

基于耦合伴随方法的串/并行气动结构 优化设计对比

雷锐午, 白俊强, 许丹阳, 张 煜, 汪 辉
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 采用 RANS 方程、线性有限元分析手段、映射点局部插值方法和逆距离动网格技术对气动和结构之间的耦合现象进行了分析。然后基于气动结构耦合伴随方法,对气动和结构设计变量梯度进行了高效求解。最后结合自由曲面变形技术、梯度优化方法构建气动结构优化设计框架。选取飞翼布局民用客机开展气动结构串行与并行优化设计研究。在相同阻力水平的前提下,并行优化结果比串行优化获得了 8.4% 航程收益和 8.3% 结构质量收益。同时,串行优化设计结果在中翼段上翼面仍然存在明显激波,而并行优化结果呈现光滑的等间距等压线分布特征。因此并行气动结构优化设计方法可以充分挖掘气动结构耦合下的设计潜力,更有利于对大柔性气动结构优化设计问题进行研究。

关 键 词: 气动结构耦合伴随; 气动弹性分析; 气动结构优化; 串/并行优化; 飞翼布局

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Speciality assessment of sequential and concurrent aerostructural optimization based on coupled adjoint technique

LEI Ruiwu, BAI Junqiang, XU Danyang, ZHANG Yu, WANG Hui
(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) equation, linear finite element analysis method, local mapping point link method and inverse distance weighting interpolation method were used to analyze the coupling between aerodynamic and structural variables. The gradients of merit function to aerodynamic and structure design variables were solved efficiently using aerostructural coupled adjoint technique. These modules were integrated with free form deformation module and gradient-based optimizer to form an aerostructural optimization design framework. A blend wing body aircraft was chosen to conduct sequential and concurrent aerostructural optimization. Results showed that the concurrent approach achieved 8.4% more range and 8.3% less structural weight, compared with the sequential approach on the same drag level. Moreover, the sequential approach had obvious shock wave on a significant portion of the outer wing. Meanwhile, the concurrent approach exhibited parallel pressure contour lines with roughly equal spacing indicating a shock-free

收稿日期: 2018-09-26

基金项目: 十二五民机预研项目; 航空基金(20161453011); 国家自然科学基金(51806178); 国家某重点专项资助项目(MJ-2015-F-010)

作者简介: 雷锐午(1992—),男,博士生,研究领域为大规模高可信度气动结构形状与拓扑联合优化设计、飞机/分布式动力一体化设计。E-mail: neverlose@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 雷锐午,白俊强,许丹阳,等. 基于耦合伴随方法的串/并行气动结构优化设计对比[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1036-1049. LEI Ruiwu,BAI Junqiang,XU Danyang,et al. Speciality assessment of sequential and concurrent aerostructural optimization based on coupled adjoint technique[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1036-1049.

result. All the results confirm that concurrent optimization for the design of the aeroelastic system provides significant advantages over the sequential approach. Given these improvements, the presented methods have the potential to be a useful tool in high flexibility aeroelastic design problems.

Key words: aerostructural coupled adjoint; aeroelastic analysis; aerostructural optimization; sequential and concurrent optimization; blended wing body

近年来,航空排放带来的环境污染问题逐年突出。为了减小航空排放,各国对未来民用飞机提出了更高的飞行效率和严苛的排放要求^[1]。这些要求使得未来民用飞机的设计难度急剧增加。然而,随着计算机技术的发展,结合数值分析手段和优化方法的气动结构优化可以有效地处理该类问题,并给设计师提供参考,因此在飞行器设计中扮演着重要的角色,并且一直是多学科优化中的研究热点。与此同时,在处理气动结构优化设计问题上,按照设计变量的处理方式,可以将优化设计流程分为两类:串行和并行优化方法^[2]。两种方法均在不同气动结构优化设计问题中得到了广泛应用。但是国内外并没有文献对两种方法在高可信度气动结构优化设计问题中的应用前景进行评估对比研究。

在串行优化流程中,先对飞行器外形进行优化设计,此时飞行器内部结构参数不变。然后在气动优化结果基础上,保持气动外形固定,对内部结构进行优化设计。该方法在工程设计部门以及学术研究机构较为常见。在工程设计中的典型例子为:飞机制造商首先通过一系列分析代码进行气动外形优化。其后,在优化得到的气动外形基础上,分析对应的气动载荷,以此作为结构优化设计的输入进行飞行器性能的进一步提升^[3]。Rohl、Hu 等^[4-5]采用该方法进行了气动结构优化研究,通过将气动结构优化问题进行分级,降低了优化设计框架构建难度,仍然获得了显著的优化收益。

与串行优化设计不同,并行优化设计将气动优化和结构优化集成到同一个层次,同时对气动和结构进行优化设计。Zhang 和 Wan 等^[6-7]通过低可信度评估手段,搭建了气动结构优化框架,对机翼气动结构进行了优化设计。与初始构型相比,取得了显著改进。但是由于评估手段精度有限,优化设计结果的设计潜力受到一定限制。进一步,徐兆可等^[8]采用 Euler 方程和精细化有限元模型结合伴随方法和有限差分技术对三维机翼进行了气动结构优化设计研究,降低了机翼阻力

和结构质量。Kenway 和 Liem 等^[9-10]基于并行的欧拉方程和精细化有限元分析方法对 CRM(common research model)模型进行了气动结构优化设计。Brooks 和 Burdette 等^[11-12]基于高可信度的 RANS 方程和精细化结构有限元分析方法对大展弦比复合材料机翼和后缘变弯技术进行了气动结构优化设计研究,并指出高可信度的气动结构耦合优化设计能够显著减小结构质量以及燃油消耗,具备较大的应用前景。

以上采用不同优化设计手段的应用实例,展示了气动结构优化在飞行器设计中的重要性和应用潜力。但是在复杂的气动结构优化设计问题中应该采用哪种高可信度优化设计方法。不同优化设计方法产生的结果存在多大差异以及差异的来源是一个有待解决的问题。目前并没有公开文献对两种优化设计流程在高可信度气动结构优化问题中进行对比确认研究。尤其是当存在气动非线性现象比如激波、流动分离等。结构的变形会改变气动外形进一步增强激波和流动分离,从而引起气动特性、操作性、稳定性的变化,甚至危及到飞行器的安全性。因此有必要在该类问题中对两种优化设计方法进行详细研究。同时,对导致两种方法产生不同结果的来源进行深入分析有助于对两种方法形成客观和定量的评价。研究结论对未来先进飞行器的气动结构设计方法有重要影响。

为了解决该问题,本文首先发展了高可信度气动结构分析工具,然后推导了气动结构耦合伴随方程,并采用 Gauss-Seidel 方法进行求解。最后构建了高可信度气动结构并行优化设计框架。采用翼身融合布局飞行器^[13]开展气动结构优化设计研究。该布局在巡航状态存在明显的激波,并且气动弹性导致的弯扭耦合会使得载荷重新分布,改变飞机的操纵特性。通过对该布局飞行器开展串行和并行气动结构优化设计研究,探索高可信度气动结构优化设计方法在未来非常规布局飞行器中的应用潜力,并确认不同优化设计方法导致的结果差异。

1 并行/串行气动结构优化框架

气动结构优化涉及到多物理场的耦合,其分析和评估至少需要气动分析方法和结构有限元分析方法。气动分析方法计算作用在飞行器表面的气动力。结构有限元分析计算相应气动载荷下结构的响应。由于结构的响应会影响气动外形,从而改变作用在结构模型上的载荷。所以气动分析和结构分析两者紧密耦合。因此在并行与串行气动结构优化中,需要考虑两者之间的耦合进行气动性能和结构质量的优化。

图 1 展示了并行气动结构优化流程图。流程最底层为气动结构耦合分析求解器,通过气动力 F 和结构变形 u 进行传递。在每一轮优化设计中,气动结构耦合分析均求解至完全收敛。流程图的顶层为优化算法,选取基于二序列列规划算法的非线性优化器(SNOPT)^[14]进行气动结构优化设计。该方法能够处理非线性优化问题中的大规模约束以及设计变量,在气动和结构优化中得到了广泛的应用。在流程图中, x 表示设计变量, f 表示目标函数, c 和 $\tilde{c}$ 分别表示等式约束与不等式约束。

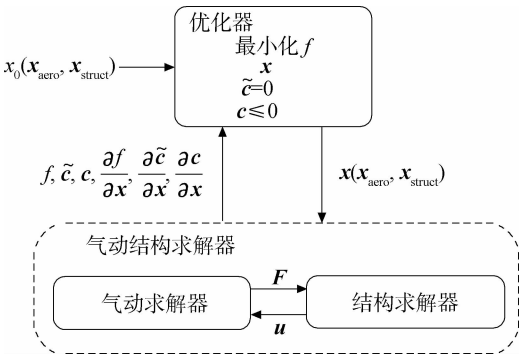


图 1 并行气动结构优化流程图
Fig. 1 Concurrent aerostructural optimization process

图 2 展示了串行优化设计流程,流程中变量定义与并行优化流程一致。该流程与并行优化流程的显著区别在于:将气动结构优化分为两个阶段。即先进行结构固定的纯气动优化,然后将优化得到的气动外形作为结构的输入,进行结构优化设计。在所有的流程中均对气动结构之间的相互影响进行评估。

