

考虑飞行器动力系统进排气效应的设计参数灵敏度分析研究^{*}

黄江涛¹, 周 铸¹, 余 婧¹, 高正红², 余 雷¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 面向飞行器内外流一体化设计, 基于自主研发的大规模并行化结构化网格RANS求解器以及离散伴随方程求解器, 开展了考虑推进系统动力状态下进排气边界条件的变分研究, 通过链式求导法则避免直接对守恒变量变分, 进一步引入中间变量大幅度简化了进排气边界条件变分的难度, 建立了考虑进排气效应的设计变量灵敏度高效分析方法, 并通过TPS标准模型计算验证了进排气数值模拟精度, 与有限差分对比验证了灵敏度计算精度, 以翼上发动机气动布局进排气影响数值模拟为例, 系统分析了低速、高速、定攻角、定升力状态, 推进系统有无动力工况灵敏度的变化以及影响机理。

关键词: 边界条件变分; 气动外形/推进系统; 灵敏度信息; 进排气效应; 伴随方程

中图分类号: V211

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 02-0250-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180040

Sensitivity Analysis of Design Variables Considering Intake and Exhaust Effects

HUANG Jiang-tao¹, ZHOU Zhu¹, YU Jing¹, GAO Zheng-hong², YU Lei¹

(1. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the propulsion/airframe integrated design of aircraft, the variation study of intake and exhaust boundary condition under the influences of the propulsion system is carried out, making use of the parallelized in-house code and the adjoint equation code PADJ3D. Chain derivation is adopted to avoid the direct variation of the conservative variables. Then intermediate variables are introduced to reduce the variation difficulties of intake and exhaust boundary conditions. The sensitivity analysis method for design variables under the influences of the intake and exhaust effect is proposed. The numerical simulation accuracy of the analysis method is verified by calculation of the TPS standard model and comparison with the finite difference method. The proposed method is able to provide an efficient and reliable way for sensitivity analysis of design variables under intake and exhaust effect. Simulations are carried out for the aerodynamic layout of the engine on the wing. The intake and exhaust influences under various conditions (low speed, high speed / fixed angle of attack, constant lift, with and without propulsion system), as well as the influencing mechanism, are simulated, analyzed and discussed. This research can provide technical support for the integrated design of pneumatic profile / propulsion system.

Key words: Variation of boundary conditions; Aerodynamic/propulsion system; Sensitivity information; Intake and exhaust effect; Adjoint equation

^{*} 收稿日期: 2018-01-17; 修订日期: 2018-04-03。

基金项目: 国家自然科学基金 (11402288); 国家重点研发计划“数值飞行器原型系统”(2016YFB0200704)。

通讯作者: 黄江涛, 博士, 副研究员, 研究领域为飞行器气动外形一体化设计与计算空气动力学。E-mail: hjtcyf@163.com

1 引言

飞行器气动外形/推进系统一体化设计始终是设计人员关注的发展方向,随着高性能计算与CFD技术的发展,一体化设计开始成为可能,其中考虑推进系统进排气影响的飞行器气动外形一体化设计、内外流型面综合设计是一体化设计典型问题代表。尤其对于作战飞机、民用飞机新概念背负式进气道气动布局,推进系统的进排气效应对升力面流动形态的影响更为明显,将对设计参数的灵敏度产生重要影响,建立考虑进排气系统对设计参数灵敏度的高效计算方法,开展进排气效应对设计变量灵敏度的影响分析,对飞行器气动外形一体化来讲至关重要。

传统的灵敏度求解方法包括复变量、有限差分法、符号微分等,Li等^[1]将扩展型自动微分方法用于取代SQP算法中的一阶导数评估模块,Martins等^[2]将复变量方法应用于气动特性灵敏度分析,Sobieszcanski-Sobieski^[3]系统总结了灵敏度分析方法在飞行器多学科优化领域的应用,从实际应用与具体算法原理上看,在一体化、多设计参数优化问题中,传统方法计算效率远远不能满足工程设计需求。Jameson提出的基于变分思想^[4]的分析手段以其与设计变量个数无关的优势,在灵敏度分析等领域扮演着重要角色,可以高效地计算气动特性对设计参数的灵敏度信息,由于该方法求解灵敏度信息的计算量几乎与设计变量个数无关,因此,备受气动设计、CFD研究人员的重视。国内外在变分方法计算飞行器气动外形设计参数灵敏度参数方面均开展了系列研究,Martins教授团队Lyu等^[5]基于离散伴随开展了飞行器气动外形设计方法研究,Amoignon等^[6]基于伴随梯度求解开展了跨声速气动优化,Carpentieri等^[7]基于伴随方法开展了飞行器气动外形优化;李彬等^[8]基于非结构网格实现了伴随系统的研发;张朝磊等^[9]基于离散伴随理论和自动微分技术构建离散伴随系统,应用于透平叶栅的气动优化。然而,大多数研究是独立地进行内、外流状态研究,对于进排气效应对设计参数灵敏度影响分析方面,尤其是在涉及推进系统边界条件变分方面缺乏归纳整理,内外流一体化灵敏度计算、分析研究较少。

本文基于课题组自主研发的大型并行结构化网格RANS求解器,开展了推进系统边界条件变分研究,建立了考虑进排气效应的灵敏度高效分析方法。

2 基于伴随方程的灵敏度求解方法

对于气动设计中的最小化问题

$$\min_{\mathbf{W}, \mathbf{X}} I(\mathbf{W}, \mathbf{X}) \quad (1)$$

考虑其流场残差约束 $\mathbf{R}(\mathbf{W}, \mathbf{X}) = 0$,引入拉格朗日算子 $\mathbf{A}$ 构造以下目标函数

$$L = I + \mathbf{A}^T \mathbf{R} \quad (2)$$

式中,最小化目标函数 I 可以是压比、流量、气动力等参数, $\mathbf{W}, \mathbf{X}$ 是流场状态变量以及设计变量,对式(2)进行求导,得

$$\begin{aligned} \frac{dI}{d\mathbf{X}} &= \frac{d}{d\mathbf{X}} (I(\mathbf{W}, \mathbf{X}) + \mathbf{A}^T \mathbf{R}(\mathbf{W}, \mathbf{X})) = \\ &\left\{ \frac{\partial I}{\partial \mathbf{W}} \frac{d\mathbf{W}}{d\mathbf{X}} + \frac{\partial I}{\partial \mathbf{X}} \right\} + \mathbf{A}^T \left\{ \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}} \frac{d\mathbf{W}}{d\mathbf{X}} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right\} = \quad (3) \\ &\left\{ \frac{\partial I}{\partial \mathbf{W}} + \mathbf{A}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}} \right\} \frac{d\mathbf{W}}{d\mathbf{X}} + \left\{ \frac{\partial I}{\partial \mathbf{X}} + \mathbf{A}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right\} \end{aligned}$$

