跨声速运输机机翼气动/结构优化 平台AeroStruct的发展及应用



张科施1,凌圣博1,韩忠华1.2

1.西北工业大学,陕西西安 710072

2.翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室,陕西西安 710072

摘 要: 跨声速运输类飞机由于机翼展弦比大,使得气动加载下机翼变形量大,气动/结构耦合效应明显,因而开展耦合优化 设计对提升飞机综合性能具有重要意义。本文研发了一种对该类机翼进行变可信度气动/结构耦合优化设计的自主软件平 台(AeroStruct),气动数值模拟可选用 N-S/Euler/全速势方程,结构数值模拟集成了结构有限元分析平台,气动/结构耦合分 析采用径向基函数插值方法进行数据传递,在自主开发的SurroOpt代理优化软件基础上集成分析模块,实现了考虑静气动 弹性效应的机翼气动/结构耦合优化设计。对uCRM-9标模机翼进行了包含76个设计变量的减重优化设计,最优方案比基 准机翼结构质量减小约13%,优化效果显著。

关键词:机翼设计;多学科优化设计;气动/结构耦合数值模拟;气动设计;结构设计

中图分类号:V221

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.04.007

先进机翼气动/结构耦合优化设计技术,采用高可信度 数值模拟并充分考虑气动与结构学科间的强耦合关系,是 未来航空飞行器提升综合性能的一项核心关键技术。尤其 对具有大变形特征的跨声速运输类飞机机翼设计来说,气 动/结构耦合多学科优化设计将成为未来必然选择。

机翼气动/结构耦合优化的研究始于20世纪70年代^[1]。 21世纪以来,随着多学科优化设计(MDO)技术和高性能计 算机并行计算能力的不断进步,在机翼气动/结构耦合优化 研究领域,高可信度耦合数值模拟、大规模设计变量优化、 高效全局优化算法等方面的研究不断取得突破。

首先,高可信度气动/结构耦合数值模拟研究不断深 入。高可信度耦合数值模拟是关系机翼气动/结构耦合优 化设计技术是否具有工程实用性的一项核心关键技术。国 内外研究机构在高可信度的"Navier-Stokes方程+有限元分 析"数值模拟^[2-6]以及高/中可信度的非对称数值模拟^[7-10]方 面取得重要进展,并在优化中考虑学科间相互影响——静 气动弹性^[2-10],进而考虑颤振^[11]。其次,高效Adjoint敏度分 析方法的发展,使得"维数灾难"问题得到缓解。机翼气动/

结构优化涉及上千个机翼外形和结构尺寸变量。由于数值 模拟非常耗时,使得"维数灾难"一直以来都是困扰机翼气 动/结构耦合优化的一个关键问题。气动/结构耦合Adjoint 敏度分析方法^[12]的提出大大减少了梯度求解的时间,为解 决机翼气动/结构优化的"维数灾难"问题提供了一条有效 的途径,使采用梯度优化算法的机翼设计的变量维数达到 上千量级^[13-15]。但是,梯度优化属于局部优化,容易陷入局 部最优,优化结果强烈依赖于初始方案。此外,高效全局优 化算法得到高度重视和快速发展。随着人们对全局优化、 离散/连续变量混合优化(如复合材料机翼结构设计)需求 的不断增加^[16],启发式算法开始用于机翼气动/结构耦合优 化^[17]。然而,该方法计算量巨大,因此,既能实现全局优化 又大大降低计算量的基于代理模型的优化算法(简称代理 优化)^[18-20]应运而生,并在机翼气动/结构耦合优化中应用日 益广泛^[8-9,21-24],已能实现上百个变量的机翼优化设计。

虽然机翼气动/结构耦合优化技术的研究已取得巨大 突破,但要全面走向工程应用,促进我国飞机设计技术的进 步,仅仅依靠通用的优化软件/程序是不够的,还需要发展

收稿日期: 2021-12-09; 退修日期: 2022-01-15; 录用日期: 2022-02-14 基金项目: 航空科学基金(2019ZA053004)

引用格式: Zhang Keshi, Ling Shengbo, Han Zhonghua. Development and application of Aerostruct, an aerodynamic/structural optimization platform for transonic transport aircraft wings[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(04):47-56. 张科施, 凌圣博, 韩宏 华. 跨声速运输机机翼气动/结构优化平台AeroStruct的发展及应用[J]. 航空科学技术, 2022, 33(04):47-56.

