

基于离散伴随的高速飞行器气动-推进耦合优化

张傲¹, 余闯¹, 高宜胜¹, 陈宪²

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

(2. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘要: 高速飞行器气动外形与推进性能之间存在强烈的非线性耦合效应, 为了提高气动-推进一体化设计的物理保真度与优化效率, 建立一套物理自洽、高精度的多学科耦合优化体系。首先, 基于非结构网格构建了迎风格的流场求解器, 并利用自动微分技术开发严格一致的离散伴随算子以实现高效的灵敏度分析; 其次, 引入准一维冲压发动机模型, 通过“质量-动量双守恒”降维积分与无量纲重构, 搭建三维外流与一维内流的双向耦合计算框架; 最后, 以高速飞行器乘波体为对象, 在马赫数为6的巡航状态下开展多约束减阻优化设计。结果表明: 在满足升力不降低和机翼容积不减的严格约束下, 优化构型实现了巡航阻力系数3.23%的净降低; 优化器探索出的“展向容积重分布”非均匀修形策略, 有效削弱了外侧驻点区域的强激波强度, 实现了全机气动性能的全局最优。

关键词: 气动-推进一体化; 发动机模型; 离散伴随模型; 非结构网格; 减阻优化

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Aerodynamic-propulsion coupled optimization high-speed vehicles based on discrete adjoint method

ZHANG Ao¹, YU Chuang¹, GAO Yisheng¹, CHEN Xian²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The aerodynamic configuration and propulsion performance of vehicles exhibit strong nonlinear coupling effects. To improve the physical fidelity and optimization efficiency of the aerodynamic-propulsion integrated design, a physically self-consistent and high-precision multidisciplinary coupled optimization system is established. Firstly, a flow solver based on the upwind scheme is constructed on unstructured grids, and a strictly consistent discrete adjoint solver is developed using automatic differentiation technology for efficient sensitivity analysis. Secondly, a quasi-one-dimensional ramjet/scramjet model is introduced. Through the dimensionality reduction integration of "dual conservation of mass and momentum" and dimensionless reconstruction, a bidirectional coupled calculation framework for three-dimensional external flow and one-dimensional internal flow is established. Finally, taking a waverider as the object, a multi-constraint drag reduction optimization design is carried out at a cruise Mach number of 6. The results show that under the strict constraints of non-decreasing lift and constant wing volume, the optimized configuration achieves a net reduction of 3.23% in the cruise drag coefficient. The non-uniform shaping strategy of "spanwise volume redistribution" explored by the optimizer effectively weakens the strong shock intensity in the outboard stagnation region, achieving the global optimum of the aircraft's aerodynamic performance.

Key words: aerodynamic-propulsion integration; engine model; discrete adjoint method; unstructured grid; drag reduction optimization

收稿日期: 2026-02-27; 修回日期: 2026-04-07

基金项目: 南京航空航天大学科研基地创新基金(NJ2025027)

通信作者: 高宜胜(1984-), 男, 博士, 讲师。E-mail: gaoyisheng@nuaa.edu.cn.

引用格式: 张傲, 余闯, 高宜胜, 等. 基于离散伴随的高速飞行器气动-推进耦合优化[J]. 航空工程进展.

ZHANG Ao, YU Chuang, GAO Yisheng, et al. Aerodynamic-propulsion coupled optimization high-speed vehicles based on discrete adjoint method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

在航空航天领域,吸气式高速飞行器的发展受到世界各国的高度重视。为了实现高效稳定的高速飞行,飞行器机体必须与发动机性能实现深度匹配。由于高速条件下存在强烈的激波相互作用与边界层效应,机体前体往往作为发动机的进气压缩面,而后体则作为排气膨胀面,这使得气动与推进系统之间呈现出高度的非线性耦合特征。传统的设计方法往往将机体外形与动力系统割裂,这种方式难以避免激波干扰与流场失配,导致飞行器难以达到预期性能^[1-2]。

在数值模拟层面,目前高速飞行器的设计存在一个显著局限:在计算流体力学(CFD)仿真中,发动机进排气条件通常被简化为基于自由来流的固定边界。这种处理方式忽略了飞行器前体激波对来流的预压缩效应,无法准确反映真实的气动—推进响应^[3-4]。一旦飞行姿态发生改变,真实发动机会出现流量与背压的剧烈波动,而固定边界的CFD模型无法捕捉这种“进气不匹配”带来的风险^[5]。为解决此问题,研究者们开始采用“一维发动机模型+三维CFD仿真”的耦合方法,以实现真实边界的双向反馈。然而,如何在外形优化过程中,构建一种稳定、高效、能够实时考虑激波干扰与发动机动态响应的耦合优化框架,依然是当前面临的重大挑战^[6]。

在气动外形优化领域,离散伴随方法因其计算量与设计变量数目几乎无关,成为解决高维参数空间优化问题的高效手段^[7-8]。但在三维非结构网格环境下,特别是在针对高速强激波流动引入复杂的迎风格式(如Roe格式)时,其离散伴随方程的手工推导极其困难且易出错^[9]。如何结合自动微分技术高效构建可扩展的离散伴随求解器,并进一步将其与发动机模型耦合,目前鲜有系统性研究^[10-11]。

基于上述需求,本文建立一套物理保真度高、计算效率优异的气动—推进一体化优化设计体系。在基于非结构网格的离散伴随优化框架下,实现适合高速流场计算的Roe迎风格式,并利用自动微分工具建立精确的伴随算子;引入准一维冲压发动机性能模型,通过降维积分与无量纲有效消除三维外流场与一维发动机内流模型的跨维度物理边界衔接障碍;以高速飞行器乘波体为研究