从式(3)可以看出,若找到合适的算子 $\mathbf{A}$ 使右端第一项为0,则可以完全消除流场状态变量 $\mathbf{W}$ 对设计变量 $\mathbf{X}$ 导数 $\frac{d\mathbf{W}}{d\mathbf{X}}$ 的计算,即

$$\frac{\partial I}{\partial \mathbf{W}} + \mathbf{A}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}} = 0 \quad (4)$$

式(4)是流场伴随方程^[10],通过雅克比迭代、隐式推进等经典迭代方法求解 $\mathbf{A}$ 之后,可以通过式(5)进行灵敏度信息快速求解

$$\frac{dI}{d\mathbf{X}} = \left\{ \frac{\partial I}{\partial \mathbf{X}} + \mathbf{A}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right\} \quad (5)$$

式中

$$\begin{aligned} \frac{\partial I}{\partial \mathbf{X}} &\approx \frac{I(\mathbf{W}, \mathbf{X} + \Delta \mathbf{X}) - I(\mathbf{W}, \mathbf{X})}{\Delta \mathbf{X}} \\ \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} &\approx \frac{\mathbf{R}(\mathbf{W}, \mathbf{X} + \Delta \mathbf{X}) - \mathbf{R}(\mathbf{W}, \mathbf{X})}{\Delta \mathbf{X}} \end{aligned}$$

通过对无粘通量、粘性通量等项进行变分构造伴随方程,其中无粘通量采用JST格式,粘性通量变分采用薄层近似^[11],湍流模型采用 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport) 两方程模型^[12],可以构造出伴随方程(4)的具体表达式,加入伪时间项可以得到离散伴随主控方程

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_c(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} - \mathbf{R}_D(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} - \mathbf{R}_v(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} &= 0 \\ V_{j,k,l} \frac{\partial \boldsymbol{\lambda}}{\partial t} + \mathbf{R}_c(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} - \mathbf{R}_D(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} - \mathbf{R}_v(\boldsymbol{\lambda})_{j,k,l} &= 0 \quad (6) \end{aligned}$$

式中 $\mathbf{R}_c, \mathbf{R}_D, \mathbf{R}_v$ 分别是伴随方程对应的无粘、人工粘性以及物理粘性通量, $V, \boldsymbol{\lambda}$ 对应控制单元体积以及流场伴随变量, j, k, l 是曲线坐标系网格三个方向。

对式(6)的求解,可以采用显式经典四步龙格-库塔推进,也可以采用隐式时间推进,这里采用LU-SGS方法^[13],由于式(6)与N-S方程在形式上一致,LU-SGS类方法及其最大特征值分裂方法可以用于离散伴随方程的求解。流场伴随方程求解完毕后通过空间变形网格技术的调用进行灵敏度计算,由于此时流场不需要再迭代,灵敏度计算量仅仅是网格变形的耗时,文中采用了具有极高计算效率的并行化RBF_TFI(Radial Basis Functions, Transfinite interpolation)网格变形技术^[14-17]。

3 进排气边界条件的变分推导

与简单外部流动不同,考虑进排气效应的伴随方程必须考虑进排气边界条件的变分,否则将对伴随变量带来较大的误差,从而导致灵敏度信息的误差,这也是考虑进排气条件下,本文开展基于伴随方法求解灵敏度信息的核心工作。

需要指出的是,离散伴随无粘通量、粘性通量等计算在边界处的模板单元与内部点的个数不一样,且网格实单元与虚单元的流场变量存在直接变分关系,因此在边界处的变分需要进行特殊处理,由于结构网格流场求解在曲线坐标 ξ, η, γ 三个方向上具有独立性,因此对于 $\xi, \eta, \gamma = 1, JKLDIM$ 不同的边界,可以将不同曲线坐标方向分开处理,对于任意曲线坐标方向,边界单元无粘通量变分贡献模板将减少一个^[18],如图1所示。

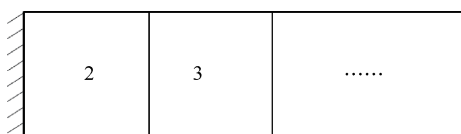


Fig. 1 Inviscid flux template unit on boundary

以 $J=1$ 边界紧邻的 $J=2$ 单元通量计算为例,模板单元与内部点的个数不一样,不仅通量表达式需要特殊处理,根据边界性质的不同变分形式,雅克比 $(\frac{\partial F_c(\bar{W})}{\partial \bar{W}_{j,k,l}})^T_{j=1/2,k,l}$ 形式也需要特殊处理^[18], $\bar{W}_2$ 是边界单元守恒变量, $\bar{W}_1$ 是边界单元对应虚网格守恒变量,如图1所示。

$$\frac{\partial F_c(\bar{W})}{\partial \bar{W}_2} = \frac{\partial F_c(\bar{W})}{\partial \bar{Q}} \frac{\partial \bar{Q}}{\partial Q_2} \frac{\partial Q_2}{\partial \bar{W}_2} = \bar{A} \frac{\partial \bar{Q}}{\partial Q_2} \mathbf{M}_2 \quad (7)$$