专门的机翼优化设计工具。由此带来的机翼优化参数化、 数据传递等应用技术的突破,还将大大降低其他布局机翼 气动/结构优化技术的研究成本。本文基于变可信度气动 数值模拟和结构有限元数值模拟方法,考虑静气动弹性效 应,结合SurroOpt代理优化软件,旨在研发一个可实现跨声 速运输机机翼气动/结构全局优化设计的平台,命名为 AeroStruct。

1 机翼气动/结构数值模拟方法

1.1 气动数值模拟

气动数值模拟可通过求解考虑边界层黏性修正的全速 势方程、Euler方程或N-S方程实现,分别依托于两款自主 发展的程序来完成,即WBCAero和PMNS3D。

WBCAero 是一款求解全速势方程的程序,同时考虑了 机身及机翼表面的黏性边界层影响。它集成了自动网格划 分功能,可以快速且较准确地预测机翼的升阻力系数。基 干有黏/无黏迭代的方法可以比较准确地模拟接近分离的 边界层流动,从而有效预测机翼的升阻特性。实践证明,对 巡航状态的运输机机翼气动分析,该方法的计算结果与N-S方程计算结果比较接近,而计算效率远高于N-S方程,是 一种适用于运输机机翼气动/结构耦合优化设计的快速方 法。PMNS3D程序^[25]可求解任意三维定常、非定常、可压 缩 Euler 方程及 N-S 方程。它包含丰富的湍流模型, 如零 方程的BL模型、一方程的SA模型及改进型、两方程的kω模型等。与全速势方程相比,PMNS3D提供了更加精确 的气动数值模拟方法,但由于网格量大且求解过程复杂, 因此计算效率较低,适用于优化过程中进行少量高可信度 气动/结构耦合数值模拟。不同可信度的气动数值模拟程 序可满足快速设计、高可信度设计及变可信度设计的不同 需求。

1.2 结构数值模拟

采用有限元方法,基于小变形假设对机翼进行线性静力分析,获得机翼在气动载荷作用下的位移。为在工程设计中满足与不同结构求解模型搭建接口的需要,本文气动/结构耦合数值模拟系统的结构求解器可选用商业软件Nastran或ANSYS。

ANSYS求解器可通过其独有的APDL语言方便、快捷 地实现有限元分析的整个流程,包括几何模型的建立、网格 划分、边界条件的施加、求解及结果后处理等。封装好的 APDL命令流对各类型的机翼均具有较好的适用性,能够 根据优化设计需求参数化地改变机翼部件厚度、翼型、平面 形状、结构布局等。本文在进行优化设计时,多采用 ANSYS作为结构求解器。Nastran是一种在工程领域广泛 采用的功能强大的结构分析软件。为满足不同对象的分析 需求,本文也将其集成到机翼气动/结构耦合优化设计平台 中。对于需要精细化设计的对象而言,应手动建立精细的 有限元模型,然后采用Nastran进行结构有限元分析。

本文建立结构有限元模型所用的几何模型由机翼气 动/结构一体化参数化程序生成。几何模型的形式分三种: 关键点模型、线框模型和完整的面模型。针对不同类型的 结构模型,本文发展的程序均提供了相应接口,可以高效地 实现机翼结构静力分析,获得机翼在气动载荷作用下的节 点位移和节点应力等,使程序具有更广泛的适用性。

1.3 气动/结构数据传递

气动/结构耦合分析基于"弱耦合方法"进行。"弱耦合 方法"的优点在于静气弹分析过程中可有效利用现有软件/ 程序,进行相对独立的学科分析。

由于气动、结构学科所采用的分析方法和计算网格不同,因此需要通过某种数据近似/插值方式,进行学科间的数据(气动分布力/结构节点变形)转换和传递。本文可通过两种方式来实现气动与结构学科间的数据传递:移置力矩的就近加载法(mnFM)、径向基函数插值方法(RBFs)。