从两类流程图的对比可以看出,两种方法的本质区别为对设计变量的处理。两种优化设计方法均需要进行气动结构耦合求解。串行优化将气动设计变量和结构设计变量分别进行处理,并行优化设计将两类变量同时进行处理。

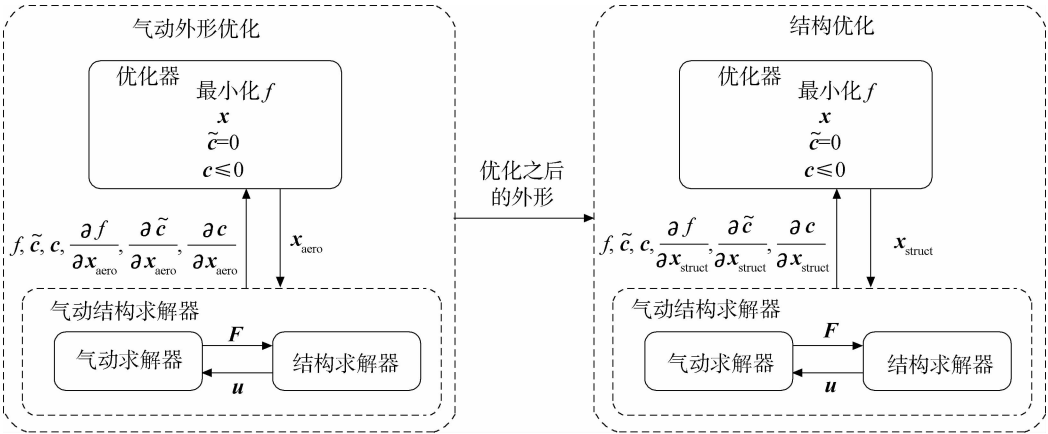


图 2 串行气动结构优化流程图
Fig. 2 Sequential aerostructural optimization process

2 气动结构分析方法

气动结构分析方是气动结构优化设计的基础。本文选取高可信度气动结构分析方法对气动结构之间的耦合效应以及气动特性、结构特性进行评估。

2.1 气动分析方法

采用 RANS 方程进行流场计算。空间离散

采用二阶中心差分格式的有限体积法,采用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)方法进行隐式求解,湍流模型为 S-A(Spalart-Allmaras)。在求解过程中采用了当地时间步长、多重网格、残值光顺等手段加速流场收敛^[15-16]。

2.2 结构有限元分析方法

结构有限元分析采用开源工具箱—复合材料分析工具(TACS)^[17]进行。TACS 是一个包括线

性和几何非线性分析的大规模并行有限元求解器。该求解器能够高效且准确地处理条件数较大的矩阵求解问题。该类问题在机翼翼盒板壳单元模型中较为常见,其刚度矩阵条件数常常超过 10^9 。文中利用 TACS 的线性有限元分析功能,对应的控制方程如下:

$$\mathbf{K}\mathbf{u} - \mathbf{F} = 0 \quad (1)$$

其中 $\mathbf{K}$ 为结构的刚度矩阵, $\mathbf{u}$ 为位移向量, $\mathbf{F}$ 为加载在结构上的气动力向量。

2.3 力和位移插值方法

为了进行气动和结构的耦合分析,需要将气动分析得到的表面压力加载到结构模型上,同时结构模型的变形需要叠加到气动外形上。本文选取映射点插值方法^[18]进行力和位移插值。该方法通过点映射关系建立气动表面网格和结构模型之间的联系。这些点映射关系从气动表面网格点出发,然后寻找在结构单元上距离气动网格最近的点。所以,在大多数情况下,这些点映射向量常常位于结构有限单元上而不是在刚好位于结构有限元节点上。第 j 个气动表面网格点的插值映射关系 $\mathbf{r}_j$ 可以表示为如下所示:

$$\mathbf{r}_j = \mathbf{x}_{as,j} - \mathbf{x}_s^k(\xi_j) \quad (2)$$

其中 $\mathbf{x}_{as,j}$ 和 $\mathbf{x}_s^k(\xi_j)$ 分别为气动表面网格点坐标以及第 k 个结构有限单元的参数化点坐标。上标 k 以及参数化坐标 ξ_j 通过在结构有限单元上寻找使得 $\|\mathbf{x}_{as,j} - \mathbf{x}_s^k(\xi_j)\|_2$ 最小的单元确定。

建立映射向量之后,第 j 个气动表面网格位移 $\mathbf{u}_{a,j}$ 可以表示为结构有限单元的位移和转角的函数,写成如下形式:

$$\mathbf{u}_{a,j} = \mathbf{u}_s^k(\xi_j) + \boldsymbol{\theta}_s^k(\xi_j) \times \mathbf{r}_j \quad (3)$$

其中 $\mathbf{u}_s^k(\xi_j)$ 和 $\boldsymbol{\theta}_s^k(\xi_j)$ 表示结构有限元节点的位移和转角。同理,当气动表面网格单元的压力分布给定之后,结构有限元网格点上的载荷可以根据位移插值映射关系结合虚功原理得到。最终可以保证力和位移插值的守恒与协调性。

2.4 气动结构求解方法

通过将气动和结构控制方程在全局坐标系中进行组合,得到如下气动结构控制方程:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}(\mathbf{u}, \mathbf{w}) \\ \mathbf{S}(\mathbf{u}, \mathbf{w}) \end{bmatrix} = 0 \quad (4)$$

其中 $\mathbf{u}$ 和 $\mathbf{w}$ 分别为结构控制方程和气动控制方程的状态变量。 $\mathbf{A}$ 为气动控制方程残差, $\mathbf{S}$ 为结构控制方程残差。本文采用分块非线性 Gauss-Seidel 方法对该非线性气动结构耦合残差方程进

行求解,如图 3 所示。在该方法中,先对流场进行迭代求解,收敛到一定程度之后,将气动力插值到结构节点上进行结构分析。为了提高整个非线性 Gauss-Seidel 迭代的稳定性和收敛性,采用松弛因子^[19]对计算的结构变形进行更新。然后将松弛之后的结构变形插值到气动表面,得到新的气动表面网格。动网格算法在新的表面网格基础上变形得到新的空间网格,用于重新进行气动分析迭代。当耦合迭代满足设定好的收敛条件之后,迭代停止。在气动分析中,空间网格变形采用逆距离插值算法,详细的算法原理请见参考文献[20]。

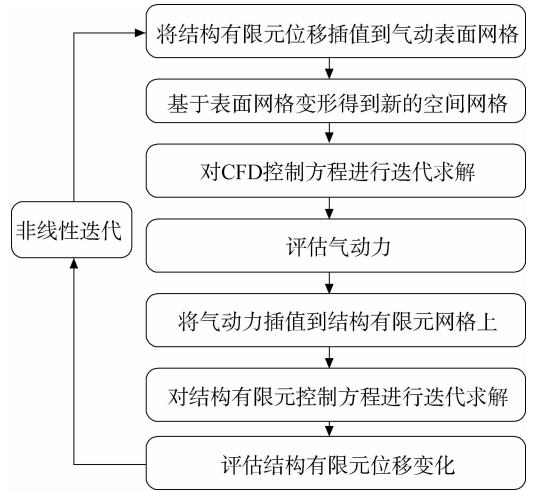


图 3 气动结构迭代分析流程

Fig. 3 Iteration loop of aerostructural simulation

3 气动结构耦合伴随方法

高可信度气动结构优化设计通常具备大规模设计变量,如每一个有限单元的尺寸、气动外形以及展向扭转角分布。如果采用非梯度类算法进行优化将会导致巨大的计算量消耗。但是结合伴随方法的梯度优化算法在处理该类优化设计问题上具备明显优势。因此,本文发展了气动和结构耦合伴随方程进行梯度的求解。

假设常见的目标函数 I 比如升力、阻力、结构质量可以表述为设计变量 $\mathbf{x}$ 以及气动结构求解得到的状态变量 $\mathbf{w}$ 和 $\mathbf{u}$ 的函数

$$I = f(\mathbf{x}, (\mathbf{w}, \mathbf{u})) \quad (5)$$

通过链式求导法则对上式进行展开,可以得到目标函数对设计变量的导数

$$\frac{dI}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial I}{\partial \mathbf{x}} + \begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial I}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} \\ \frac{d\mathbf{u}}{d\mathbf{x}} \end{bmatrix} \quad (6)$$

