$$q/q_{ref} = 0.7276553 - 0.128599R_0^{-2} + 0.398309R_0^{-1} \tag{8}$$

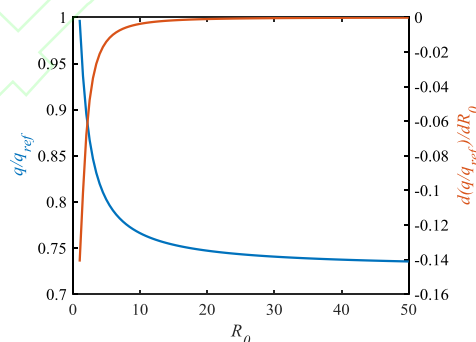


图 8 驻点热流值及其导数值随 R_0 的变化
Fig. 8 The variations of stagnation heat flux and its derivative with the values of R_0

在机器学习的过程中, 训练集包含的是几何外形量 $R_0=1\sim 10$ 的气动热数据, 对应的 $1/R_0 \in [0.1, 1]$ 。当 $1/R_0$ 趋于 0 和 1 时, 双曲率前缘分别趋于圆柱和球面, 此时可利用 Fay-Riddell 理论公式求解驻点热流值。图 9 给出了 R_0 外推至整个范围内的公式预测值在两个极限值附近与 Fay-Riddell 公式的符合情况, 并给出了与文献^[45]中的经验公式对比, 此经验公式是由二维驻点区的热传导系数进行

修正获得了双曲率构型的热传导系数,从而获得驻点热流值。由图可知,与已有的经验公式^[45]相比,本文给出的机器学习公式在 $1/R_0$ 趋于 0 时与 Fay-Riddell 公式的预测值更为吻合,可见此公式对于几何外形量 R_0 具有良好的泛化能力。在 $1/R_0$ 介于 0 与 1 之间的范围内,即介于球头与圆柱之间任意几何外形的双曲率构型,均可由此公式实现驻点区热流的精准快速预测。

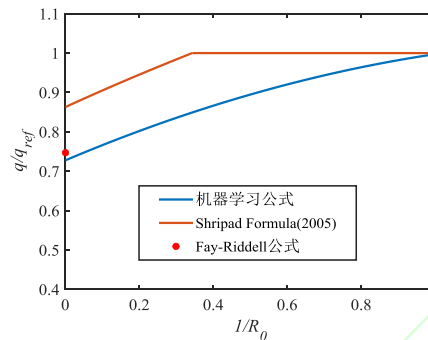


图 9 热流预测公式对比
Fig.9 Comparisons of formulas of heat flux

3 结论

- 1) 本文给出的高速飞行器双曲率前缘热流分布公式能够实现驻点区热流分布的快速准确估计。公式的拟合优度 R^2 超过 0.99, 具有较好的回归拟合效果。
- 2) 参数敏感性分析发现公式中 Ma 项对预测热流值的影响较小, 以此为基础对公式进一步简化, 得到了仅与双曲率前缘几何外形相关的热流预测公式。简化后的公式预测值与训练集数据偏差值均保持在 2% 以下, 具有较高的预测精度。
- 3) 在保持前缘外形几何相似时, 验证了本文提出的机器学习公式对不同尺度前缘驻点区热流分布的预测能力。新增数值算例的结果全部落入热流分布公式 2% 的偏差带内, 表明本文给出的公式在不同几何尺度适用。
- 4) 将简化后双曲率外形前缘驻点区热流预测公式外推至球体和柱体的极限情况, 预测值与 Fay-Riddell 公式给出的理论值非常接近, 且趋势上优于已有文献中给出的经验公式, 表明本文提出的机器学习公式具有良好的泛化能力, 不同几何外形下的双曲率前缘构型均适用, 弥补了介于球头与圆柱之间双曲率构型驻点区热流计算公式的空缺。

参考文献 (References)