式中 $\bar{A}, \mathbf{M}_2$ 分别对应雅克比矩阵及原始变量对守恒变量的转换矩阵。从式(7)可以看出,边界条件的

处理的核心就是求出边界条件矩阵

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial Q_2} = \frac{1}{2} \frac{\partial (Q_1 + Q_2)}{\partial Q_2} = \frac{1}{2} (\mathbf{M}_{BC} + \mathbf{E}) \quad (8)$$

式中 $\mathbf{E}, \mathbf{M}_{BC}$ 分别对应单位矩阵以及边界条件矩阵。离散伴随无粘项的不同边界条件变分,只需替换对应边界条件变分矩阵 $\mathbf{M}_{BC}$,很方便实现不同边界类型、以及内外流伴随方程计算之间的转换,同时对软件模块化也十分有利。然而,如果边界条件直接对守恒变量进行变分推导,将带来很大难度,为降低手工变分求导的难度,文中采用了对原始变量进行变分以及链式求导的方式简化推导过程

$$\mathbf{M}_{BC} = \left(\frac{\partial \bar{W}_j}{\partial Q_j} \right) \left(\frac{\partial Q_j}{\partial Q_i} \right)_{BC} \left(\frac{\partial Q_i}{\partial \bar{W}_i} \right) \quad (9)$$

3.1 发动机入口边界条件的变分

如图2所示,对于CFD数值模拟来讲,发动机入口即为流场出口边界,边界条件有多种形式,一般进行进气模拟直接给定发动机流量,可以采用直接流场质量出口边界条件以及背压边界条件,但前者带来收敛速度慢(超声速进气道中更明显,管道内“激波外推”速度放缓)、边界条件矩阵推导困难等问题,同时风扇入口的压力特征比流量特征更均匀,因此,本文采用了反压边界条件,与直接采用等熵关系式由流量估算反压不同,文中采用压力特征出口一质量流调节的方法,即给定初始反压,计算程序依据流量特征进行自动调节,可以严格保证流量以及加速收敛。流场收敛后,发动机风扇入口流场保持亚声速压力出口特征,依据边界条件特征可以直接推导出风扇入口边界条件的变分矩阵

$$\mathbf{M}'_{BC} = \left(\frac{\partial Q_j}{\partial Q_i} \right)_{BC_outflow} = \begin{bmatrix} 1 & & & \\ & 1 & & \\ & & 1 & \\ & & & 1 \\ & & & & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

3.2 发动机出口边界条件的变分

同理,对于CFD数值模拟来讲发动机出口即为流场入口边界,如图2所示。依据特征线理论,至少需要指定两个变量,这里采用速度外推,指定总温比 T_t/T_∞ 、总压比 p_t/p_∞ ,其中 $T_t, T_\infty, p_t, p_\infty$ 分别代表发动机出口的总温、来流温度以及发动机出口的总压、来流静压。与风扇入口边界不同,发动机出口边界条件变分较为复杂,为更加清晰地推导发动机出口边界条件的变分矩阵推导形式,下面给出发动机出口边界条件。

虚网格的速度原始变量进行外推,可以得到

$$M_j^2 = \frac{u_i^2 + v_i^2 + w_i^2}{a_i^2}, \quad a_i = \sqrt{\gamma \frac{p_i}{R\rho_i}} \quad (11)$$

根据等熵关系式,结合总温、总压可以得到虚网格的密度与静压

$$\begin{aligned} p_j &= p_t \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ \rho_j &= \tilde{\rho} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} = \\ &\frac{p_t}{T_t(\gamma-1)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \end{aligned} \quad (12)$$

进一步根据发动机出口法向以及 M_j 确定速度大小以及各个方向的分量

$$\begin{aligned} V_n &= \sqrt{\gamma R M_j^2 \frac{p_j}{\rho_j}} \\ u_j &= V_n S_x, \quad v_j = V_n S_y, \quad w_j = V_n S_z \end{aligned} \quad (13)$$

式中 S_x, S_y, S_z 分别为发动机出口的面法向,根据上式得到的虚网格上的原始变量 $\rho_j, u_j, v_j, w_j, p_j$, 可以进行边界条件矩阵 $\mathbf{M}'_{BC} = \left(\frac{\partial Q_j}{\partial Q_i}\right)_{BC_inflow}$ 的推导,由于边界条件中包含了根号以及幂次运算,增加了求导难度,为简便起见,避免根号求导,令 $f = M_j^2$, 可以通过以下方式进行 $\mathbf{M}'_{BC}$ 的推导

$$\mathbf{M}'_{BC} = \left(\frac{\partial Q_j}{\partial Q_i}\right)_{BC_inflow} = \left(\frac{\partial Q_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} \left(\frac{\partial f}{\partial Q_i}\right)_{BC_inflow} \quad (14)$$

进一步引入中间变量 F_d , 对式(14)变分推导出 $\left(\frac{\partial Q_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow}$ 的具体表达式。

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial \rho_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} &= -\frac{p_t}{2T_t(\gamma-1)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ F_d &= \left[\frac{1}{2} f^{-\frac{1}{2}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{1}{2}} + \right. \\ &\quad \left. \frac{\gamma}{2} f^{\frac{1}{2}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{3}{2}}\right] \\ \left(\frac{\partial u_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} &= S_x F_d \sqrt{\gamma R M_j^2 \frac{p_j}{\rho_j}} \end{aligned} \quad (15)$$

$$\left(\frac{\partial v_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} = S_y F_d \sqrt{\gamma R M_j^2 \frac{p_j}{\rho_j}}$$

$$\left(\frac{\partial w_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} = S_z F_d \sqrt{\gamma R M_j^2 \frac{p_j}{\rho_j}}$$

$$\left(\frac{\partial p_j}{\partial f}\right)_{BC_inflow} = -\frac{\gamma p_t}{2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2\right)^{-\frac{2\gamma+1}{\gamma-1}}$$