对象,在马赫数为6的巡航状态下开展多约束气动减阻优化,深入揭示等体积约束下的气动—推进耦合减阻机理,以期高速飞行器的一体化设计提供了重要的理论依据。

1 数值方法与离散伴随理论

1.1 高速气动力数值模拟

本文采用三维可压缩雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS)方程作为控制方程,空间离散采用基于非结构网格的有限体积法。为了克服传统中心格式在马赫数为6以上的高超声速流动中易产生数值振荡的问题,在空间离散方面,前期建立了面向跨声速与低超声速气动优化设计框架^[12],其核心对流项通量采用JST(对流通量的空间离散格式)中心格式计算。中心格式虽然计算效率高,但在处理马赫数为6以上的高速流动时,将面临以下严峻挑战:一是中心格式无法自动识别激波方向,需引入标量人工黏性,在强激波处极易产生非物理的吉布斯现象或数值振荡;二是高马赫数下人工黏性参数调节窗口极窄,严重影响优化设计的鲁棒性。

针对上述局限,本文对求解器的底层数值通量模块进行了重构,使用Roe通量差分分裂迎风格式。Roe格式基于黎曼解的特征波分解机制,能够根据流场局部特征自动调节数值耗散。为了进一步抑制高速强激波附近的数值过冲,本文在Roe格式的基础上集成了Venkatakrishnan限制器,并针对高马赫数下特有的“红玉斑”现象引入了熵修正技术。这一从“中心加人工黏性”到“迎风特征分裂”的算法升级,是实现高速复杂流场精确模拟的关键。

$$F_{ij}^{Roe} = \frac{1}{2} [F(Q_i) + F(Q_j)] - \frac{1}{2} R |\Lambda| R^{-1} (Q_j - Q_i) \quad (1)$$

式中: F_{ij}^{Roe} 为界面 ij 的Roe对流数值通量; R 为Roe平均状态下的右特征向量矩阵; $|\Lambda|$ 为Roe平均状态下的特征波速的绝对值矩阵,该格式本身具有极低的数值耗散,非常适合高马赫数流动的模拟。

针对Roe格式在特定网格下可能诱发的非物理数值现象(如红玉斑),求解器内部集成了熵修正模块,确保了计算的鲁棒性。

为了在保持激波捕捉单调性的同时实现二阶空间精度,本文采用Green-Gauss方法重构网格节点处的梯度向量:

$$(\nabla f)_i = \frac{1}{V_i} \sum_{j \in N(i)} \frac{f_i + f_j}{2} n_{ij} S_{ij} \quad (2)$$

在此基础上,为了抑制高速强间断附近的数值振荡,引入了Venkatakrishnan限制器^[13]。与传统硬截断型限制器不同,Venkatakrishnan限制器引入了光滑函数,保证了残差对设计变量的连续可微性,这一特性对于保证后续离散伴随方程的稳定求解与梯度准确性至关重要。

本文采用的求解器及底层伴随数值格式,在前期研究中已通过典型高速飞行器标模风洞试验进行了精度验证^[12]。

1.2 离散伴随算子的构建与求解

离散伴随的求解主要可以分解为以下3个顺序执行的线性方程组求解步骤。

1) 求解流场伴随变量 \mathbf{A}_f 。它是目标函数对流场残差的敏感度,由流场雅可比矩阵的转置系统定义^[14]:

$$\begin{bmatrix} \partial R \\ \partial Q \end{bmatrix}^T \mathbf{A}_f = - \begin{bmatrix} \partial J \\ \partial Q \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

2) 利用求得的 \mathbf{A}_f ,求解网格伴随变量 \mathbf{A}_m 。若动网格过程由刚度矩阵为 \mathbf{K} 的弹性体方程描述(即 $\mathbf{K}\delta\mathbf{X} = \delta\mathbf{X}_{surf}$),则对应的伴随方程为

$$\mathbf{K}^T \mathbf{A}_m = - \left(\begin{bmatrix} \partial R \\ \partial \mathbf{X} \end{bmatrix}^T \mathbf{A}_f + \begin{bmatrix} \partial J \\ \partial \mathbf{X} \end{bmatrix}^T \right) \quad (4)$$

该步骤将流场伴随信息反向传播至网格空间,体现了网格变形对气动性能的影响。

3) 将网格伴随变量投影到设计变量空间,结合参数化方法的几何敏感度矩阵,得到最终的梯度:

$$\left(\frac{dJ}{dD} \right)^T = \begin{bmatrix} \partial \mathbf{X}_{surf} \\ \partial D \end{bmatrix}^T \mathbf{A}_m + \begin{bmatrix} \partial J \\ \partial D \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

通过上述推导可见,完整梯度向量的获取仅需分别求解一次流场伴随方程和动网格伴随方程,其计算量并不随设计变量维度的增加而增长。这从数学原理上保证了该方法在高维气动—推进耦合优化问题中求解梯度信息具有极高的效率^[9]。值得注意的是,伴随方程的系数矩阵 \mathbf{A}^T 依赖于流场残差方程 \mathbf{R} 的线性化结果。对于原有的中心格

式,其线性化形式相对简单;而本文引入的Roe格式包含特征值分解、绝对值运算及复杂的通量限制器,其数学形式具有高度非线性和非光滑性。若采用解析法手工推导其精确线性化项极为困难且易出错,这给伴随算子的构建带来了新的挑战。