与此同时,采用类似的展开方式,可以得到残差方程对设计变量的导数如下:

$$\frac{d\mathbf{R}}{d\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{A}}{d\mathbf{x}} \\ \frac{d\mathbf{S}}{d\mathbf{x}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{x}} \\ \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{x}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{u}} \\ \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} \\ \frac{d\mathbf{u}}{d\mathbf{x}} \end{bmatrix} = 0 \quad (7)$$

为了得到目标函数对设计变量的导数,需要对式(6)进行求解。当优化设计问题具备大规模设计变量时,需要对每个设计变量进行扰动来得到 $[\frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} \quad \frac{d\mathbf{u}}{d\mathbf{x}}]^T$,这将导致计算量巨大。为了提高计算效率,式(7)可以作为约束条件引入到式(6)。将式(7)带入式(6)消除 $[\frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} \quad \frac{d\mathbf{u}}{d\mathbf{x}}]^T$ 得到如下公式:

$$\frac{dI}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial I}{\partial \mathbf{x}} - \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial I}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{u}} \\ \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{x}} \\ \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{x}} \end{bmatrix}}_{\Psi^T} \quad (8)$$

其中 $\Psi = [\Phi^T \xi^T]$ 为耦合伴随算子, Φ 和 ξ 分别为气动和结构伴随算子。对式(8)进行整理得到耦合伴随方程如下:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{u}} \\ \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \Phi \\ \xi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial I}{\partial \mathbf{w}} & \frac{\partial I}{\partial \mathbf{u}} \end{bmatrix}^T \quad (9)$$

在式(9)中,系数矩阵主对角线上的项 $\partial \mathbf{A} / \partial \mathbf{w}$ 和 $\partial \mathbf{S} / \partial \mathbf{u}$ 分别为气动和结构求解中雅克比矩阵,通过求解器得到。非主对角线上的矩阵向量通过链式法则分解为简单的偏导数矩阵进行求解

$$\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{u}} = \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{X}_A} \frac{\partial \mathbf{X}_A}{\partial \mathbf{u}} \quad (10)$$

$$\frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{w}} = \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{F}_A} \frac{\partial \mathbf{F}_A}{\partial \mathbf{w}} \quad (11)$$

其中中间变量 $\mathbf{X}_A$ 表示气动表面网格点的位置, $\mathbf{F}_A$ 表示作用在气动表面上的气动力,比如气动压力。本文采用线性分块 Gauss-Seidel 方法对式(9)进行求解。该方法只须要分别对气动伴随方程和结构伴随方程右端项进行更改,方程形式与单学科伴随方程一致,因此可以充分利用单学科伴随方程求解器,获得较好的收敛效果并减小程序开发工作量。线性分块 Gauss-Seidel 方法求解流场与 2.4 节中气动结构耦合求解方法类似,通过在每一个迭代步中对如下方程进行求解:

$$\left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} \right)^T \Phi^k = \left(\frac{\partial I}{\partial \mathbf{w}} \right)^T - \left(\frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{w}} \right)^T \xi^{k-1} \quad (12)$$

$$\left(\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \mathbf{u}} \right)^T \xi^k = \left(\frac{\partial I}{\partial \mathbf{u}} \right)^T - \left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{u}} \right)^T \Phi^k + \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{u}} \right)^T \xi^{k-1} \quad (13)$$

其中 k 表示迭代步次数,由于 $\mathbf{K}$ 为对称矩阵,在式(13)右侧移除了转置运算。为了利用结构伴随求解器,在式(13)右侧的结构伴随算子 ξ 采用上一个迭代步的结果进行延迟。同时,在线性分块 Gauss-Seidel 方法迭代过程中,为了保证迭代算法的稳定性和鲁棒性,采用松弛因子对结构伴随算子 ξ 进行更新。文献[21]也对气动结构耦合伴随求解方法进行了介绍以及算例分析。

当目标函数的耦合伴随方程求解收敛,目标函数对设计变量的导数可以通过如下公式得到:

$$\frac{dI}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial I}{\partial \mathbf{x}} - \Phi^T \left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{x}} \right) - \xi^T \left(\frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \mathbf{x}} \right) \quad (14)$$

4 飞翼布局气动结构优化设计

BWB(blended wing body)布局与传统布局相比,存在较大气动性能优势。但是由于气动特性、操纵性、稳定性紧密关联,使得其设计面临较大挑战。在气动弹性方面,结构变形会使得有效的气动外形发生变化,导致气动特性、操纵性、稳定性的变化。因此,BWB 构型适合进行气动弹性效应研究以及不同气动结构优化设计方法有效性的对比分析。本节在验证求解方法精度的基础上,开展串/并行气动结构优化设计研究,分析两种优化设计方法对飞行器气动结构设计问题结果的影响。

4.1 方法验证

4.1.1 气动结构分析精度验证

为了验证文中建立的气动结构求解方法的准确性。在相同状态下采用高雷诺数气动结构风洞模型(HIRENASD)^[22]测压结果与气动结构分析结果进行对比。实验状态为 $Ma=0.85$, $Re=7 \times 10^6$,攻角为 1.5° 。计算采用表面网格分布如图4所示,其中 C_p 表示压力系数, X/C 表示当地弦长位置。结构模型采用官方公布的实体模型。由于文中采用的结构有限元求解器 TACS 只能对板壳单元进行分析,无法对 HIRENASD 实体模型进行分析。因此采用商业软件 NASTRAN 代替 TACS 在该算例中进行结构分析。商业软件 NASTRAN 在结构求解方面具备较高可信度,并且在结构设计中得到广泛应用。文中选取的有限元分析程序 TACS 求解精度也在相应文献[17]中进行过验证。采用 NASTRAN 充当精度验证的结构求解器,从一定程度上能对文中的气动分析方法以及插值方法进行验证。从图4可以看

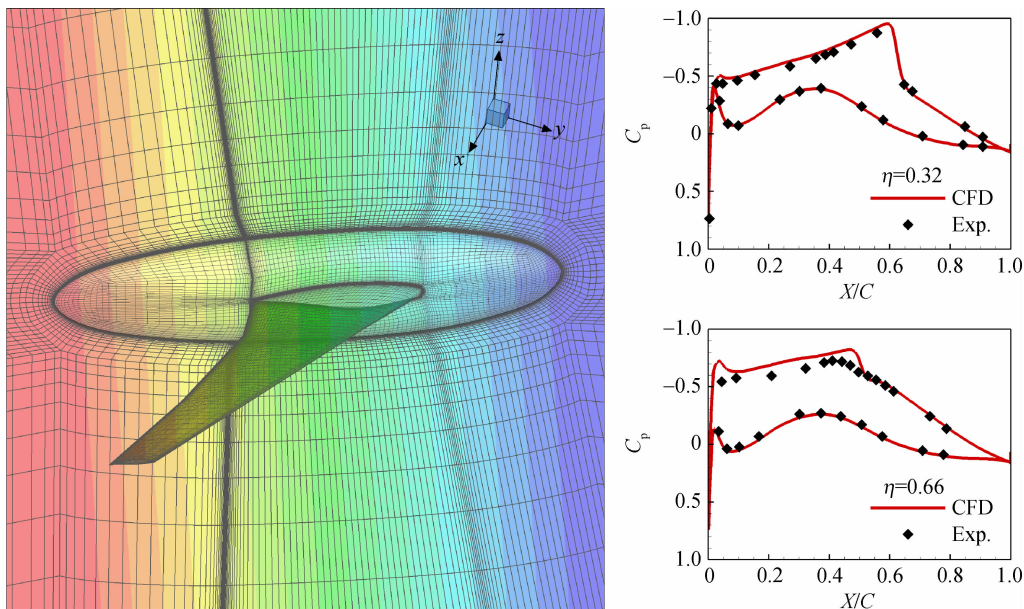


图 4 气动结构计算结果与实验对比

Fig. 4 Comparison of aerostructural simulation and experiment

出,在选取的 2 个典型剖面中,虽然外翼段计算得到的机翼前缘吸力峰值与实验存在一定差别;但是整体看来,气动结构数值分析结果与实验结果贴合较好。同时数值计算得到的翼稍挠度变形为 12.4 mm 与实验中^[23]测量得到的 12.5 mm 较为接近。综上,认为文中的气动求解以及插值方法能够正确反映气动结构耦合趋势。进一步,在板壳单元分析中,文中搭建的气动结构分析框架能正确捕捉气动结构耦合效应,给优化设计提供可靠的分析结果。