移置力矩的就近加载法是基于力系数守恒原理,将计 算流体力学(CFD)数值模拟所获得的气动力传递至计算结 构力学(CSD)网格节点。由于通常CFD计算网格相较于结 构有限元分析网格更为密集,因此以结构有限元网格节点 为基础,在所有CFD网格点中搜索与之最近的气动网格节 点,将该节点三个方向的气动力移置到结构有限元模型网 格节点,并施加相应的移置力矩(见图1),从而在力系数守 恒的前提下实现气动力的传递。该方法简单高效,可快速 获得施加在各结构节点的气动力信息,但存在一定程度的 误差。

RBF方法^[26]是一种插值类方法,广泛应用于数据传递。 该方法首先通过气动节点信息和结构节点信息建立学科间



的插值模型,再根据初始域内需要传递的信息(如气动力、 节点位移等)求得目标域内对应的响应值。该方法误差小, 可实现高精度数据传递。RBF插值方法基于能量守恒原 理,认为在气动与结构的耦合界面上流体载荷(即气动力) 与固体力在界面位移上所做的虚功相等,即

$$\delta W = \left(\delta u_{\rm s}\right)^{\rm T} \cdot f_{\rm s} = \left(\delta u_{\rm f}\right)^{\rm T} \cdot f_{\rm f} \tag{1}$$

式中: δu_s 和 δu_f 分别为耦合界面上固体与流体的虚位移, f_s 和 f_f 分别为耦合界面上固体与流体的表面力。根据以上原理, 可以确定耦合界面固体与流体的虚位移关系和表面力关系为

$$\delta \boldsymbol{u}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{H} \cdot \delta \boldsymbol{u}_{\mathrm{s}} \boldsymbol{f}_{\mathrm{s}} = \boldsymbol{H}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{f}_{\mathrm{f}} \tag{2}$$

式中:传递矩阵 H 与 CFD 网格节点信息和结构有限元模型 节点信息相关。使用该方法进行数据传递时,需提供气动 分析获得的气动力信息及对应节点坐标、结构有限元网格 节点坐标及对应各坐标方向节点位移,用于构建传递矩 阵H。

1.4 气动/结构耦合数值模拟算例验证

本节基于标准CRM和HIRENASD机翼静气弹研究模型,对所发展的气动/结构耦合数值模拟程序进行了验证。

CRM模型^[27]由阻力预测研讨会(DPW)提出,其布局形 式由美国国家航空航天局(NASA)的亚声速固定翼空气动 力技术研究室和DPW共同研发,详细的气动设计则由波音 公司完成。它最初作为标准气动研究模型被提出,后逐渐 被学者发展成为静气弹研究模型。此构型包含机身、机翼、 尾翼和发动机短舱,本文所用的验证模型为其不含配平的 风洞试验模型,仅包含机身和机翼。CRM的风洞试验结果 来源于欧洲跨声速风洞(ETW),结构有限元模型来源于 DPW。CRM模型的CFD计算网格和结构有限元网格如图 2、图3所示。



图 2 CRM 模型的 CFD 计算网格 Fig.2 CFD grid of CRM model



Fig.3 Structural FEM grid of CRM model

由于CRM风洞试验模型刚度大,静气弹变形量极小, 通过本文的气动/结构耦合数值模拟计算,在迭代三次后分 析即达到收敛条件。静气弹收敛机翼压力分布计算与风洞 试验对比如图4所示。收敛后翼尖前缘的变形量为 14.9009mm,与试验值(15.45545mm)之间的相对误差为 3.72159%。表明本文对CRM模型的静气弹分析具有较高 的精度。

HIRENASD模型^[28-29]是由NASA的气动弹性预测研讨 会(Aeroelastic Prediction Workshop)提出的供学术界研究 的标准静气弹预测模型。HIRENASD模型的风洞试验由 德国亚琛工业大学在欧洲跨声速风洞(ETW)完成,拥有详 细的试验数据。该模型包含机翼和机身两部分,机翼为三 段式无扭转无上反机翼,机身为简化的修型鼓包,初始构型 为型架外形,HIRENASD模型的CFD计算网格和结构有限 元网格如图5、图6所示。