离散伴随方程构建的核心在于获取流场残差对守恒变量的雅可比矩阵的转置。在早期的中心格式框架下,通量函数主要由线性的平均项和简单的人工黏性项组成,其数学形式相对简单,通过手工推导即可获得解析的线性化项。然而,本文引入的Roe通量差分分裂(FDS)迎风格式,其计算过程涉及复杂的特征值分解、特征向量矩阵的构建以及矩阵绝对值运算。此外,为了抑制高速强激波附近的数值振荡,还引入了Venkatakrishnan限制器,这不仅引入了高度的非线性,还使得残差对状态变量的依赖关系扩展到了更宽的网格模板。在这些复杂的数学操作中,存在大量的条件分支和局部非光滑点(如绝对值函数),若继续沿用传统的手工推导方式,不仅推导工作量呈指数级增长,且极易因忽略某些隐式依赖项而引入截断误差,最终导致伴随算子与流场离散格式在数学上的不一致,严重影响优化收敛性。

鉴于此,为了确保离散伴随系统与重构后的Roe流场求解器保持严格的数学一致性,本研究摒弃了近似线性化方法,采用源到源自动微分工具Tapenade辅助开发。具体而言,采用反向模式自动微分对核心通量计算子程序及源项子程序进行微分变换,自动生成能够直接计算转置雅可比一向量乘积的代码。

使用自动微分构造伴随代码后,下一步需要求解离散伴随方程,其本质上是关于伴随变量 ψ 的大型稀疏线性方程组:

$$\begin{bmatrix} \partial R \\ \partial Q \end{bmatrix}^T \psi = - \begin{bmatrix} \partial J \\ \partial Q \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

式中: ψ 为伴随变量向量; \mathbf{R} 为流场离散残差向量, \mathbf{Q} 为流场守恒状态变量向量(涵盖密度、动量、能量等物理量); J 则是定义的气动优化目标函数; \mathbf{R} 对 \mathbf{Q} 的偏导数对应于流场残差关于状态变量的雅可比矩阵。

由于精确雅可比的刚性问题,并且高速流动中强激波更进一步增大了数值刚性,即常规的定点迭代法(如Gauss-Seidel)往往难以收敛。

本文通过构建广义最小残差法(GMRES)迭代算法、ILU(k)预处理技术、消息传递接口(MPI)并行化实现稳健的线性求解。并选用GMRES作为线性方程组求解器,主要因其对非对称及非正定矩阵表现出优异的数值稳定性。该算法基于Krylov子空间构建,为平衡计算效率与内存消耗,重启维度(Restart Parameter)设置为100,对于一些复杂状态需要设置为500。

为进一步改善线性系统的谱特性并加速收敛,引入ILU(k)(k 填充的不完全LU分解)作为预处理器。该技术能够在不增加额外非0元素存储开销的前提下,有效改善刚度矩阵的特征值分布,降低矩阵条件数,从而显著提升迭代收敛效率。基于ILU(k)预处理的GMRES算法的具体求解流程如图1所示。

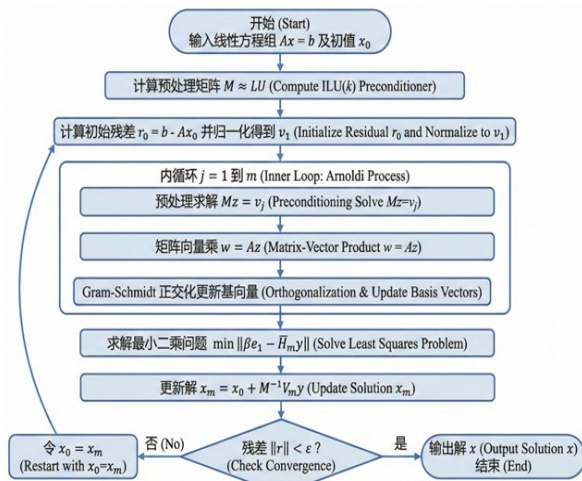


图1 GMRES ILU(k)预处理的流程图

Fig. 1 Flowchat of GMRES ILU(k) preprocessing

此外,为大幅缩减计算时间,求解器基于MPI通信协议实现了伴随求解的并行化。通过在计算分区边界定义伴随变量的交换与更新机制,确保了全场残差计算的同步性与数据一致性。

2 准一维发动机模型与多学科耦合机制

2.1 准一维冲压发动机性能模型

DARE将推进流道划分为五个核心组件,共同构成了完整的布雷顿循环。各组件通过接口传递流体热力学状态参数,如压力、温度、马赫数及组分。其中完整的推进系统结构如图2所示。

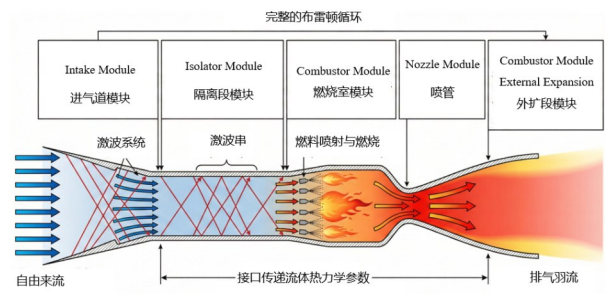


图2 高速吸气式推进系统结构与功能示意图

Fig. 2 Schematic diagram of structure and function of high-speed ingestion propulsion system

进气道模块负责捕获自由来流并进行压缩,它通过一系列激波系统将气流的高动能转化为压力能,为燃烧室提供所需的高压环境^[15]。紧接着是隔离段模块,该模块位于进气道与燃烧室之间,其主要作用是隔离燃烧室因释热产生的高反压,防止激波串前传导致进气道不起动,该段需处理激波与边界层的相互作用^[16]。随后是热力循环的核心部件,即燃烧室模块,该模块模拟燃料喷射、混合及燃烧过程,它将燃料的化学能转化为内能,通常被近似为瑞利流加热过程^[17]。紧随其后的是喷管模块,该模块负责高温高压燃气的初步膨胀加速。最后是外扩段模块,该模块利用飞行器后体几何构型,引导从内喷管排出的欠膨胀燃气进行二次膨胀加速,以获得精确的出口流场参数作为CFD计算的物理边界条件。