4.1.2 气动结构耦合梯度精度验证

为了验证文中气动结构耦合梯度求解精度,采用飞翼布局构型,对攻角、外形设计变量和结构设计变量进行梯度精度验证。该布局参考面积 S_0 为 720.26 m²。对应的计算状态为 $Ma=0.85$, $Re=1.72 \times 10^8$,巡航攻角(α)为 1.0°。参数化 FFD 控制体如图 5 左部分所示。对 7 类目标函数进行梯度精度验证,分别为阻力系数(C_d)、升力系数(C_l)、俯仰力矩系数(C_{my})、结构有限元质量(Mass)、上翼面蒙皮和长桁聚合得到的屈服应力函数(c_{KS0})^[24]、下翼面蒙皮和长桁聚合得到的屈服应力函数(c_{KS1})、翼肋和前后梁聚合得到的屈服应力函数(c_{KS2})。为了与伴随方法得到的梯度进行对比,采用有限差分方法对函数梯度的求解,步长变化范围为 10^{-12} 到 10^{-1} 。图 5 展示了有限差分不同步长求解得到的梯度与伴随方法求解得到梯度的相对误差绝对值变化。从图中可以看

出,随着有限差分步长的变化,相对误差先减小后增大。从相对误差的具体数值可以看出,在每个设计变量对应的最优步长上,相对误差均低于 10^{-3} ,即两种方法计算得到的梯度值相差不超过 0.1%,说明本文的梯度求解方法具备较高可信度,可以为优化算法提供可靠的搜索方向。

4.2 初始几何参数

图 6 展示了初始构型外形以及重心位置。初始构型平面形状取自 Boeing 800 座级客机的设计^[13]。该布局展长为 84 m,总长度为 44 m。整个外形被分为中心体和外翼两个部分。基于该平面形状,平均气动弦长(mean aerodynamic chord, MAC)为 25.7 m。重心位置为 40%MAC 处。采用 RAE2822 翼型进行展向剖面的配置。其中翼根相对厚度为 18%,翼稍为 10%,中间翼型相对厚度通过沿展向进行二次插值得到。在表 1 中对该布局的几何参数进行了汇总,其中参考面积为整个平面形状的投影面积。

4.3 气动结构一体化参数化

采用商业软件 Gridgen 进行 BWB 流场求解网格的制作。网格按照 O 型拓扑从物面发展到球形远场,远场距离为 25 倍展长,网格增长率为 1.15。巡航状态为 $Ma=0.85$,巡航高度为 10.67 km。为了保证边界层流动的求解精度,物面网格第一层保证 y^+ 小于 1,最后整个空间网格量大小为 220 万。图 7 展示了 BWB 构型物面和对称面网格。

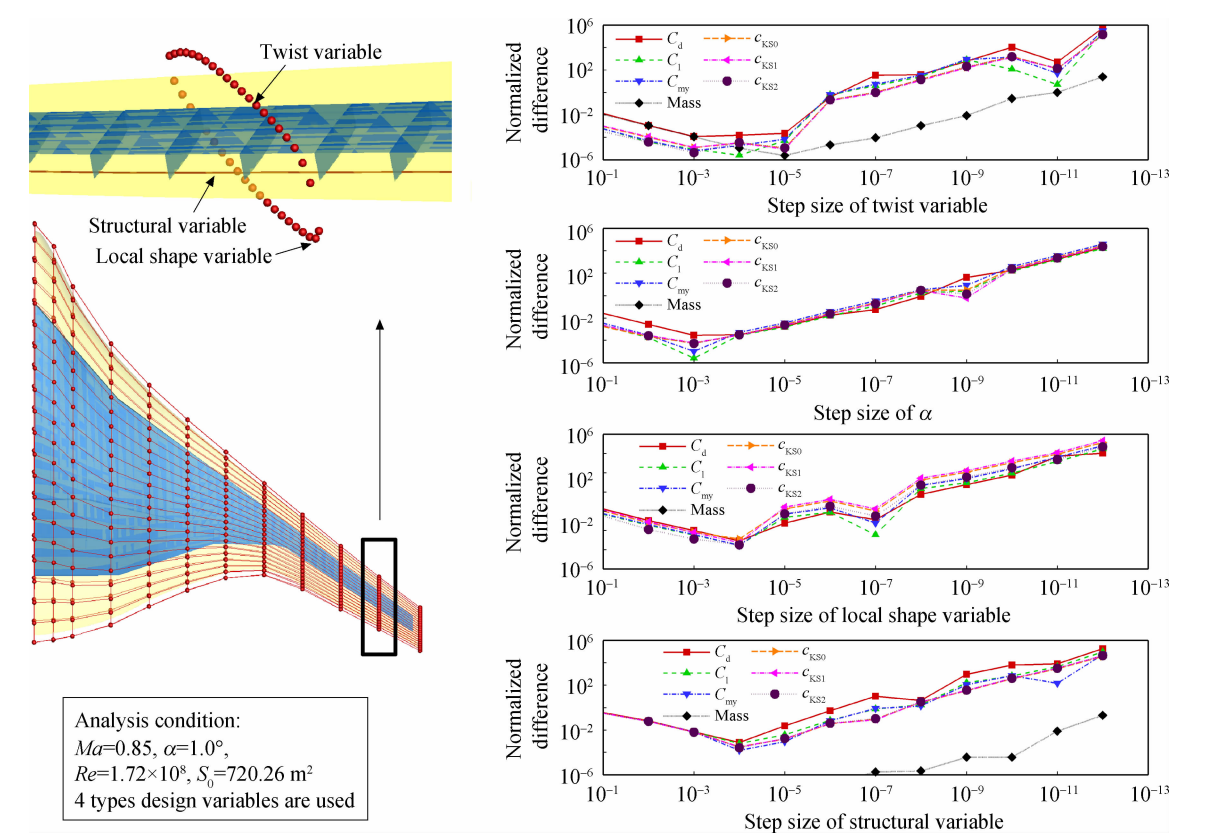


图 5 耦合导数求解精度验证

Fig. 5 Solution accuracy validation of coupled gradients

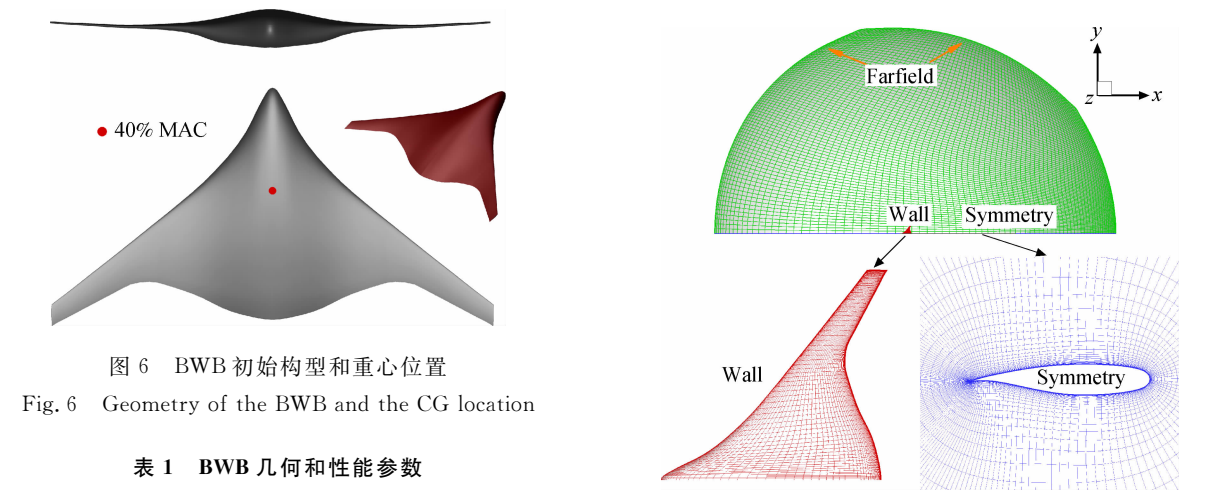


图 6 BWB 初始构型和重心位置

Fig. 6 Geometry of the BWB and the CG location

表 1 BWB 几何和性能参数

Table 1 Geometric and performance parameters for the BWB

参数		数值
几何参数	展长/m	84
	长度/m	44
	参考面积/ m^2	1440
	平均气动弦长/m	25.7
性能参数	巡航马赫数	0.85
	最大起飞质量/kg	373 306.5
	燃油质量/kg	96 614.6

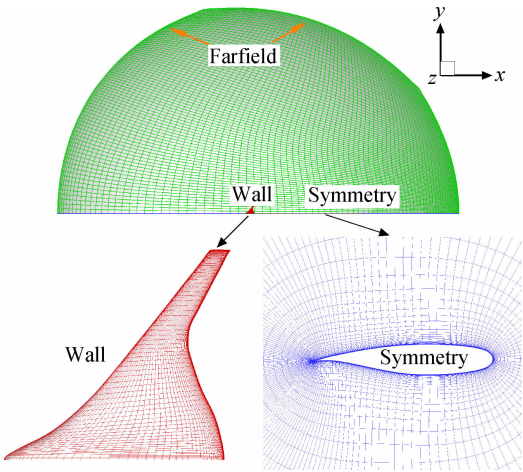


图 7 BWB 气动分析网格

Fig. 7 Aerodynamic mesh of the BWB

进一步基于当前网格拓扑对网格进行粗化和加密,额外得到两套不同网格量的网格,分别为 30 万和 800 万。采用文中的气动分析方法计算得到的典型剖面压力分布对比如图 8 所示(N 为网格数量)。从图中可以看出,3 套不同网格计算得到的压力分布形态整体贴合良好,但是在局部流动特征,比如激波位置、激波强度、流动二次加速等的捕捉上存在明显差别。220 万网格和 800