通过本文的气动/结构耦合数值模拟计算,经过4次迭 代后,静气弹分析达到收敛,获得了变形后的机翼外形。静 气弹收敛机翼压力分布计算与风洞试验对比如图7所示。 位于机翼展向0.95相对位置处的前缘变形为12.8mm,与试 验值(12.5mm)之间的相对误差仅为2.34%。表明本文对 HIRENAD模型的静气弹分析具有较高的精度。

基于以上两种标模机翼的静气弹数值模拟验证表明, 本文所发展的机翼气动/结构耦合数值模拟程序可行且精 度较高。关于数值模拟验证的详细论述见参考文献[30]。

2 AeroStruct:基于代理模型的跨声速机翼气动/结构耦合优化平台

2.1 SurroOpt代理优化工具箱

SurroOpt代理优化软件是西北工业大学韩忠华教 授^[18,31-32]团队开发的基于代理模型的通用优化工具,它可



Fig.4 C_p Comparison between computational and experimental data of the CRM wing ($C_L=0.5$, Ma=0.85, $Re=5\times10^6$)



Fig.5 CFD grid of HIRENASD model

以求解任意单目标、加权多目标、Pareto多目标的无约束、多 约束优化问题。该工具箱包含丰富的试验设计方法,如拉丁 超立方(LHS)、均匀设计(UD)、蒙特卡罗抽样(MC);包含丰 富的代理模型,如多项式二次响应面(PRSM)、Kriging模型、 梯度增强Kriging模型(GEK)、分层Kriging模型(HK)、径向 基函数(RBF)等;包含多种加点准则,如最小化代理模型预测



HIRENASD model

准则(MSP)、改善期望准则(EI)、改善概率准则(PI)、均方差 准则(MSE)和置信下界准则(LCB)等;包含多种子优化方 法,如Hooke-Jeeves模式搜索、拟牛顿梯度优化、序列二次规 划(SQP)、遗传算法等。SurroOpt经大量数值算例验证,已成 功应用于多个实际工程优化设计问题中。

2.2 机翼模型参数化方法

在机翼气动/结构耦合优化设计过程中,设计对象是机 翼的气动外形、结构布局及厚度参数,因此需要将机翼的气 动外形和结构布局通过参数表示。本文采用了一体化的气 动/结构参数化,一次计算同时获得参数化的机翼气动外形





和结构布局。AeroStruct平台参数化流程如图8所示:分为 气动外形参数化和结构参数化两大模块,基于同一输入文 件,各自提取所需信息进行计算,生成相应的外形数据文件 和结构线框模型。详细过程如下。

(1)气动外形参数化采用型函数/类函数变换方法 (CST)或PARSEC方法实现。在对三维机翼进行参数化的 过程中,首先通过二维参数化方法将机翼展向各剖面参数 化,再根据机翼平面外形参数(展弦比、后掠角等)参数化整 个机翼,最终获得由数据集描述的机翼气动外形。

(2)结构布局参数化可通过 ANSYS 的 APDL 语言编程,读入外形数据点及结构尺寸信息直接建模。也可以基于 CATIA 的 VBA 二次开发实现精细化建模:基于参数化机 翼气动外形,根据梁、肋等结构部件的位置、角度等信息生成结构部件的外轮廓;为了保证数据传输的精度,参数化后获得的是几何文件iges 格式的机翼结构线框模型。

2.3 基于代理模型的跨声速机翼气动/结构优化设计

平台——AeroStruct

基于 SurroOpt 代理优化软件及所开发的机翼气动/结 构耦合数值模拟系统,搭建机翼气动/结构耦合全局优化设 计平台。如图9所示,右侧为机翼气动/结构耦合数值模拟 的详细流程,这里不再赘述;左侧为完整的代理优化流程, 分为以下5步:(1)建立优化问题的数学模型,确定优化目





标和约束,确定设计变量及其上下界;(2)通过试验设计 (DOE)方法选取适当数量的初始样本点,通过气动/结构耦 合数值模拟程序计算初始样本点对应的响应值,响应值包 括机翼升力、阻力、力矩及结构质量、单元应力、最大位移 等;(3)根据初始样本点建立目标函数和约束函数的初始代