2.2 气动-推进双向耦合接口

本文在进气道入口引入基于“质量-动量守恒”的积分降维模型。该模型采用质量通量加权,以确保一维等效参数真实反映流体的动能与焓值水平,对于物理量 φ_{DARE} 需满足以下积分约束:

$$\varphi_{DARE} = \frac{\int_{A_{AP}} \varphi \rho (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA}{\int_{A_{AP}} \rho (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) dA} \quad (7)$$

式中: ρ 为局部密度; $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}$ 为法向速度分量。

通过这一加权处理,原本离散且畸变的三维流场被映射为满足质量守恒和能量守恒的一维集总参数。从三维空间畸变流场向一维等效热力学状态转化的物理过程,具体的映射机制与守恒逻辑如图3所示。该处理有效滤除了对总体性能影响较小的低能尾迹区噪声,为DARE的热力循环计算提供了具备高保真度的初始边界。

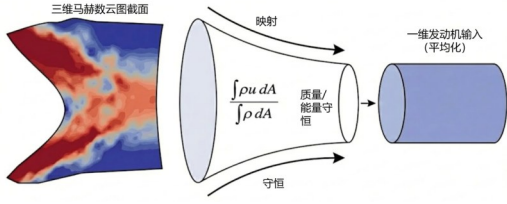


图3 三维畸变流场到一维等效参数的降维映射原理图
Fig. 3 Schematic diagram of dimensionality reduction mapping from three-dimensional distortion flow field to one-dimensional equivalent parameters

在CFD求解器一侧,数据提取的准确性直接决定了耦合系统的输入质量。将进气道入口截面定义为关键的数据采样域。鉴于OVERU-DESIGN基于有限体积法(FVM)架构,流场信息存储于离散的网格单元中心,因此必须建立从离散网格空间到宏观物理参数的统计模型。

为了获得能够驱动准一维发动机性能模型(DARE)的平均马赫数,程序在每个耦合时间步遍历采样三维模型截面 Ω 内的所有网格面元。利用离散化的流量加权公式,将数以千计的微元状态压缩为单一的标量输出:

$$\overline{Ma}_{inlet} = \frac{\sum_{i=1}^N Ma_i \cdot \rho_i \times (V_i \times \mathbf{n}_i) \cdot A_i}{\sum_{i=1}^N \rho_i \cdot (V_i \cdot \mathbf{n}_i) \cdot A_i} \quad (8)$$

式中: N 为截面网格总数; A_i 为面元面积; \mathbf{n}_i 为指向发动机内部的单位法向量。

在反向耦合路径中,DARE模型输出的外扩段出口状态($\rho_{exit}, P_{exit}, T_{exit}$)通常为带有物理单位的有量纲量,而OVERU-DESIGN的核心求解器为了数值稳定性,完全运行在无量纲空间内。这种本质的量纲差异要求在数据反馈路径上建立严格的无量纲重构协议。

传输协议的核心在于利用自由来流状态作为基准参考量,将DARE计算得到的物理参数映射为求解器配置文件可识别的无量纲系数。设定自由来流密度为 ρ_{∞} ,声速为 a_{∞} ,则DARE输出的物理量需经过以下变换写入input.nml的边界数组 q_{set} 。指定密度、速度、压力映射分别为 $q_{set}(1)$ 、 $q_{set}(2)$ 、 $q_{set}(5)$ 。

密度映射公式为

$$q_{set}(1) = \rho^* = \rho_{exit} / \rho_{\infty} \quad (9)$$

速度映射采用来流声速进行归一化,旨在与求解器的马赫数定义保持一致。其中,轴向速度分量被换算为

$$q_{set}(2) = u^* = u_{exit} / a_{\infty} \quad (10)$$

若存在推力矢量偏转,则需根据偏转角 α 将 u^* 分解至 y, z 方向。其中,将压力映射中与动压相关的量级进行无量纲化。

$$q_{set}(5) = P^* = P_{exit} / (\rho_{\infty} a_{\infty}^2) \quad (11)$$

3 高速飞行器动力耦合流场特性分析

3.1 计算模型与工况设置

为确保气动-推进耦合优化研究具备明确的工程背景与物理针对性,选取高速飞行器高速技术验证机作为基准对象,构建一套包含全参数化乘波体气动外形,并将其作为后续优化的初始构型。该飞行器外形设计深度融合了高速乘波体理念,旨在利用前体激波实现高升阻比与进气预压缩的双重增益。鉴于离散伴随优化对网格拓扑一致性的严格要求,为确保梯度计算的连续性,本研究暂时忽略高速气动弹性变形,直接选用地面未变形的刚性构型作为优化基准。同时,为满足流场计算对网格质量的要求,对内部非必要的复杂结构进行了适度的气动修型,消除了不利于网格生成的非必要复杂细节。

该初始乘波体气动外形保留了典型的高升阻比特征,其核心几何参数定义如下:机身全长为9.527 m,机翼翼展为4.848 6 m;为了匹配推进系统的流量需求,进气道入口捕获面积设定为0.313 2 m²,尾喷管出口面积设定为0.389 9 m²。