同样也可以获取 $\left(\frac{\partial f}{\partial Q_i}\right)_{BC_inflow}$ 的表达式

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial f}{\partial p_i}\right)_{BC_inflow} &= \frac{u_i^2 + v_i^2 + w_i^2}{\gamma p_i} \\ \left(\frac{\partial f}{\partial u_i}\right)_{BC_inflow} &= \frac{2\rho_i u_i}{\gamma p_i} \\ \left(\frac{\partial f}{\partial v_i}\right)_{BC_inflow} &= \frac{2\rho_i v_i}{\gamma p_i} \\ \left(\frac{\partial f}{\partial w_i}\right)_{BC_inflow} &= \frac{2\rho_i w_i}{\gamma p_i} \\ \left(\frac{\partial f}{\partial p_i}\right)_{BC_inflow} &= -\frac{\rho_i(u_i^2 + v_i^2 + w_i^2)}{\gamma p_i^2} \end{aligned} \quad (16)$$

将式(15),(16)代入式(14),可以获取式(6)最终需要的边界变分矩阵 $\mathbf{M}_{BC}$ 。完成了进排气系统边界条件的变分推导,结合离散伴随体系,进一步开展考虑进排气影响的设计变量灵敏度高效分析研究。

4 数值模拟与灵敏度的验证

采用本文建立的方法,开展进排气计算以及灵敏度计算精度验证,采用翼身融合翼上发动机的新概念布局巡航构型。

4.1 进排气数值模拟与灵敏度计算验证

为了考核本文的进排气计算的可靠性,采用“NAL-AERO-02-02”TPS(Turbine powered simulator)模型数值模拟结果与风洞试验数据对比,该模型由日本宇航技术研究所设计^[19],如图2所示, X, Y 均为无量纲坐标,选取表1给出的典型流量条件进行数值验证。

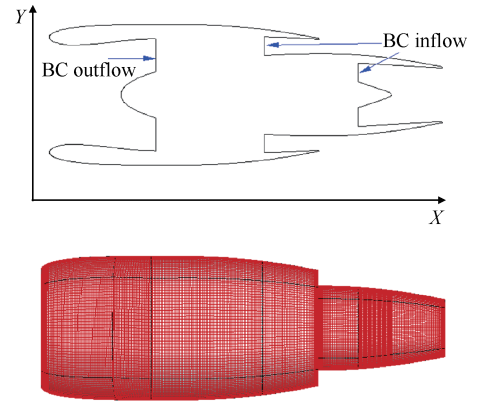


Fig. 2 CFD grid of TPS standard model

图3给出了表1计算状态下,TPS计算结果与风洞试验的压力分布对比,可以看出,进排气数值模拟方法能够比较准确地模拟发动机进排气流动现象,为进排气数值模拟提供可靠的数值模拟结果。

4.2 考虑进排气影响的灵敏度计算验证

以翼身融合翼上发动机飞机全机巡航构型内外流一体化模拟为算例,开展灵敏度验证,半模网格划

分为 256 块, 网格规模 1219 万, 如图 4 所示。采用 SST 湍流模型, 128 核进行并行计算。

图 5 给出了巡航速度动力状态下, 阻力系数变分对应的空间第一伴随变量, 图 6 给出了绝对坐标 $Z=3.3\text{m}$ 截面的马赫数云图, 红色等值线区域为高速喷流区域, 其中 Index 代表各个站位的设计变量编号。图 7 给出了粘性离散伴随方程的收敛历程, 可以看出文中的求解方法对于复杂外形也非常稳定, 图 8 给出

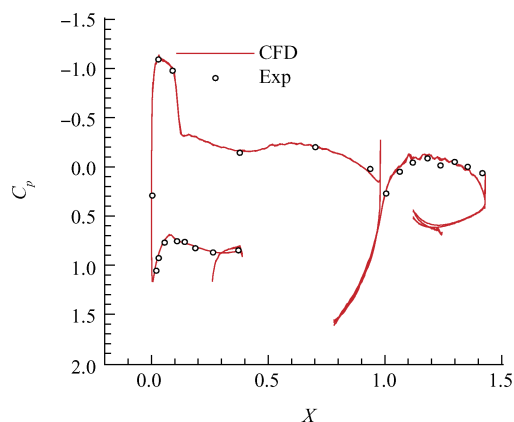


Fig. 3 Pressure distribution comparison of CFD results and experiment

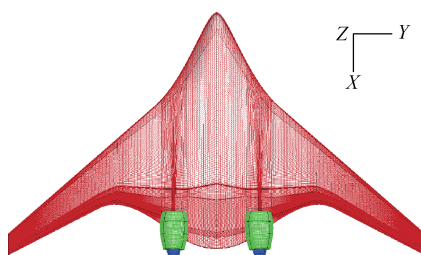


Fig. 4 CFD grid of blend wing body configuration

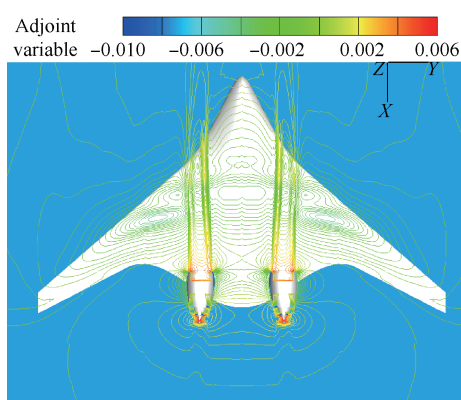


Fig. 5 Slice contour lines of the first adjoint variable (power state $Z=3.3\text{m}$)

了任意选取的几个控制顶点的导数值对比, 灵敏度幅值以及灵敏度方向一致, 最大误差为 6%, 正负号

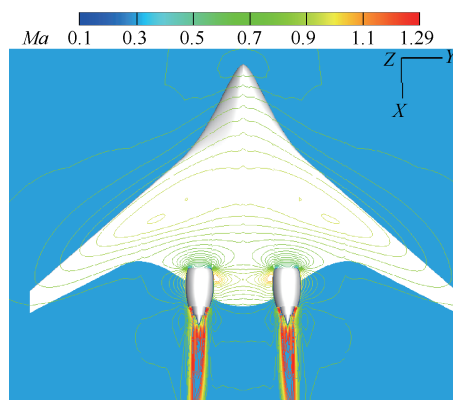


Fig. 6 Slice contour lines of Mach number (power state $Z=3.3\text{m}$)