万网格在激波位置的捕捉上较为一致,激波强度存在一定差别。综合计算时间消耗和求解精度,可以认为在保证一定求解精度的前提下,选取 220 万网格作为后续的优化设计是合理的。

为了获得具有代表性的结构模型,以 Boeing 设计的第二代结构布置作为参考^[13]。该结构布置包括:前梁、后梁和加强梁。前梁在中心体和外翼交接处有一个拐折。中间的加强梁为了在外翼段给副翼和方向舵留出足够的安装空间,进行了

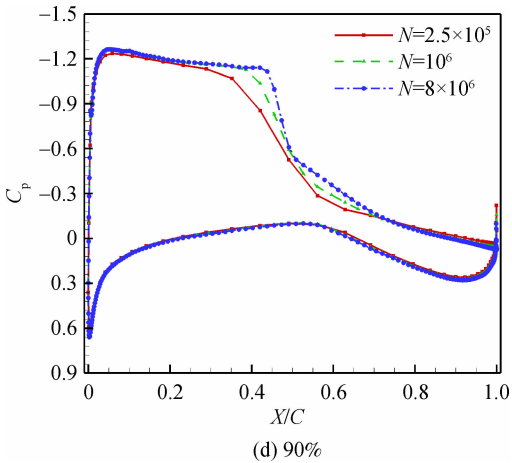
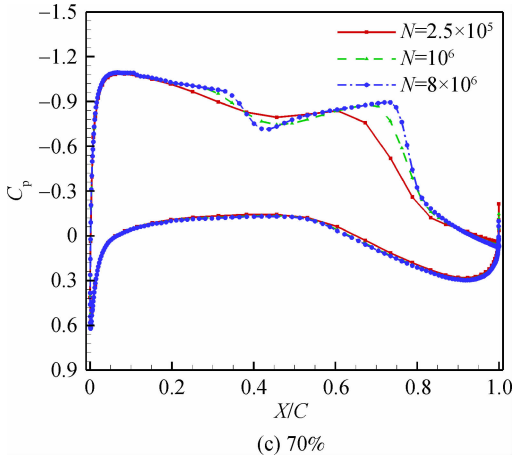
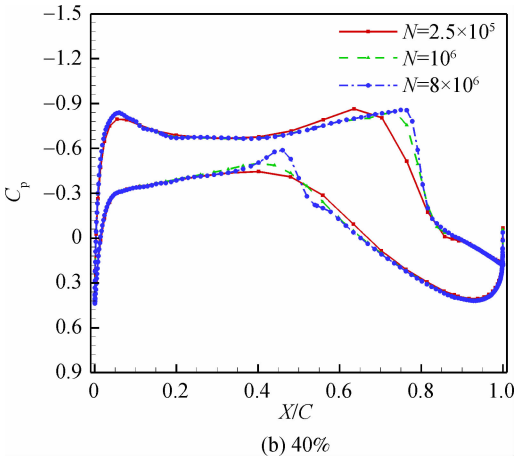
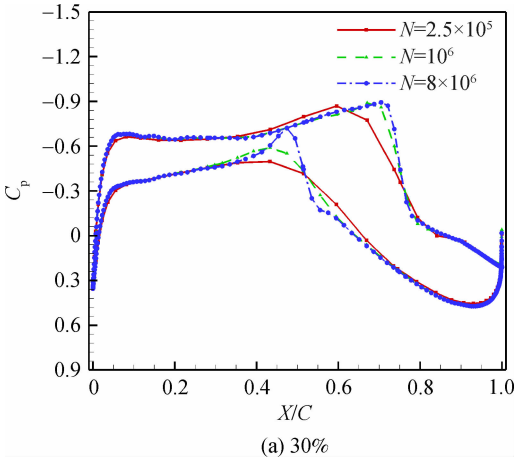


图 8 不同网格典型站位剖面压力分布
Fig. 8 Representative sections of the corresponding pressure coefficient distribution of different meshes

拐折,其他地方仍然保证直线。后梁放置在后机身处来传递发动机载荷。结构布置一共有 33 个翼肋,外翼段大多数翼肋均与中间加强梁垂直。中心体的肋条与自由来流方向垂直。在外翼段适当布置了高度为 25 mm 的长桁,如图 9 中的放大视图所示。图 9 中展示的有限元网格(FEM)包括 5562 个网格单元,4721 个网格节点,所有网格单元一共有 28 326 个自由度。结构材料采用 2024 铝合金,其材料特性如表 2 所示。

气动外形和结构模型的一体化参数化,决定了气动结构优化的设计空间。采用 FFD(free-form deformation)参数化技术对气动弹性系统进行参数化。FFD 参数化方法通过建立控制点与需要参数化物体的映射关系,然后依靠控制点的

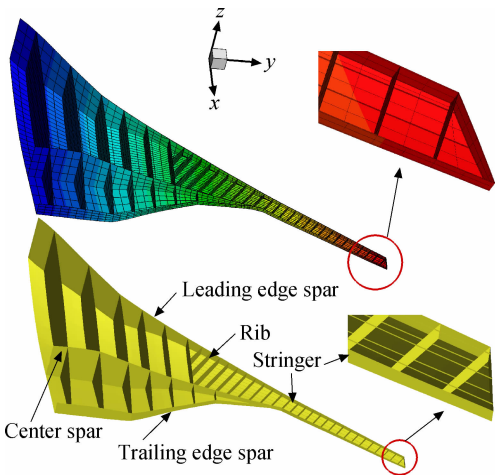


图 9 BWB 结构有限元模型和板壳单元网格
Fig. 9 Structural FEM and shell element mesh of the BWB

移动对包含的物体进行参数化。图 10 展示了 BWB 布局的 FFD 参数化控制框,气动表面网格和结构有限元网格同时包裹在 FFD 控制框内。在图 10 的放大视图中详细展示了外翼段结构模型和气动外形之间的相对位置关系。通过移动控制点,可以对气动外形和结构有限元模型进行扰动变形,保证气动弹性系统的协调性。

表 2 2024 铝合金材料特性

Table 2 Material properties of Aluminum 2024

参数	数值
弹性模量/GPa	72.4
泊松比	0.33
屈服应力极限/MPa	275
密度/(kg/m ³)	2780

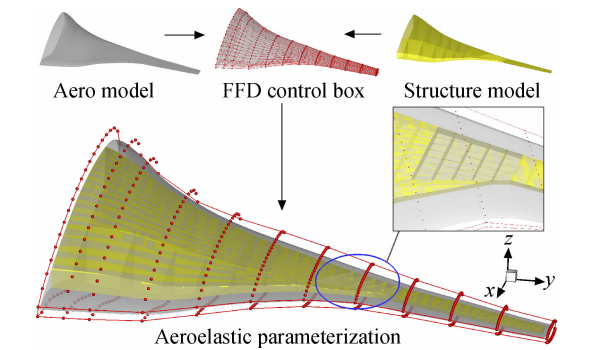


图 10 FFD 参数化控制框

Fig. 10 FFD control box

4.4 优化问题定义

4.4.1 目标函数

目标函数的选取对气动结构优化设计的结果有较大影响。在气动结构优化中,目标函数的选取比单独气动优化或者结构优化更具挑战。为了同时考虑气动和结构性能的变化,选取 Breguer 航程公式作为优化设计的目标函数,其表达式如下:

$$R = \frac{V}{c} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_1}{W_2}\right) \tag{15}$$

其中 R 为航程, V 为飞行速度, c 为单位推力耗油率, W_1 和 W_2 为初始和终了巡航质量。在优化过程中,发动机耗油率设定为常值 $0.054 \text{ kg}/(\text{N} \cdot \text{h})$,相应取值借鉴于 Boeing 777-200 的公开发动机数据^[25]。该公式可以同时考虑到 L/D 和 $\ln(W_1/W_2)$ 的变化以及两者之间的相互权衡。

在优化设计中,终了巡航质量 W_2 通过以下公式进行计算:

$$W_2 = (W_{\text{tog}} - W_{\text{structure}}) - 0.94W_{\text{fuel}} \tag{16}$$

其中 W_{tog} 为起飞点质量, $W_{\text{structure}}$ 为减小结构质量, W_{fuel} 为燃油消耗质量。

假定 6% 的燃油质量作为返场燃油,所以飞行过程中的燃油消耗为总油质量的 94%。减小的结构质量为初始结构质量减去优化之后的结构质量。采用式(15)作为多学科优化目标函数,虽然忽略了飞机在不同飞行状态的气动特性变化,但是由于该公式同时考虑到了气动升阻比和结构质量的变化对飞机宏观性能的影响,在国际上常作为气动结构多学科优化设计评价指标^[25-26]。所以本文主要采用巡航段气动特性和结构质量进行航程的估算,并评价优化设计结果的优劣。