选定高速飞行器作为气动布局的基准构型,并依据DARE发动机的总体技术指标实施了针对性的几何重构。为精确匹配发动机内流道的横向尺寸,机身腹部进行了适度加宽,以保障进气道的流量捕获能力;同时,尾部改用沿翼展方向外移的双全动垂直安定面布局,这一设计不仅有效规避了中心喷管高温高速射流的直接烧蚀,降低了热防护压力,这一设计不仅有效规避了中心喷管高温高速射流的直接烧蚀,降低了热防护压力,也为后续系统级的偏航控制与航向安定设计留出了工程包络空间。基于上述修形后的几何外形,本研究进一步构建了两种数值计算模型,用来分别考察不同工况:其一为完整包含进气道入口与出口边界条件的动力构型,旨在模拟真实的推进-机

体一体化流场;其二为通流构型,用于确立气动基准并剥离动力系统对整机特性的干扰影响。上述具体几何构型及计算模型示意如图4所示。

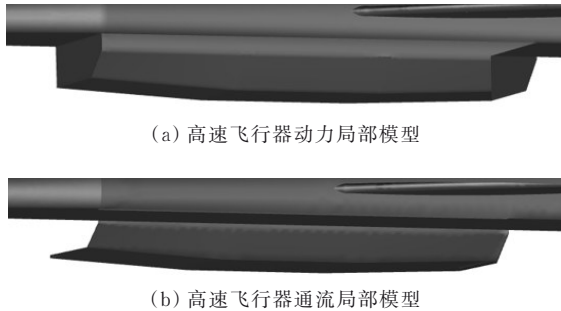


图4 高速飞行器整体外形与发动机外形一体化示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the integrated overall shape of the hypersonic vehicle and the engine

考虑到发动机在该马赫数下需满足足够的流量捕获与燃烧室动压要求,高速飞行器的巡航状态为:高度 25 km,巡航 $Ma=6$,巡航状态迎角为 2° ,飞行雷诺数 $Re=4.9 \times 10^6$ 。其他流场状态参数如表1所示。

表1 流场状态参数
Table 1 Flow field state parameters

参数	参数值
远场来流静压/Pa	2 549.22
远场来流静温/K	221.552
远场来流密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	0.040 083 9
远场来流马赫数	6
远场来流迎角/($^\circ$)	2
远场来流动力黏度/($\text{Pa}\cdot\text{s}$)	$1.448\ 42 \times 10^{-5}$

需要说明的是,对于纯气动滑翔飞行器, $Ma=6$ 的巡航高度通常在 30 km 以上。但本文考察的是吸气式气动—推进耦合构型,冲压发动机的稳定工作需要保证进气道捕获足够的空气质量流量,且燃烧室需维持特定的工作动压走廊(通常在 50~100 kPa 量级)。在 25 km 高度下,远场来流动压计算值约为 64.9 kPa,恰好处于冲压发动机的高效工作区间。因此,本文选取该状态作为一体化设计的典型耦合评估点是符合工程物理逻辑的。

3.2 通流与带推进状态气动对比

由于高速工况下,残差收敛困难,在使用 OVERU-DESIGN 进行流场求解时,流场求解容

许残差为 1×10^{-5} ,伴随容许残差设置为 1×10^{-14} ,设置单轮流场求解最大迭代步数为 8 000,通流与带推进状态的气动力求解结果如表2所示。

表2 初始构型收敛结果
Table 2 Initial configuration convergence result

状态	通流状态	带推进状态
C_L	0.076 127	0.104 25
C_D	0.059 786	0.048 45

对比最终气动性能,带动力状态呈现出显著的“减阻增升”一体化耦合效应:在阻力特性方面,发动机产生的推力分量有效抵消了部分气动阻力,使得带动力状态的阻力系数(0.048 5)较通流状态(0.059 8)降低了约 19.0%;在升力特性方面,得益于外扩段排出的高温高压燃气在非对称后体面上的膨胀增压作用,带动力状态的升力系数(0.104 3)较通流状态(0.076 1)提升了约 36.9%。上述结果不仅验证了本文气动—推进耦合边界处理方法的有效性,也直观反映了高速飞行器—发动机一体化设计的物理优势。

为了直观揭示气动—推进耦合效应的流场物理机制,带推进和通流两种状态下沿飞行器对称面的马赫数分布云图如图5所示,可以看出:在机身前体及进气道压缩面区域,两种状态下的激波结构与波系位置保持高度一致,有力证明了本文推进边界条件的施加未对上游基准流场造成非物理干扰。两者的核心差异集中在机身中部至尾部区域:需要说明的是,带推进状态云图中进气道喉道至外扩段之间的内部流道区域未予显示,这对应于本文的气动—推进耦合计算策略,即该段内部流动由 DARE 模型进行降维求解,并将求解得到的高温高压燃气参数直接映射至外扩段处。在通流状态下,内部流道区域由一维模型计算,此处仅展示 CFD 外流场网格域,气流连续流经流道并发生能量衰减,在尾部形成相对低速的尾迹区,云图中显示其核心区域马赫数衰减至 4.8~5.2,低于自由来流速度;而在带推进状态下,外扩段起始处突跃式地呈现出清晰的高速射流核心,外扩段出口处马赫数迅速回升至 6.3 以上(呈现为深橙色/红色特征),并伴随强剪切层结构。这种流场速度由亏损($Ma < 6.0$)转变为盈余($Ma > 6.3$)的显著跃变,直观反映了推进系统通过动量注入将低能尾迹转化为高速射流的物理本质。