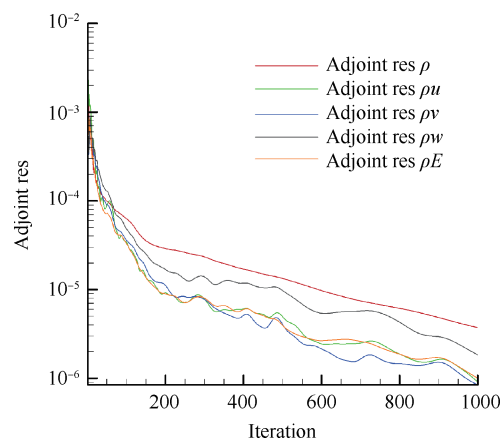


Fig. 7 Adjoint equation convergence history at power state

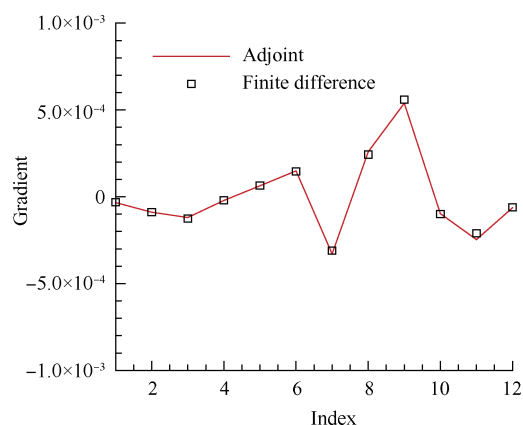


Fig. 8 Sensitivity comparison of adjoint and differential model results

Table 1 Typical calculation status

Mass flow ratio	Bypass ratio	Total pressure ratio (Bypass)	Total temperature ratio (Bypass)	Total pressure ratio (Core)	Total temperature ratio (Core)
1.822	0.497	1.343	1.109	0.92126	0.612

一致。可以看出,在气动-推进系统粘性扰流一体化数值模拟问题中,基于离散伴随灵敏度计算精度较高,完全满足工程需要,进一步验证了边界变分推导的正确性。同时,伴随方法灵敏度计算效率远远高于传统差分方法,为进排气效应对设计变量灵敏度的影响分析提供了高效可靠的手段。

5 大涵道比发动机进排气效应对设计参数灵敏度的影响分析

在进行进排气系统影响分析时,为保证不同工况数据的可比较性,需要做到网格分布尽量一致,对于有/无动力工况,由于发动机边界条件的不同,网格分布做到完全一致几乎不可能,为尽量减小这种差异,文中同时采用两种途径来减小网格差异带来的影响:尽量保证网格的规模基本满足气动力收敛性需求;对于无动力模拟,带动力网格的原有非流场空间部分转变为流场空间,将该部分加入空间流场,从而保持拓扑结构不发生变化。

本文研究了三种工况下,进排气效应对设计变量灵敏度的影响:低速起飞角度下有/无动力对升力灵敏度的影响,此时采用非增升构型,这并不影响文中方法的应用以及对机理的分析;巡航马赫数固定攻角工况;巡航马赫数固定升力系数工况。该型飞机设计状态为: $Ma=0.8$,设计升力系数 $C_L=0.33$,高度 $H=11\text{km}$ 。

图9,10分别为巡航状态动力状态物面压力云图与FFD(自由式变形)参数化设计示意图。图10中的1~8代表下文灵敏度对应的设计剖面位置。

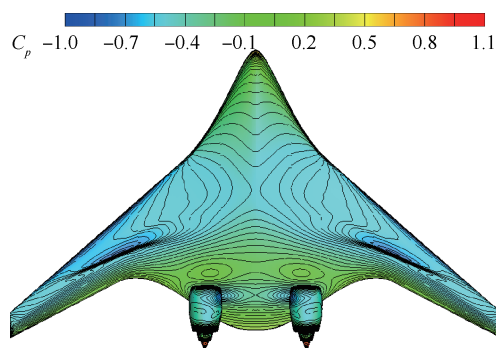


Fig. 9 Pressure contour of cruise state

5.1 低速起飞角度工况

$Ma=0.25$, 攻角 $\alpha=9^\circ$, 高度 $H=0\text{km}$ 。

具有良好低速特性的干净构型是低速增升构型设计的基础,此时采用非增升构型,这并不影响文中方法的应用以及对机理的分析。图11给出了低速状态有/无动力工况下,典型剖面设计变量灵敏度

对比。图中,Lower surface代表机翼下表面,Upper surface代表机翼上表面,Index编号排序均是机翼前缘指向后缘。图12给出了有/无动力状态下压力云图对比,在低速状态下,风扇入口流量加权的平均速度要大于来流速度(此时风扇入口背压小于环境压强),对上翼面流动起到加速作用,提高了升力系数对设计变量的灵敏度,这种影响远离进排气系统站位后逐渐减小,该算例中从第4设计剖面开始,这种影响基本消失。

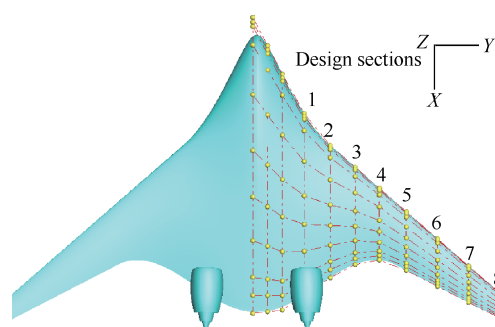


Fig. 10 Freeform deformation design variables distribution

5.2 巡航状态固定攻角工况

$Ma=0.8$, 攻角 $\alpha=2^\circ$, 高度 $H=11\text{km}$ 。

图13给出了有/无动力工况下灵敏度的对比,与通气模型相比,由于进排气系统流量加权的平均速度要低于来流速度(此时风扇入口背压大于环境压强),延缓了流动速度,降低了阻力系数对设计变量的灵敏度,但正负号没有发生变化。考虑网格分布不同带来的误差,进排气系统对灵敏度的影响在第三个剖面基本消失。