4.4.2 设计变量

优化设计问题采用大量设计变量对气动外形和结构模型进行参数化,表 3 对所有优化设计变量进行了汇总。

表 3 BWB 气动结构优化设计变量汇总

Table 3 Summarization of design variables of BWB aeroelastic optimization

设计变量名称	数量
扭转角	12
外形	504
攻角	1
上蒙皮	47
下蒙皮	47
上翼面长桁	104
下翼面长桁	104
翼肋	43
梁	70

BWB 气动结构优化设计的几何和结构设计变量如图 11 所示,第一类设计变量由 FFD 控制体的控制点组成。一共有 504 个形状变量分布在上下翼面。大规模设计变量给优化算法提供了足够的自由度对初始构型进行改进设计。由于采用伴随方法进行梯度求解,因此梯度的计算量几乎与设计变量个数无关。

第二类设计变量为展向的剖面扭转角分布,一共采用 12 个剖面扭转角设计变量。剖面扭转角转轴位于机翼前缘,如图 11 所示。扭转设计变

量使得优化器可以通过控制展向升力分布减小诱导阻力,并且可以调整对结构质量影响较大的翼根弯矩。转角设计变量使得优化设计结果具备足够自由度满足升力与重力平衡要求。

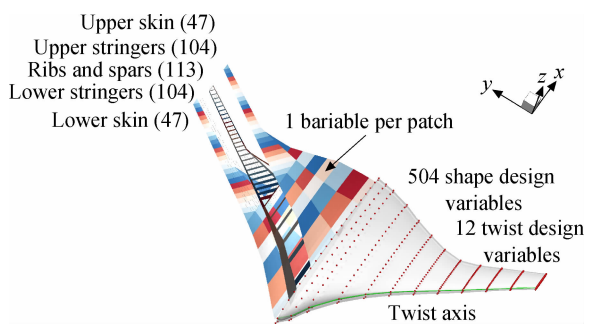


图 11 BWB 气动结构优化设计变量分布

Fig. 11 Design variables distribution of blended wing body aerostructural optimization

中心体的结构设计变量沿展向分为 6 个站位,沿弦向方向分为 3 个部分;同时外翼设计变量沿展向分为 20 块,每一块单独作为一个设计变量。上下蒙皮分别有 47 个设计变量。长桁通过翼肋进行分割,每两个翼肋之间的长桁作为一个单独的设计变量。前梁、中间加强梁和后梁的设计变量分布与长桁的分类方法一致。外翼段翼肋在每一个展向位置均作为一个设计变量,在中心体每个翼肋被分割为三个设计变量。整个优化设计问题的设计变量共 932 个。

4. 4. 3 设计约束

由于在优化过程中,优化算法会对任何数值模型中可能存在的缺陷进行逼近,所以需要针对优化设计问题进行详细约束才能获得满足物理条件的设计结果。为了简便起见,将优化设计约束分为三类:分别为几何约束、气动约束、结构约束,如表 4 所示。

首先,厚度约束添加在靠近的前缘的 1%当地弦长和靠近后缘的 99%当地弦长处,按照展向 12 个剖面,弦长 25 个厚度约束,一共添加 300 个厚度约束。厚度约束为优化过程中的厚度不低于初始厚度。这些添加的厚度约束保证了中心体能维持足够的装载空间以及油箱容积。前缘厚度约束保证缝翼的安装空间,后缘的厚度约束保证翼面后缘的可加工性。

通过引入升力约束来保证在飞行过程中飞机产生的升力能与重力平衡。

最后必须对结构的应力进行约束,才能获得

实际可供参考的结果。用于优化的结构模型一共包括 5562 个有限单元。对每个单元分别进行应力约束,将需要对每个约束进行伴随算子的求解,会带来极大的计算量消耗。为了节省计算量,通过 Kreisselmeir-Steinhauser (KS, 记为 c_{KS}) 凝聚函数^[24]将有限单元应力约束进行凝聚。KS 函数可以对一个单元集合中最大应力进行光滑估计并且可微分,因此可以与梯度优化框架进行较好的结合。在优化过程中添加 3 个 KS 凝聚约束对整个结构模型进行应力约束。分别为:上翼面蒙皮和长桁凝聚约束、下翼面蒙皮和长桁凝聚约束、梁和翼肋凝聚约束。由于文中采用的结构材料为 2024 铝合金,屈服应力极限为 275 MPa。为了保证结构应力低于应力极限,因此需要 KS 函数的值小于 1。气动结构优化问题共 305 个约束。

表 4 BWB 气动结构优化约束分布

Table 4 Aerostructural constraints of BWB

设计约束	参数	数量
几何	v/v_{init}	1
	t/t_{init}	300
气动	$L-W=0$	1
	下蒙皮和长桁: $c_{KS} \leq 1.0$	1
结构	上蒙皮和长桁: $c_{KS} \leq 1.0$	1
	翼肋和梁: $c_{KS} \leq 1.0$	1

4. 5 优化结果与讨论

表 5 展示了不同优化设计方法的优化设计结果。并行优化设计 (Opt C) 比内部结构固定的纯气动优化 (Opt A) 结构质量低 53%, 并且航程多 60.5%。当结构设计变量添加到优化流程之后 (Opt B), 航程明显提高。但是最终的串行优化设计结果仍然比并行优化设计结果结构质量高 8.3%, 航程少 8.4%。从阻力对比中可以看出, 纯气动优化 Opt A 比并行优化设计 (Opt C) 阻力低 10^{-4} , 经过串行优化之后 (Opt B), 阻力增加 10^{-4} , 性能低于并行优化设计结果。

为了进一步深入分析优化设计结果差别, 在图 12 中展示了不同优化设计结果在巡航状态上翼面压力云图。Opt B 在外翼中段等压线分布密集, 表明上翼面存在激波, 然而 Opt A 和 Opt C 上翼面等压线分布均匀, 接近无激波。在图 13 典型站位的剖面压力分布对比中可以看到更为明显的区别。

表 5 不同优化设计方法优化结果对比

Table 5 Comparison of different results optimized by different optimization methods

优化算例	阻力系数/ 10^{-4}	结构有限元质量/t	航程/km	升力系数	俯仰力矩系数	升阻比
Opt A	93.5	91.797	7272.5	0.2217	-0.083	23.71
Opt B	94.5	46.199	16862.7	0.2207	-0.079	23.35
Opt C	94.4	42.686	18414.2	0.2217	-0.102	23.49

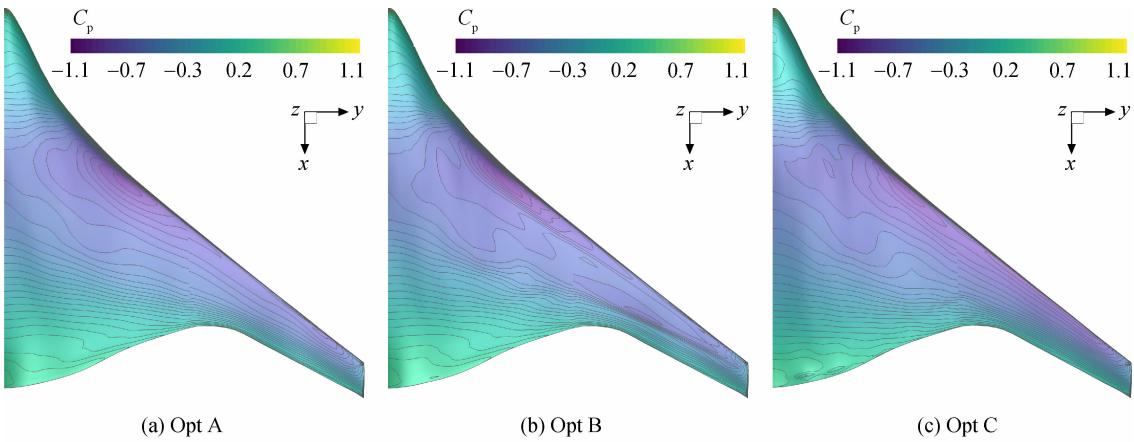


图 12 不同优化设计结果表面压力云图

Fig. 12 Pressure coefficient counter distribution of upper surface optimized by different optimization methods