理模型;(4)在当前代理模型上进行子优化,通过加点准则 指导加入新的样本点,并由数值模拟程序计算响应值,加入 到样本点数据库中,用于更新代理模型;(5)在未达到优化 收敛条件时重复以上过程,达到最大样本点个数或代理模 型预测误差条件后终止迭代,优化结束。

3 uCRM-9标模机翼气动/结构耦合优化设计

3.1 优化问题描述

uCRM-9 (undeflected Common Research Model-9)模型是Brooks等^[33]在CRM机翼基础上设计的未变形机翼模型,即机翼型架构型。uCRM-9机翼扭转和上反特征复杂,与波音777客机的机翼相当,适用于机翼气动/结构耦合数值模拟研究及优化设计研究。uCRM-9模型包含机身、机翼和平尾,其构型如图10所示。



气动数值模拟采用全速势方程加黏性修正的方法,对 翼身组合体构型(不带平尾)进行气动力计算,计算状态为: *Ma*=0.85、定升力*C_L*=0.5、*Re*=5×10⁶;结构分析采用ANSYS 实现,翼根处施加位移约束;基于RBF插值方法进行气动/ 结构不同网格间的数据传递。蒙皮、前后梁腹板及翼肋组 成了承力翼盒,蒙皮、梁缘条和长桁组成的壁板承受了机翼 的大部分弯矩,在总体设计阶段,可将梁缘条和长桁厚度 "打扁"计入蒙皮厚度,以减少建模复杂度和分析计算 量^[34-35]。这里对机翼上下蒙皮厚度进行设计,其余部件厚 度保持不变。优化问题定义为

$$\begin{array}{ll} \min & W_{\text{wing}} \\ \text{s.t.} & \boldsymbol{\sigma} \leq [\boldsymbol{\sigma}] \\ & \delta_{\text{tip}} \leq [\boldsymbol{\delta}] \\ & C_L = 0.5 \\ & \boldsymbol{t} \in [t_{\min}, t_{\max}] \end{array}$$

$$(3)$$

式中: W_{wing} 为机翼结构质量; σ 为单元等效应力矢量,要求 满足[σ]所定义的材料等效许用应力(铝7000系列的最大 许用应力为4.12×10⁸Pa,安全因数取1.2); δ_{tip} 为翼尖变形; [δ]表示允许翼尖最大变形,为2.45m; C_L = 0.5通过定升力 计算实现;t为蒙皮厚度设计变量矢量:机翼蒙皮共划分为 43个区域,将外露部分每两个翼肋之间的蒙皮作为一个设 计区域(位于机身内部的中央翼部分不作为设计区域),共 38个设计区域,上下蒙皮共定义76个设计变量。采用KS 累积约束方法,按照上、下蒙皮及前、后梁、蒙皮划分累积区 域,将机翼的上万个单元应力约束分部件累积,生成5个累 积应力约束(机翼优化累积约束方法研究见参考文献[8])。

3.2 优化设计结果及分析

优化采用拉丁超立方采样获得设计空间内的152个初 始样本点,建立Kriging代理模型,利用EI+PI+LCB+MSP加 点准则在每轮优化迭代中并行加入7个样本点(其中EI两 个点、PI两个点、LCB两个点、MSP一个点),优化迭代终止 条件为优化加点达到最大样本点个数1000。

uCRM-9机翼气动/结构耦合优化迭代收敛历程如图 11所示。机翼结构质量在第一轮寻优后迅速下降至最优值 附近,而后缓慢降低,直至达到最大迭代步数,代理模型在 最优点处预测误差为0.00001063%。初始机翼结构质量 10944kg,优化后为9501kg,减重约13%,优化效果显著。





Fig.11 Convergence history of aero/structural optimization for the uCRM-9 wing

图12为优化后机翼上下翼面蒙皮厚度的展向分布及 与优化前厚度分布对比,其中纵坐标为厚度,横坐标代表由 翼根至翼尖划分的38个设计区域。优化设计前上下蒙皮 厚度由翼根至翼尖均匀减小,优化后翼根到翼尖上下蒙皮 厚度均先缓慢增加再减小。可以发现:通过优化设计减掉 的机翼结构质量大部分由翼根位置贡献,因此翼根位置蒙 皮厚度远低于初始设计厚度。这是因为:虽然靠近翼根处 机翼所受弯矩最大,但由于翼根剖面翼型相对厚度大,翼盒 的截面积大,因而应力水平较低;而靠近内外翼转折(Kink) 处的翼盒截面积相对翼根小,应力水平较高,故蒙皮最厚。 在大部分设计区域内,机翼下蒙皮厚度整体小于上蒙皮厚 度,是由于上蒙皮主要承受压应力和切应力,更容易失稳, 符合真实机翼特征。