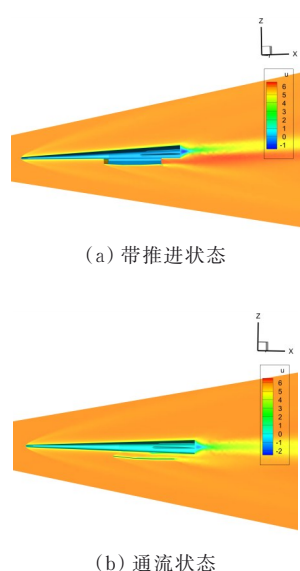


图5 不同状态下马赫数分布云图
Fig. 5 Cloud map of Mach number distribution in different states

通流与带推进两种状态下沿机身对称面的压力系数(C_p)分布云图如图6所示,可以看出:在机身前体区域,两者的压力分布特征保持高度一致,机头驻点区域呈现出极高的压力系数(云图中显示为深红色区),这是高速来流在钝头前缘发生滞止的直接结果。受此高压区驱动,机头前方形成了清晰的脱体激波结构,气流经过激波压缩后,波后压力系数显著升高。

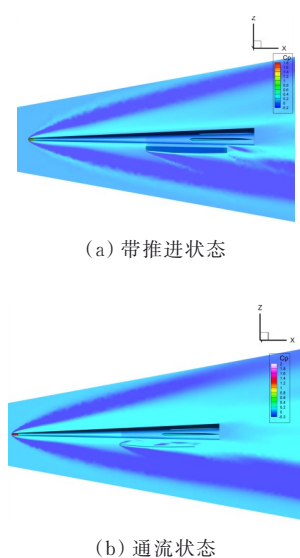


图6 不同状态下压力系数分布云图
Fig. 6 Cloud map of pressure coefficient distribution under different states

而差异显著存在于机身中后部的推进系统区域,如前文所述,模型略去了进气道喉道至燃烧室出口的内部流道,将DARE计算得到的燃烧室出口参数直接映射为外扩段入口的边界条件。因此,在带推进状态云图中,外扩段起始位置并未出现单纯的高压堆积,而是呈现出压力系数沿流向逐渐降低的趋势。这一现象完全符合气体动力学原理:即高温高压燃气进入超声速外扩型喷管后,经历剧烈的膨胀加速过程,将流体的压力势能转化为宏观动能以产生推力,从而导致喷管壁面及流场的压力系数随膨胀过程而必然降低。

4 一体化减阻优化设计

4.1 多约束优化问题定义

本文的优化场景为高速飞行器巡航阶段减阻优化,基于本文研究建立的气动-发动机动力多学科伴随优化体系,优化期间同时考虑机翼外形变形与发动机喷流效应,优化目标是在巡航阶段升力不减的情况下找到最优的外形使巡航状态的阻力最小。优化场景的流场与发动机进排气状态与上文的初始求解状态保持一致,上文的初始流场求解结果即为优化第0步的初始结果,优化期间,巡航迎角保持 2° 不变,发动机进排气状态保持不变,随着优化期间机翼外形的变化,气动载荷会随迭代更新,直至优化收敛,此外优化期间对机翼外形变形程度、机翼容积、截面翼型厚度、前后缘形状进行约束以避免出现无工程实用意义的优化外形。

优化所需的几何外形参数化通过自由曲面变形(FFD)参数化方法实现。通过建立规格为 $20 \times 20 \times 4$ 的FFD控制体系,共1 083个FFD设计变量对高速飞行器机翼外形进行精确控制。这些设计变量通过控制机翼各截面处FFD控制点的位移,进而驱动机翼外形发生形变。相比于传统的参数化方法,FFD方法能够在保持网格拓扑关系不变的前提下实现复杂外形的大范围变形,为优化算法探索更优的气动外形提供了充足的设计空间。其中FFD参数化的效果如图7所示。

本文优化问题的具体设置主要包括优化目标、设计变量范围、约束设置3部分。其中设计变量的范围和约束的设置要同时考虑到优化程序的运行鲁棒性,以及优化设计的工程实用性。在高

速飞行条件下($Ma=6$),机身外形的微小变化都可能对激波系统产生显著影响。若变形范围过大,可能导致激波角度和强度发生剧烈突变,造成流场求解不稳定甚至发散;同时也可能导致网格单元发生过度扭曲产生负体积,从而中断优化过程。另一方面,从工程实用性角度考虑,变形量级必须在实际制造工艺可实现的范围内。因此,本文将1 083个FFD控制变量的位移范围均限制在 ± 0.05 m之间,这既避免了机身出现不正常的剧烈变形影响流场求解与优化的正常进行,也确保了优化后的外形在工程上具有良好的可制造性。

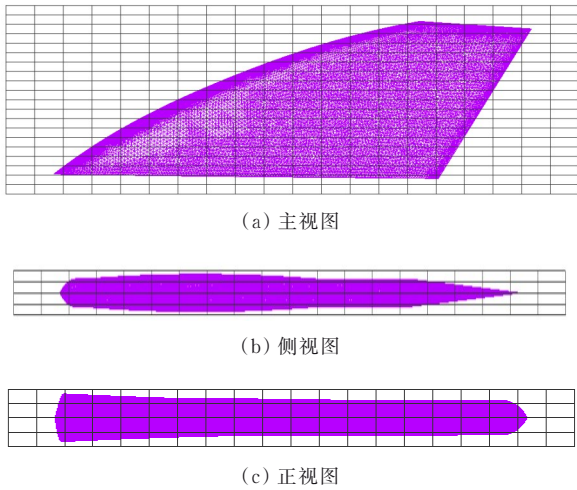


图7 FFD参数化效果示意图

Fig. 7 Schematic diagram of FFD parameterization effect

优化问题具体设置如表3所示。

表3 优化问题具体设置

Table 3 Specific settings for optimizing problems

	变量/函数	描述	数量	总计
优化目标	C_D	巡航点阻力系数	1	1
变量	$-0.05 \text{ m} \leq z \leq 0.05 \text{ m}$	FFD控制点沿Z方向位移控制机翼变形	1 083	1 083
设计变量	$C_L=0.104 228$	巡航点升力系数	1	
约束	$V \geq V_{\text{初始}} \times 0.995$	机翼容积约束	1	3
	$\text{Res} \leq 10^{-12}$	流场收敛性约束	1	