5.3 巡航状态固定升力系数工况

$Ma=0.8$, $C_L=0.33$, $H=11\text{km}$ 。

巡航状态下,飞行器气动外形一个主要的优化任务是在保持平飞状态下的减阻设计,阻力系数的灵敏度是设计人员关心的一个主要方向。与固定攻角状态不同,此时,为保持升力系数不变,攻角随设计变量变化而变化,是影响灵敏度计算的重要因素,且对灵敏度的计算具有变分贡献,为避免对攻角求解灵敏度,需要消去该项的显式表达。对阻力系数变分

$$\delta C_D = \frac{\partial C_D}{\partial D} \delta D + \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \delta \alpha \quad (17)$$

进一步考虑升力约束 $\delta C_L = 0$ 变分

$$\delta C_L = \frac{\partial C_L}{\partial D} \delta D + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \delta \alpha$$

可以得到固定升力系数条件下,攻角变分表达式

$$\delta \alpha = -\left(\frac{\partial C_L}{\partial D} \delta D \right) / \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right) \quad (18)$$

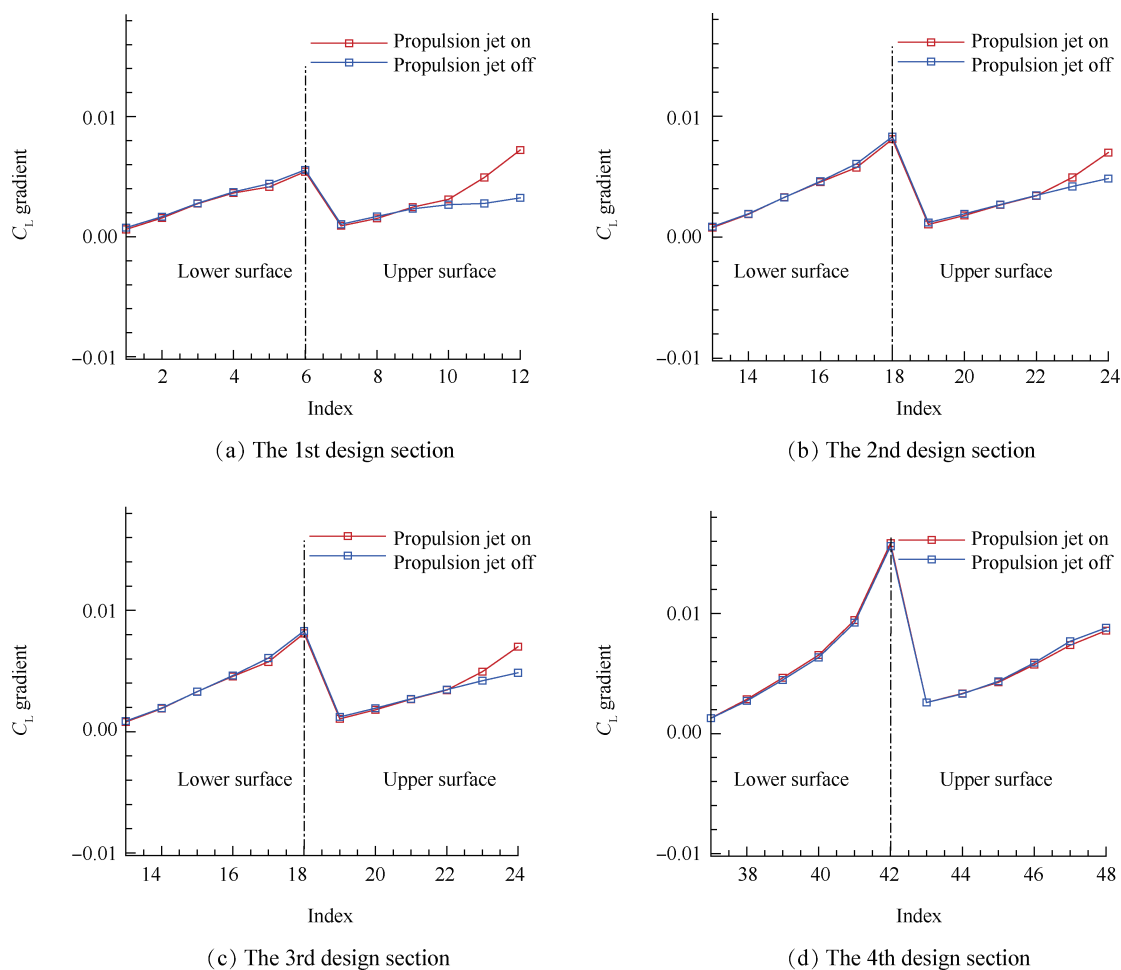


Fig. 11 Lift sensitivity comparison of state with /without power at the different design sections

式(18)代入式(17)可以得到升力恒值条件下的阻力系数灵敏度计算表达式为

$$\delta C_D = \frac{\partial C_D}{\partial D} \delta D - \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} / \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right) \left(\frac{\partial C_L}{\partial D} \right) \delta D \quad (19)$$

式中 $\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} / \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right)$ 代表升阻极曲线在设计点的切线斜率。

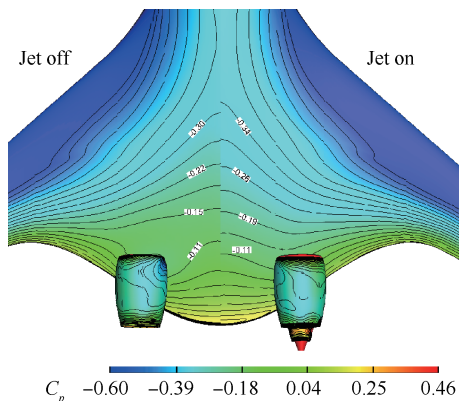


Fig. 12 Pressure contour comparison of state with /without power

图 14 给出了固定升力系数状态下阻力系数对典型剖面设计变量的灵敏度对比,可以看出,进排气效应对灵敏度的影响主要体现在风扇进口附近,尽管灵敏度变化趋势一致,但在第一站位上表面出现正负号反号现象,也就是说定升力系数工况下,与定攻角工况不同,进排气效应改变了灵敏度方向。定升力情况下,进排气效应改变了上翼面流动,从而改变了巡航攻角,进一步改变灵敏度,使得对灵敏度影响扩大到整个上翼面的设计剖面。该现象也表明,如果开展精细化设计充分挖掘飞行器气动设计潜力,必须考虑推进系统进排气效应的影响。也可以看出,高速巡航状态下无论是定升力还是定攻角,由于高速状态进排气系统流量加权的平均速度要低于来流速度(此时风扇入口背压大于环境压强),一定程度上延缓了上表面流动,进排气系统对灵敏度的影响量要小于低速状态,且降低了灵敏度幅值。