图13为uCRM-9机翼最优方案的节点应力云图(左) 及压力云图(右),图14为机翼优化前后节点应力云图,图 15为优化前后y方向节点位移云图。通过以上计算结果可 以看出:对于基准机翼,由于翼根到翼梢蒙皮厚度采用简单 的线性递减方案,应力集中在机翼Kink偏外翼段的位置; 且整体刚度过大,导致翼尖挠度过小。而对于优化后的机 翼,上下蒙皮厚度分布更加合理(由翼根到翼尖呈非线性分 布),内翼段蒙皮厚度较基准方案减小,主承力区蒙皮厚度 有所增加。因此优化后机翼应力分布更加均匀,最大应力 位于靠近机翼机身连接处后缘位置。由于真实机翼翼根位 置通常布置加强肋,因此最大应力位于此处是可以接受的。 优化后的机翼在满足翼尖最大位移约束和升力系数约束的 前提下,获得了更合理的蒙皮厚度分布,减轻了结构质量。



4 结束语

本文基于变可信度机翼气动/结构耦合数值模拟程序, 发展了基于代理模型的机翼气动/结构高效全局耦合优化 设计平台 AeroStruct。对uCRM-9机翼包含76个设计变量 的气动/结构进行优化设计,最优方案相比于基准机翼结构 质量减小约13%,优化后的机翼上下翼面蒙皮厚度分布合



Fig.15 *y*-displacement contour of the uCRM-9 wing before and after optimization

理,符合真实机翼特征,验证了所发展的优化设计平台的正确性和有效性。本文研发的机翼气动/结构优化设计系统,为未来飞行器机翼优化设计和新型机翼设计技术探索提供了重要手段。

参考文献

- [1] Haftka R T. Optimization of flexible wing structures subject to strength and induced drag constraints[J]. AIAA Journal, 1977, 14(8): 1106-1977.
- [2] Martins J R R A, Alonso J J, Reuther J J. High-fidelity aerostructural design optimization of a supersonic business jet [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(3): 523-530.
- [3] Kenway G K W, Martins J R R A. Multi-point high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration
 [J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 144-160.
- [4] Ronzheimer A, Natterer F J, Brezillon J. Aircraft wing optimization using high fidelity closely coupled CFD and CSM methods[R]. AIAA 2010-9078, 2010.
- [5] Abu-Zurayk M, Brezillon J. Development and evaluation of adjoint approach for aeroelastic wing optimization[J]. New

Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics, 2013, 121: 59-66.

- [6] Ghazlane I, Carrier G, Dumont A, et al. Aerostructural adjoint method for flexible wing optimization[R]. AIAA 2012-1924, 2012.
- [7] Chittick I R, Martins J R R A. An asymmetric suboptimization approach to aerostructural optimization[J]. Optimization and Engineering, 2009, 10(1): 133-152.
- [8] Zhang K S, Han Z H, Gao Z J, et al. Constraint aggregation for large number of constraints in wing surrogate-based optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 59(2): 421-438.
- [9] 左英桃, 王晓鹏, 陈云, 等. 一种高效的 CFD/CSD 耦合飞行器 多学科优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(12): 2898-2904.