- [1] LIU Q, BACCARELLA D, LEE T. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 119, 100636.
- [2] FLAHERTY KW, ANDREWS KM, LISTON GW. Operability Benefits of Airbreathing Hypersonic Propulsion for Flexible Access to Space[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(2): 280-287.
- [3] 梁伟, 金华, 孟松鹤, 等. 高超声速飞行器新型热防护机制研究进展[J]. 宇航学报, 2021, 42(4): 409-424.
LIANG W, JIN H, MENG S H, et al. Research progress on new thermal protection mechanism of hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(4): 409-424 (in Chinese).
- [4] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. 2nd Edition. AIAA, 2006.
- [5] 卞荫贵, 钟家康. 高温边界层传热[M]. 北京: 科学出版社, 1986.
BIAN Y G, ZHONG J K. High temperature boundary layer heat transfer[M]. Beijing: Science Press, 1986 (in Chinese).
- [6] 高莹莹, 杨凯威, 孔维萱, 等. 高超声速飞行器尖化前缘气动热环境研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(6): 112-116.
GAO Y Y, YANG K W, KONG W X, et al. Research on hypersonic sharp leading edge heating environment[J]. Missiles and space vehicles, 2019(6): 112-116 (in Chinese).
- [7] 孙健, 刘伟强. 尖化前缘高导热材料防热分析[J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1622-1628.
SUN J, LIU W Q. Analysis of sharp leading-edge thermal protection of high thermal conductivity materials[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(9): 1622-1628 (in Chinese).
- [8] 喻成璋, 刘卫华. 高超声速飞行器气动热预测技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2021, 32(2): 14-21.
YU C Z, LIU W H. Research status of aeroheating prediction technology for hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(2): 14-21 (in Chinese).
- [9] 彭治雨, 石义雷, 龚红明, 等. 高超声速气动热预测技术及发展趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 325-345.
PENG Z Y, SHI Y L, GONG H M, et al. Hypersonic aeroheating prediction technique and its trend of development[J]. Acta Aeronautica et