优化目标设定为最小化巡航点的阻力系数,升力系数的约束是为了避免优化算法单纯为了减阻而牺牲升力。约束值 $C_L=0.104 228$ 取自原始构型在 $Ma=6$ 、迎角 2° 飞行条件下的气动特性,强

制升力系数维持在这一水平,是为了确保优化后的飞行器在相同的重量和飞行条件下能够产生足够的升力以维持力的平衡。设计变量的上下限约束(± 0.05 m)主要是为了防止网格变形中出现负体积的情况,也是为了防止机身表面出现非物理的波浪状起伏,确保气动外形的光滑与连续。

对于机翼变形程度、截面翼型厚度以及前后缘形状的约束,是通过严格限制1 083个FFD控制点的位移上下限(即表3中的 $-0.05 \text{ m} \leq z \leq 0.05 \text{ m}$)作为几何硬约束来实现的,从底层几何参数化环节避免了无物理意义的畸变;而机翼容积和升力系数则作为优化算法的状态软约束输入。

通过上述设置,本次优化旨在严格维持升力性能和几何合理性的前提下,挖掘高速飞行器机身外形的减阻潜力。

4.2 耦合伴随优化结果

基于上文的外形设计、初始流场求解、优化问题描述与具体设置,本节进行耦合伴随优化研究。优化计算通过南京航空航天大学高性能计算中心“长空二号”CPU2队列进行,优化算例使用12节点768核计算资源,全程耗时约27 h,优化期间流场求解按前文收敛性研究的结果选取 1×10^{-5} 作为容许残差,单轮流场求解最大迭代步数为20 000步。伴随求解通过GMRES进行计算,伴随求解选取 1×10^{-12} 作为容许残差,单轮伴随求解最大迭代步设置为20 000步,最大内存使用量为492 GB,共经过20次迭代优化。

最终的优化收敛过程如图8所示,可以看出:目标函数 C_D 的残差下降至 1×10^{-13} 以下,约束 C_L 的残差下降至 1×10^{-12} 以下,均收敛至机器精度,表现出极好的收敛效果。

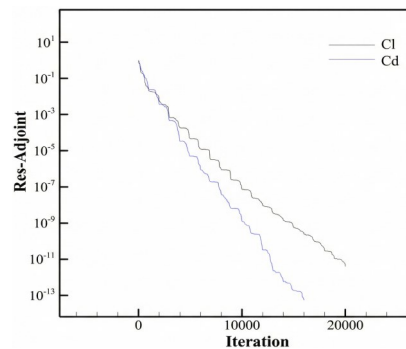


图8 优化期间单轮伴随求解伴随残差收敛曲线
Fig. 8 优化期间单轮伴随求解伴随残差收敛曲线

优化前后结果对比如表4所示,可以看出:优化目标 C_D 从优化前的 0.048 452 降低至优化后的 0.046 888,降低了 3.23%,具有较明显的减阻效果。而升力系数优化前后降低了 0.40%,几乎保持不变,达到了约束升力系数的优化要求。

表4 优化前后结果对比
Table 4 优化前后结果对比

	变量	优化前	优化后	变化量/%
优化目标	C_D	0.048 452	0.046 888	-3.23
优化升力约束	C_L	0.104 228	0.103 807	-0.40

需要指出的是,在包含千余个控制变量与严格非线性物理约束的高维离散伴随优化中,基于梯度的优化器在搜寻KKT条件及穿越可行域边界时,其气动力系数的中间迭代历程往往呈现非单调的震荡特征。因此,本文重点关注起始状态与最终收敛状态的净收益(如表4所示)。结合图8中流场残差与伴随方程残差均严格收敛至机器精度($<10^{-12}$)的底层数学依据,充分证明了经过20轮迭代后,优化器已寻找到稳定且可靠的局部最优物理构型,排除了数值发散或假收敛的可能。

由以上收敛过程与优化前后结果对比可以初步看出,经过20轮的优化迭代,优化结果在保证升力不减的情况下使优化初始外形总阻力降低了3.23%,本文提出的多学科耦合伴随优化体系能够有效统筹气动变形与动力效应,在改善高速飞行器气动性能方面成效显著。

高速飞行器在典型高速工况下,机翼气动外形优化前后表面的压力系数(C_p)分布对比情况如图9所示,可以看出:在机翼前缘(翼尖)区域存在一条显著且宽阔的高压带(红色区域),峰值压力系数较高(接近0.28)。这是由于高速气流冲击机翼前缘形成强烈的头部激波和驻点压缩所致,这种前向面的高压分布是产生飞行器波阻的主要来源。对比“优化后”的云图,得益于针对性的机翼外形修形设计,前缘高压区的范围显著缩小,压力梯度变得更加平缓,整体色调向代表较低压力的绿色和蓝色偏移。这一现象表明,优化后的外形有效削弱了前缘的激波强度,显著降低了机翼前向迎风面的气动载荷。综上所述,本图清晰地揭示了前文所述整机阻力系数(C_D)降低的物理机制:即通过优化机翼外形,成功降低了机翼前缘区域的峰值压力系数,从而有效改善了飞行器在高