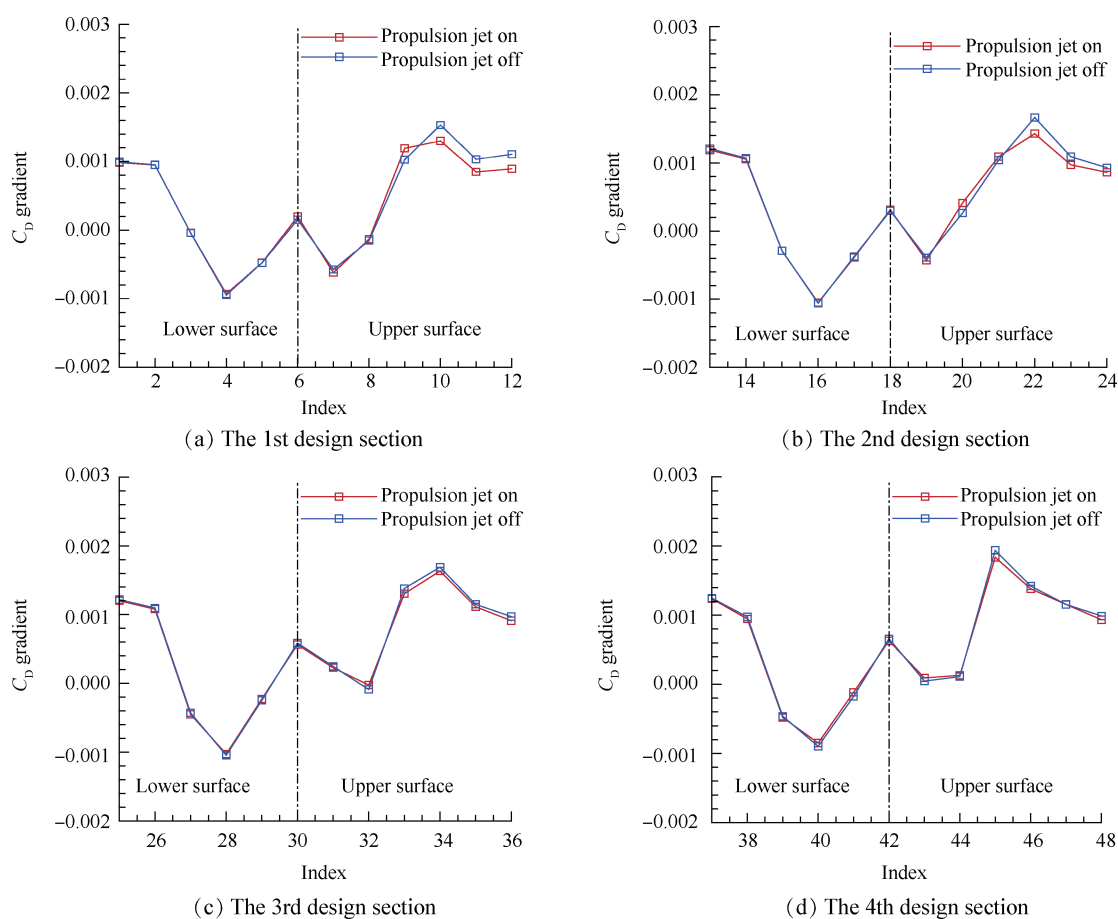


Fig. 13 Drag sensitivity comparison of state with /without power at the different design sections