- Astronautica Sinica,2015,36(1):325-345(in Chinese).
- [10] KARIMI M S,OBOODI M J. Investigations and recent developments in aerodynamic heating and drag reduction for hypersonic flows[J].Heat and Mass Transfer,2019,55(2):547-569.
- [11] FAY J A,RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J].Journal of the Aeronautical Sciences,1958,25(2):73-85.
- [12] KEMP N H,RIDDELL F R. Heat transfer to satellite vehicles reenters the atmosphere[J].Jet Propulsion,1957,27(2):132-137.
- [13] VAN DRIEST E R. The problem of aerodynamic heating[J].Aeronautical Engineering Review,1956,15(10):26-41.
- [14] KITAMURA K,SHIMA E,NAKAMURA Y,et al. Evaluation of Euler fluxes for hypersonic heating computations[J].AIAA journal,2010,48(4):763-776.
- [15] QU F,CHEN J J,SUN D,et al. A grid strategy for predicting the space plane's hypersonic aerodynamic heating loads[J].Aerospace Science and Technology,2019,86:659-670.
- [16] 阎超,禹建军,李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应若干问题研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24 (1) : 125-130.
YAN C,YU J J,LO J Z. Scheme effect and grid dependency in CFD computation of heat transfer[J].Acta Aerodynamica Sinica, 2006,24(1):125-130 (in Chinese).
- [17] 潘沙,冯定华,丁国昊. 气动热数值模拟中的网格相关性及收敛[J]. 航空学报, 2010, 31 (3) : 492-499.
PAN S,FENG D H,DING G H. Grid dependency and convergence of hypersonic aerothermal simulation[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(3):492-499(in Chinese).
- [18] HOFFMANN K,SIDDIQUI M,CHIANG S. Difficulties associated with the heat flux computations of high speed flows by the Navier-Stokes equations[C].AIAA,1991.
- [19] LEE L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds[J].Jet Propulsion,1956,26(4):259-269.
- [20] SCALA S M. A study of hypersonic ablation[C].10th International Congress,1959.
- [21] ZHAO R,WEN C Y,TIAN X D,et al. Numerical simulation of local wall heating and cooling effect on the stability of a hypersonic boundary layer[J].Inter-national Journal of Heat and Mass Transfer,2018,121:986-998.
- [22] KLOPFER G,YEE H. Viscous hypersonic shock-on-shock interaction on blunt cowl lips[C].AIAA,1988.
- [23] LEE J,RHO O. Accuracy of AUSM+ scheme in hypersonic blunt body flow calculations[C].AIAA,1998.
- [24] 马崇立,刘景源. 网格对高超声速钝头体表面热流数值模拟结果的影响[J/OL]. 航空学报, 2022, 43 (12) : 126710[2022-08-23]. <http://hkxb.buaa.edu.cn>. DOI: 10. 7527/S1000-6893. 2022. 26710
MA C L,LIU J Y. Effect of Grid Strategy on Numerical Simulation Results of Aerothermal Heating Loads over Hypersonic Blunt Bodies[J/OL].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2022,43(12):126710[2022-08-23].<http://hkxb.buaa.edu.cn>.DOI:10.7527/S1000-6893.2022.26710(in Chinese).
- [25] 张伟伟,寇家庆,刘溢浪. 智能赋能流体力学展望[J]. 航空学报, 2021, 42 (4) : 26-71.
ZHANG W W,KOU J Q,LIU Y L. Prospect of artificial intelligence empowered fluid mechanics[J],2021,42(4):26-71 (in Chinese).
- [26] 陈正. 高超声速气动热实验数据的多层学习方法[D]. 北京: 中国科学院大学, 2021.
CHEN Z. A multi-level method for aerodynamic heating experiment data analysis[D].Beijing: Chinese Academy of Science University,2021(in Chinese).
- [27] CHEN X,CAO Z W,FU B,et al. Adding-point strategy for surrogate-based reduced-order hypersonic aerothermodynamic modeling based on fuzzy clustering[J].Journal of Spacecraft and Rockets,2021,58(1):244-253.
- [28] 聂春生,黄建栋,王迅,等. 基于 POD 方法的复杂外形飞行器热环境快速预测方法[J]. 空气动力学学报, 2017, 35 (6) : 760-765.
NIE C S,HUANG J D,WAND X,et al. Fast aero-heating prediction method for complex shape vehicles based on proper orthogonal decomposition[J].Acta Aerodynamica Sinica, 2017,35(6):760-765(in Chinese).
- [29] 张智超,高天元,张磊,等. 基于径向基神经网络的气动热预测代理模型[J]. 航空学报, 2021, 42 (4) : 303-312. ZHANG Z C, GAO T Y, ZANG L, et al. Aeroheating agent model based on radial basis function neural network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42 (4) : 303-312 (in Chinese) .
- [30] CHEN C,LUO C T,JIANG Z L. A multilevel block building algorithm for fast modeling generalized separable systems[J].Expert Systems with Applications,2018,109:25-34.
- [31] PENG J,LUO C T,HAN Z J,et al. Parameter-correlation study on shock-shock interaction using a machine learning method[J].Aerospace Science and Technology,2020,106247:1-11.
- [32] 李帅,彭俊,罗长童,等. 基于多层分块算法的激波干扰流场预测[J]. 力学学报, 2021, 53 (12) : 3286-3299.
LI S,PENG J,LUO C T,et al. Prediction of shock interference flow field structure based on the multi-level block building algorithm[J].Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2021,53(12):3286-3299(in Chinese).
- [33] MCBRIDE B J. NASA glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species.Cleveland:National Aeronautics and Space Administration,2002.
- [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[J]. 计算力学学报, 2014, 31 (1) : 128-134.
FU L,GAO Z H,ZUO Y T. Research on high-level WENO format and its application based on HLL-HLLC[J].Journal of Computational Mechanics,2014,31(1):128-134(in Chinese).
- [35] KOZA J R. Genetic Programming:on the programming of computers by means of natural selection[C].5th Edition.Massachusetts:MIT Press,1992.
- [36] CHEN C,LUO C T,JIANG Z L. Block building programming for symbolic regression[C].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[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.
CHEN C. Fast modeling algorithms and its application in fluid dynamics[D].Beijing: Chinese Academy of Science University,2017(in Chinese).
- [38] 彭俊. 强激波相互作用及其极端热载荷诱发机制研究[D]. 北京中国科学院大学 2021.
PENG J. Study on strong shock-shock interaction and the associated mechanism of extreme aerodynamic heating[D].Beijing: Chinese Academy of Science University,2021(in Chinese).
- [39] CLEARY J W. Effects of angle of attack and blunt-ness on laminar heating-rate distributions of a 15° cone at a Mach number of 10.6 [R].NASA TN D-5450,October 1969.
- [40] Chen X Q,Hou Z X,Liu J X,et al. Bluntness impact on performance of waverider[J].Computers & Fluids,2011,48(1):30-43.
- [41] Liu J X,Hou Z X,Ding G H,et al. Numerical and experimental study on waverider with blunt leading edge[J].Computers &

- Fluids,2013,84(19):203-217.
- [42] Liu J X,Hou Z X,Chen X Q,et al. Experimental and numerical study on the aero-heating characteristics of blunted waverider [J].Applied Thermal Engineering,2013,51(1-2):301-314.
- [43] Li S B,Wang Z G,Huang W,et al. Aerodynamic performance investigation on waverider with variable blunt radius in hypersonic flows[J].Acta Astronautica,2017,137:362-372.
- [44] 叶博嘉鲍序刘博等. 基于机器学习的航空器进近飞行时间预测[J]. 航空学报, 2020, 41 (10) : 324236.
YE B J,BAO X,LIU B,et al. Machine learning for aircraft approach time prediction[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(10):324236(in Chinese).
- [45] Mahulikar S P. Theoretical aerothermal concepts for configuration design of hypersonic vehicles[J].Aero-space Science and Technology,2005,9(8):681-685.