速条件下的气动特性,实现了减阻目标。

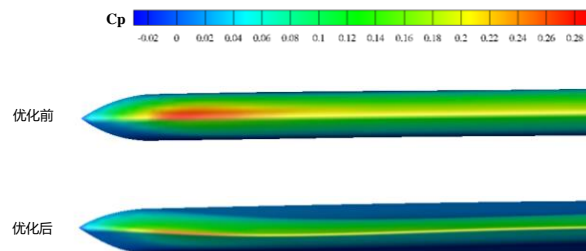


图9 优化前后压力系数分布对比云图

Fig. 9 Comparison cloud map of pressure coefficient distribution before and after optimization

从图9可以看出:本优化器探索出了一种“展向容积重分布(内增外减)”的非均匀气动修形策略。具体而言,为了在维持机翼总容积约束的前提下最大化减阻收益,优化器自动识别出外侧机翼前缘是波阻的强敏感区。通过调整FFD控制点,削减了外侧区域的相对厚度与前缘半径,有效减小了外侧激波角,使得脱体激波更贴近表面,从而大幅削减了该区域的高压强载荷(如图9中外侧红色高压区显著缩小、色调向蓝绿色偏移所示)。同时,为补偿容积和升力,优化器在激波敏感度相对较低的内侧机翼下表面进行了微量的容积补偿。这种三维空间上的精细重构,有效削弱了外侧驻点区域的强激波强度,实现了全机气动性能的全局最优。

5 结 论

1) 本文构建了基于自动微分与Roe迎风格式的离散伴随高速气动优化平台,并成功与准一维发动机性能模型(DARE)实现了物理自洽的双向耦合。通过“质量—动量双守恒”降维提取与无量纲重构,有效消除了三维CFD与一维模型间的跨维度数据壁垒。

2) 气动—推进耦合流场分析表明,在马赫数6巡航状态下,带推进构型的发动机外扩段喷流膨胀效应使全机升力提升了约36.9%,推力分量使气动阻力降低了约19.0%,凸显了开展全机气动—推进一体化耦合评估的工程必要性。

3) 在满足升力不降低且机翼容积不减小的严苛约束下,高速飞行器的一体化优化取得了3.23%的净减阻收益。优化过程揭示了等体积约束下的“展向容积重分布(内增外减)”减阻物理机

制,即通过削减外侧波阻敏感区的相对厚度与前缘半径,并在内侧补偿容积,有效降低了驻点激波强度,实现了高速全局气动性能的最优。

参考文献

- [1] Zhou T, Hahn A S. Aerodynamic characteristics of X-15 under varying flight attitudes based on flight-test data [J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(5):1925-1936.
- [2] LYU Y, Wang X, Zhao Q. Integrated flight-engine dynamics modeling for hypersonic vehicles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 526-538.
- [3] 张雷,唐静,王成鹏,等. 吸气式高超声速飞行器气动推进一体化耦合分析与优化 [J]. *推进技术*, 2023, 44(2): 220231.
- Zhang Lei, Tang Jing, Wang Chengpeng, et al. Integrated coupling analysis and optimization of aerodynamic propulsion for air breathing hypersonic aircraft [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(2): 220231. (in Chinese)
- [4] Li X, Wang Z, Huang W, et al. Multidisciplinary coupled aerodynamic-propulsion optimization of air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 151: 109265.
- [5] Im S K, Do H. Unstart phenomena induced by flow choking in scramjet inlet-isolators [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 97: 1-21.
- [6] Gray J S, Yildirim A, Mader C, et al. An aeropropulsive test problem: coupling CFD simulations with a propulsion model [R]. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2020: 1-40.
- [7] Martins J R R A, Ning A. *Engineering design optimization* [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2021.
- [8] Damm K A, Gollan R J, Jacobs P A. High-fidelity discrete adjoint optimization for hypersonic internal flows [J]. *AIAA Journal*, 2023, 61(2): 645-658.
- [9] Giles M B. On the iterative solution of adjoint equations [M]// *Automatic differentiation of algorithms*. New York, NY: Springer New York, 2002: 145-151.
- [10] 刘洋,李大伟,孙建红. 基于自动微分离散伴随的高超声速三维气动优化设计 [J]. *航空学报*, 2023, 44(8): 228114.
- Liu Yang, Li Dawei, Sun Jianhong. Hypersonic three-dimensional aerodynamic optimization design based on automatic differential discrete adjoint [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(8): 228114. (in Chinese)
- [11] Giles M B, Ghate D, Duta M C. Using automatic differentiation for adjoint CFD code development [R]. Oxford: Oxford University Computing Laboratory, 2005.
- [12] 高宜胜. 基于非结构网格离散伴随方程的气动优化设计方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- Gao Yisheng. Research on aerodynamic optimization design method based on unstructured grid discrete adjoint equation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] Venkatakrishnan V. Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with limiters [J]. *Journal of Computational Physics*, 1995, 118(1): 120-130.
- [14] Dwight R P, Brezillon J. Efficient and robust algorithms for solution of the adjoint compressible Navier - Stokes equations with applications [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2009, 60(4): 365-389.
- [15] Oswatitsch K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers) [M]// *Contributions to the development of gasdynamics: Selected papers, translated on the occasion of Koswatitsch's 70th birthday*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 1980: 290-323.
- [16] Hairer E, Wanner G. *Solving ordinary differential equations II: Stiff and differential-algebraic problems* [M]. Berlin: Springer-Verlag, 1996.
- [17] Busemann A. Die achsensymmetrische kegelige Überschallströmung [J]. *Luftfahrtforschung*, 1942, 19(4): 137-144.

(编辑:丛艳娟)