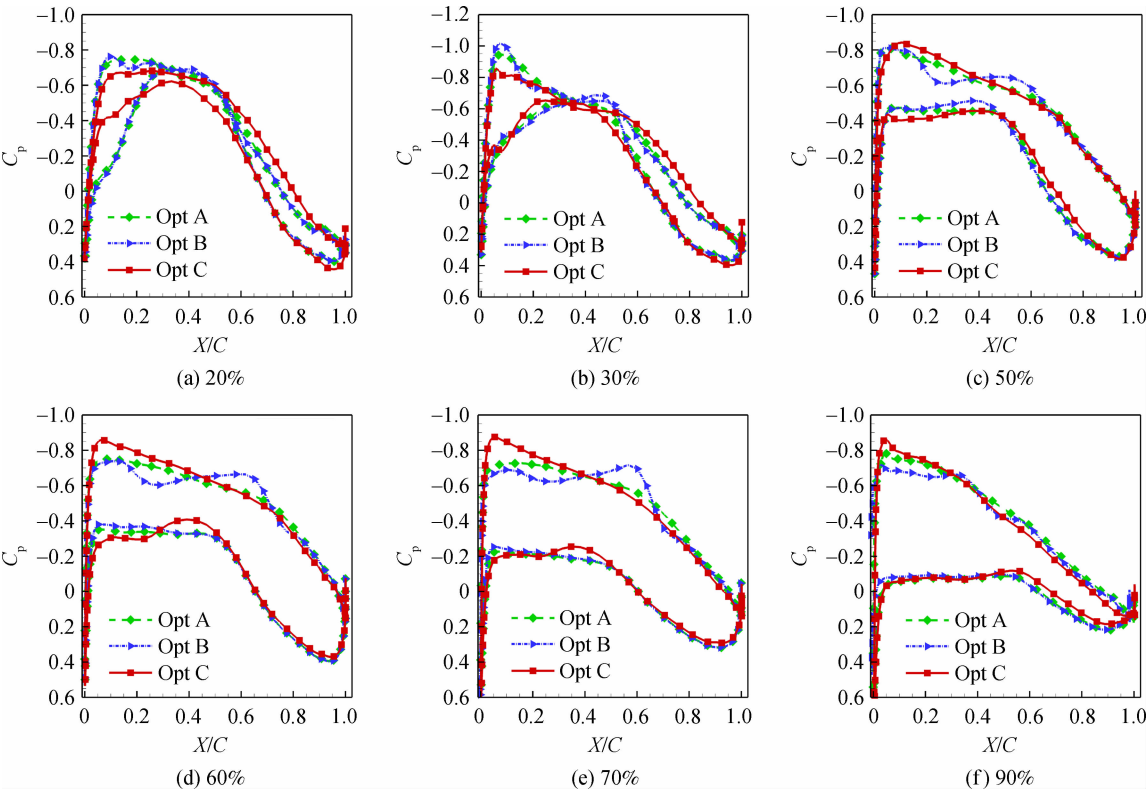


图 13 优化结果典型站位剖面压力分布

Fig. 13 Representative sections of the corresponding pressure coefficient distribution of the optimized results

巡航状态下不同优化结果展向升力分布(图 14,进一步解释了并行气动结构优化的优势。图中 y 轴表示单位化升力,通过当地剖面的升力系数除以飞机巡航升力系数得到。横轴为相对展向位置, b 为全机展长, y 为当地展向位置。从中可以看出,Opt A 与椭圆升力分布最为接近,诱导阻力最小。接着 Opt B 略微改变了展向升力分布,使得升力分布略微偏离椭圆分布,从而增加了诱导阻力。Opt C 使得载荷向内翼段移动,降低翼梢载荷。最后导致并行优化结果的升力分布与椭圆分布存在较大区别,降低了气动效率。但是翼梢载荷的减小,可以减小翼根载荷。为了承担相应的载荷可以使得结构尺寸更薄,从而结构质量更小。

图 15 展示了不同优化构型的展向挠度变形(η 为挠度)。三个优化结果均在翼梢获得了最大的挠度变形,Opt A 翼梢挠度变形最小,后续 Opt B 增加了 0.359m 结构变形,Opt C 呈现最大的翼梢挠度变形(在 Opt B 基础上变形增加 0.602 m),表明优化之后的结构刚度不断降低,侧面印证了图 16 中结构质量的变化。Opt A 结构厚度

最大(图 16(a)),挠度变形最小(图 15),结构应力冗余最大(图 17(a))。经过后续的结构优化之后(Opt B),大部分结构单元厚度被降低,但是为了抵抗外翼的压力载荷和弯矩,在中翼段对结构进行了明显的加强(图 16(b)),与 Opt A 相比应力冗余大幅减小(图 17(b)),但仍然满足 275 MPa 屈服应力约束。Opt C 通过气动和结构设计变量对气动和结构性能进行权衡,从而获得了对结构更有利的载荷分布,其结构厚度分布最薄(图 16(c)),应力冗余最小(图 17(c)),综合性能(航程)最佳。从以上的对比分析中可以看出,串行气动优化设计可以获得最优的气动性能和诱导阻力最小的载荷分布。其后的结构优化可以在最优气动外形下,进行充分的结构减重优化。由于前期气动优化过程中(Opt A)没有考虑载荷分布对结构质量带来的惩罚效应,导致后续的结构优化只能在相应的载荷分布特征下进行结构厚度分布优化,一定程度上限制了结构优化的效果。Opt C 通过外形设计变量和结构厚度分布,可以在优化过程中对气动和结构的耦合进行权衡,综合气动和结构特性,获得航程最大的设计结果。