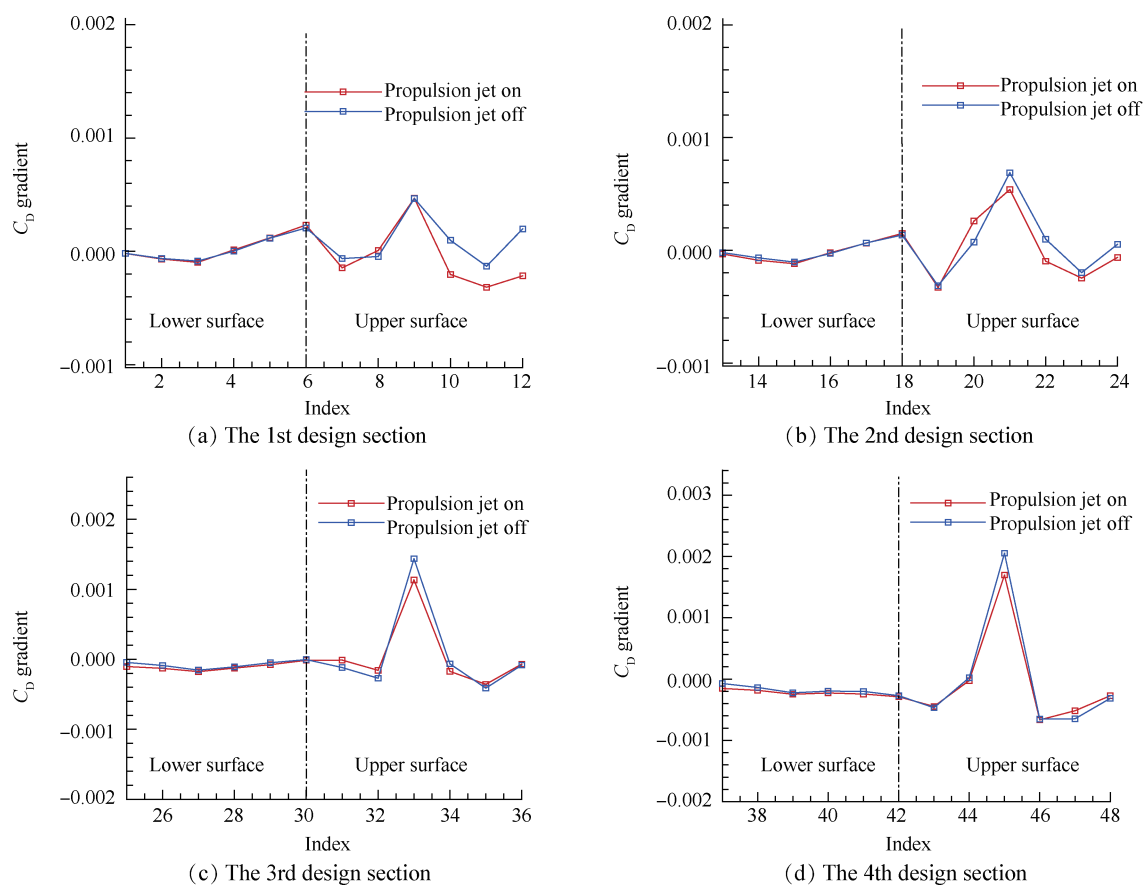


Fig. 14 Drag sensitivity comparison of state with /without power at the different design sections for constant lift

6 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)所采用链式求导、引入中间变量的边界条件变分推导方式较大程度上降低了推导难度。

(2)建立的进排气数值模拟系统以及灵敏度求解系统具有较高流场以及灵敏度求解精度,可以为考虑进排气影响的灵敏度分析提供技术支持。

(3)低速状态下,风扇入口流量加权的平均速度高于来流速度,加速上翼面流动,明显提高了升力系数对局部相应位置设计参数的灵敏度,这种影响在第四个设计剖面基本消失。

(4)高速巡航固定攻角工况下,推进系统的进排气影响对流动的延缓作用,降低了阻力系数对设计变量的灵敏度,这种影响在第三个设计剖面基本消失,灵敏度正负号没有发生变化。

(5)高速巡航固定升力系数工况下,推进系统的进排气影响对流动的延缓效应不仅改变了翼面流动,同时改变了巡航攻角,使得对灵敏度影响扩大到整个上翼面的设计剖面,在靠近风扇入口附近甚至出现反号现象。

推进系统的进排气效应在不同工况下,对灵敏度的影响程度不同,充分挖掘飞行器气动设计潜力,必须考虑推进系统动力影响。在此基础上,开展气动外形-推进系统的一体化设计将是下一步研究内容。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家重点研发计划“数值飞行器原型系统”资助。

参考文献:

- [1] Li Xiang, Zhong Weitao, Shao Zhijiang, et al. Applying Extended Automatic Differentiation Technique to Process System Optimization Problems [C]. *Arlington: American Control Conference*, 2001.
- [2] Martins J, Kroo I, Alonso J. An Automated Method for Sensitivity Analysis Using Complex Variables[R]. *AIAA* 2000-0869.
- [3] Sobieszcanski-Sobieski J. Sensitivity Analysis and Multidisciplinary Optimization for Aircraft Design: Recent Advance and Results[J]. *Journal of Aircraft*, 1990, 27 (12): 993-1001.
- [4] Jameson A. Aerodynamic Design Via Control Theory [R]. *NASA-CR-181749*.
- [5] Lyu Zhoujie, Kenway G K W, Mortins J R R A. RANS-based Aerodynamic Shape Optimization Investigations of the Common Research Model Wing[R]. *AIAA* 2014-0567.
- [6] Amoignon O, Berggren M. Adjoint of a Median-Dual Finite-Volume Scheme Application to Transonic Aerodynamic Shape Optimization [R]. *Uppsala: Uppsala University*, 2006-013.
- [7] Carpentieri G. An Adjoint-Based Shape-Optimization Method for Aerodynamic Design [D]. *Delft: Technische Universiteit*, 2009.
- [8] 李 彬, 邓有奇, 唐 静, 等. 基于三维非结构混合网格的离散伴随优化方法[J]. *航空学报*, 2014, 35 (3): 674-686.
- [9] 张朝磊, 厉海清, 丰镇平. 基于离散伴随方法的透平叶栅气动优化设计[J]. *工程热物理学报*, 2012, 33 (1): 47-50.
- [10] Dwight R P, Brezillon J. Effect of Various Approximations of the Discrete Adjoint on Gradient-Based Optimization[R]. *AIAA* 2006-0690.
- [11] Blazek J. Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications [M]. *Baden-Daettwil: Alstom Power Ltd.*, 2001.
- [12] Menter F R. Improved Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows[R]. *NASA-TM-103975*, 1992.
- [13] Chen R F, Wang Z J. Fast, Block Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Scheme for an Arbitrary Grids [J]. *AIAA Journal*, 2008, 38(12).
- [14] Buhmann M. Radial Basis Functions [M]. *Cambridge: Cambridge University Press*, 2005.
- [15] Wendland H. Fast Evaluation of Radial Basis Functions: Methods Based on Partition of Unity. In *Approximation Theory X Wavelets, Splines, and Applications* [M]. *Nashville: Vanderbilt University Press*, 2002, 473-483.
- [16] Spekrijse S P, Boerstol J W. An Algorithm to Check the Topological Validity of Multiblock Domain Decompositions[R]. *NLR-TP-98198*, 1998.
- [17] Smith R E. Transfinite Interpolation (TFI) Generation Systems [M]. *Boca Raton: CRC Press Inc*, 1999.
- [18] 黄江涛, 刘 刚, 周 铸, 等. 基于离散伴随方程求解梯度信息的若干问题研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(4): 554-562.
- [19] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3-D Euler Analysis of Flows Around Fan-Jet Engine and TPS (Turbine Powered Simulator) [R]. *NAL-TR-1045*, 1989.

(编辑:朱立影)