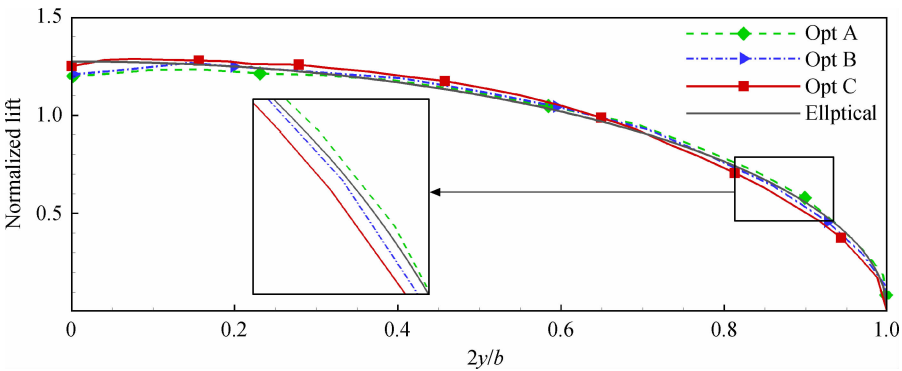


图 14 巡航状态下不同优化设计结果展向升力分布

Fig. 14 Span-wise lift distribution of different results on cruise point

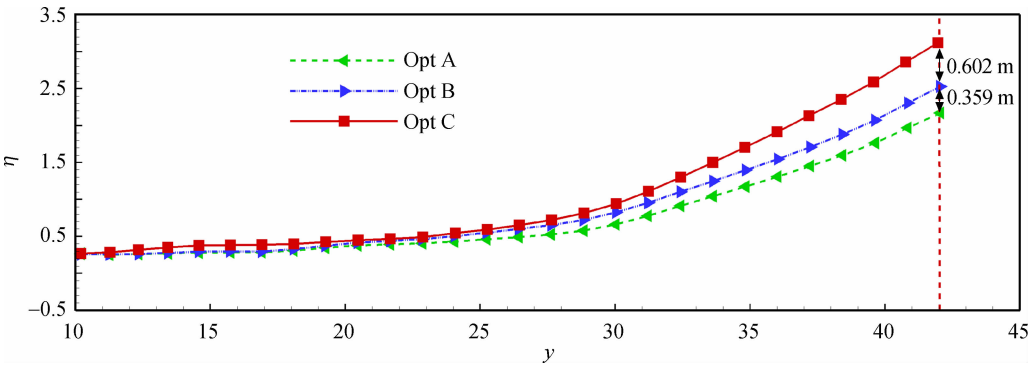


图 15 前缘展向变形

Fig. 15 Span-wise deformation of leading edge

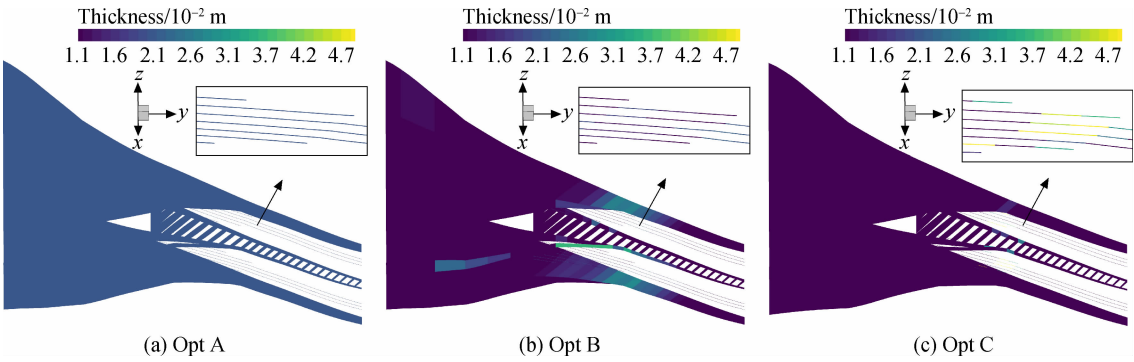


图 16 不同优化结果有限单元厚度分布
Fig. 16 Thickness distributions for each optimization design

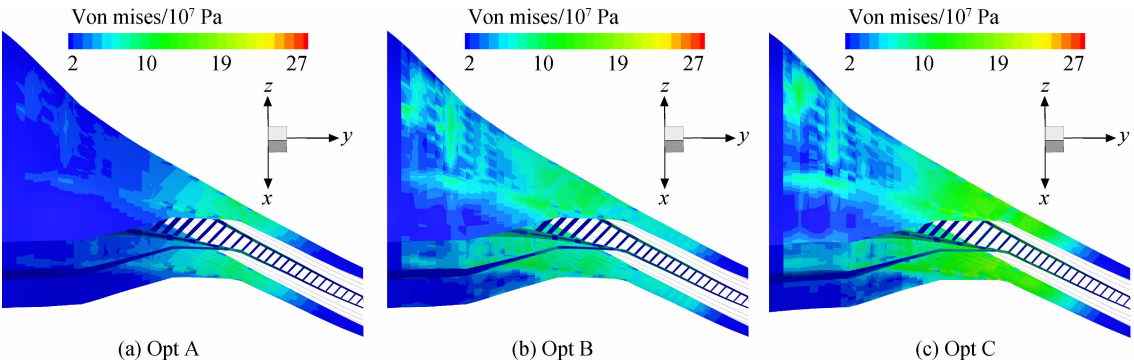


图 17 不同优化结果 Von mises 应力云图
Fig. 17 Von mises stress counter for each optimization design

5 结 论

为了对不同气动结构优化设计方法在复杂气动结构优化设计问题中的适用性及优缺点进行研究,本文发展了高可信度气动结构优化设计框架。包括高可信度气动结构分析工具,气动结构耦合伴随求解模块。通过采用 HIRENASD 模型对数值模拟方法进行了验证,计算得到的翼稍挠度变形与实验值仅存在 0.8% 的差别。进一步,采用有限差分方法计算的梯度与耦合伴随方程进行对比,在不同设计变量对应的最优差分步长上,两者的误差均低于 0.1%。表明文中的气动结构数值分析方法具备较高精度,耦合伴随梯度求解方法准确性高,可以对气动结构优化设计问题开展研究。

采用构建的优化设计框架对 BWB 布局飞行器进行串行/并行气动结构优化设计研究。结果表明,通过同时将气动外形设计变量和结构设计变量加入优化设计流程,可以获得明显的气动剪裁优化设计结果。在本文的研究中,并行优化与最终的串行优化相比获得 8.4% 的航程收益。收益主要来源于结构质量的降低,其主要原因为并行优化设计方法可以对结构质量和气动性能进行

综合权衡,削弱最优气动载荷分布给结构带来的惩罚效应。

由于文中选取的 BWB 飞行器结构刚度较大,串行/并行优化设计结果载荷分布的剪裁效应与大展弦比机翼存在差距。但是从研究结果中仍然可以推测,在下一代大展弦比飞行器的设计中并行优化设计将会发挥更大的优势,甚至成为大展弦比飞行器设计中不可缺少的设计手段。所以,下一步将对大展弦比机翼进行深入的并行气动结构优化设计研究,探讨该方法在不同约束条件下的收益。

参考文献:

[1] LEE J J, LUKACHKO S P, WAITZ I A, et al. Historical and future trends in aircraft performance, cost, and emissions[J]. Annual Review of Energy and the Environment, 2001, 26: 167-200.

[2] DE WECK O, AGTE J, SOBIESZCZANSKI-SOVIESKI J, et al. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization[R]. AIAA-2007-1905, 2007.

[3] NEWMAN J C, TAYLOR A C, BARNWELL R W, et al. Overview of sensitivity analysis and shape optimization for complex aerodynamic configurations[J]. Journal of Air-

- craft, 1999, 36(1): 87-96.
- [4] ROHL P, MAVRIS D, SCHRAGE D. Combined aerodynamic and structural optimization of a high-speed civil transport wing[R]. AIAA-95-1222-CP, 1995.
- [5] HU Tianyuan, YU Xiongqing. Aerodynamic/stealthy/structural multidisciplinary design optimization of unmanned combat air vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4): 380-386.
- [6] ZHANG Keshi, HAN Zhonghua, LI Wweiji, et al. Coupled aerodynamic/structural optimization of a subsonic transport wing using a surrogate model[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(6): 2167-2171.
- [7] WAN Zhiqiang, ZHANG Bocheng, DU Ziliang, et al. Aeroelastic two-level optimization for preliminary design of wing structures considering robust constraints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 259-265.
- [8] 徐兆可, 夏健, 高宜胜. 三维机翼气动结构多学科优化方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1065-1075.
- XU Zhaoke, XIA Jian, GAO Yisheng. Aero-structural multi-disciplinary optimization method for three-dimensional wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1065-1075. (in Chinese)
- [9] KENWAY G K W, KENNEDY G J, MARTINS J R R A. Scalable parallel approach for high-fidelity steady-state aeroelastic analysis and adjoint derivative computations[J]. AIAA Journal, 2014, 52(5): 935-951.
- [10] LIEM R P, KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization[J]. AIAA Journal, 2015, 53(1): 104-122.
- [11] BROOKS T R, MARTINS J R R A, KENNEDY G. High-fidelity aerostructural optimization of a high aspect ratio tow-steered composite wing[R]. San Diego, 57th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2016.
- [12] BURDETTE D A, KENWAY G K, MARTINS J R R A. Aerostructural design optimization of a continuous morphing trailing edge aircraft for improved mission performance[R]. Washington: 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2016.
- [13] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [14] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. SNOPT: an SQP algorithm for large-scale constrained optimization[J]. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2002, 12(4): 979-1006.
- [15] 陈颂, 白俊强, 史亚云, 等. 民用客机翼/机身/平尾构型气动外形优化设计方法研究[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3195-3207.
- CHEN Song, BAI Junqiang, SHI Yayun, et al. Aerodynamic shape optimization design of civil jet wing-body-tail configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(10): 3195-3207. (in Chinese)
- [16] 郭同彪, 白俊强, 李立, 等. 民用客机变弯度机翼优化设计[J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(1): 55-66.
- GUO Tongbiao, BAI Junqiang, LI Li, et al. The morphing trailing-edge wing optimization design of the civil aircraft[J]. Science Sinica Technologica, 2018, 48(1): 55-66. (in Chinese)
- [17] KENNEDY G J, MARTINS J R R A. A parallel finite-element framework for large-scale gradient-based design optimization of high-performance structures[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2014, 87: 56-73.
- [18] 刘深深. 气动力/热/结构多场耦合数据传递方法研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2014.
- LIU Shenshen. Study on the data interpolation methods of fluid-structure-thermal interaction problems [D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamic Research and Development Center, 2014. (in Chinese)
- [19] IRONS B M, TUCK, R C. A version of the Aitken accelerator for computer iteration[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1969, 1(3): 275-277.
- [20] LUKE E, COLLINS E, BLADES E. A fast mesh deformation method using explicit interpolation[J]. Journal of Computational Physics, 2012, 231(2): 586-601.
- [21] 黄江涛, 周铸, 刘刚, 等. 飞行器气动/结构多学科延迟耦合伴随系统数值研究[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 121731. 1-121731. 12.
- HUANG Jiangtao, ZHOU Zhu, LIU Gang, et al. Numerical study of aero-structural multidisciplinary lagged coupled adjoint system for aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 121731. 1-121731. 12. (in Chinese)
- [22] CHWALOWSKI P, HEEG J, WIESEMAN C D, et al. FUN3D analyses in support of the first aeroelastic prediction workshop[R]. AIAA-2013-0785, 2013.
- [23] CHWALOWSKI P, FLORANCE J P, HEEG J, et al. Preliminary computational analysis of the HIRENASD configuration in preparation for the Aeroelastic Prediction Workshop[R]. International Forum of Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD-2011-108, 2011.
- [24] KENNEDY G J, HICKEN J E. Improved constraint-aggregation methods[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2015, 289: 332-354.
- [25] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 144-160.
- [26] 杨体浩, 白俊强, 辛亮, 等. 考虑静气动弹性影响的客机机翼气动/结构一体化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 598-609.
- YANG Tihao, BAI Junqiang, XIN Liang, et al. Aerodynamic/structural integrated design for aircraft wing with static aeroelasticity effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 598-609. (in Chinese)