Zuo Yingtao, Wang Xiaopeng, Chen Yun, et al. An efficient method for multidisciplinary design optimization of aircraft based on CFD/CSD coupling[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2898-2904. (in Chinese)

- [10] 胡婕, 王如华, 王稳江,等. 客机机翼气动/结构多学科优化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 458-463.
 Hu Jie, Wang Ruhua, Wang Wenjiang, et al. Multidisciplinary optimization of transport wing aerodynamic/structural integrated design[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(4): 458-463. (in Chinese)
- [11] Jonsson E, Kenway G K W, Martins J R RA, et al. Development of flutter constraints for high-fidelity aerostructural optimization[R] AIAA 2017-4455, 2017.
- [12] Martins J R R A, Alonso J J, Reuther J J. A coupled-adjoint sensitivity analysis method for high-fidelity aero-structural design[J]. Optimization and Engineering, 2005, 6(1): 33-62.
- [13] Brooks T R, Kenway G K W, Martins J R R A. Undeflected common research model (uCRM): an aerostructural model for the study of high aspect ratio transport aircraft wings[R]. AIAA 2017-4456, 2017.
- [14] 黄江涛, 刘刚, 高正红, 等. 飞行器多学科耦合伴随体系的现状与发展趋势综述[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 6-29.
 Huang Jiangtao, Liu Gang, Gao Zhenghong, et al. Current situation and development trend of multidisciplinary coupled adjoint system for aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica

Sinica, 2020, 41(5): 6-29. (in Chinese)

[15] 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. (in Chinese)

- [16] 赵占文,苏雁飞,崔勇江.变刚度复合材料层压板的轴压稳定 性优化研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(8): 57-61.
 Zhao Zhanwen, Su Yanfei, Cui Yongjiang. Buckling optimization study on variable stiffness composite laminate under compression load[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(8): 57-61. (in Chinese)
- [17] 宋倩, 万志强. 飞翼式客机机翼气动/结构综合优化方法研究
 [J]. 民用飞机设计与研究, 2018(4): 6-14.
 Song Qian, Wan Zhiqiang. Aerodynamic /structural integrated design for the wing of flying wing airliner[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2018 (4): 6-14. (in Chinese)
- [18] 韩忠华. Kriging模型及代理优化算法研究新进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.

Han Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)

- [19] Yondo R, Andres E, Valero E. A review on design of experiments and surrogate models in aircraft real-time and many-query aerodynamic analyses[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 96: 23-61.
- [20] 张阳,韩忠华,柳斐,等.高超声速飞行器宽速域翼型高效多
 目标优化设计方法研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11):
 14-24.

Zhang Yang, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Efficient multiobjective shape optimization method of hypersonic wide-machnumber-range airfoil[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 14-24.(in Chinese)

 [21] 张科施, 韩忠华, 李为吉, 等. 一种考虑气动弹性的运输机机 翼多学科优化方法[J]. 空气动力学报, 2008, 26(1): 1-7.
 Zhang Keshi, Han Zhonghua, Li Weiji, et al. A method of coupled aerodynamic/structural integration optimization for transport-wing design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26 (1): 1-7. (in Chinese)

- [22] Klimmek T, Schulze M, Abu-Zurayk M, et al. CPACS-MONA: an independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations[C]//International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD 2019, 2019.
- [23] Goertz S, Ilic C, Jepson J, et al. Multi-level MDO of a longrange transport aircraft using a distributed analysis framework [R]. AIAA 2017-4326, 2017.
- [24] Wunderlich T, Daehne S, Heinrich L, et al. Multidisciplinary optimization of an NLF forward swept wing in combination with aeroelastic tailoring using CFRP[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2017, 8: 673-690.
- [25] Han Z H, He F, Song W P, et al. A Preconditioned multigrid method for efficient simulation of three-dimensional compressible and incompressible flows[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(4): 289-296.
- [26] Armin B, Holger W. Multivariate interpolation for fluidstructure-interaction problems using radial basis functions[J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(2): 125-134.
- [27] Vassberg J, Dehaan M A, Rivers S M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies[R]. AIAA 2008-6919, 2008.
- [28] Reimer L, Braun C, Chen B H, et al. Computational aeroelastic design and analysis of the HIRENASD wind tunnel model and tests[C]// International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IF-077, Stockholm, 2007.
- [29] Wieseman C, Chwalowski P, Heeg J, et al. Structural dynamics modeling of HIRENASD in support of the aeroelastic prediction workshop[C]// 54th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structure Dynamics, and Materials Conference, Boston, Massachusetts, 2013.
- [30] Ling S B, Zhang K S, Han Z H, et al. Evaluation and validation of aeroelastic analysis program for the "AeroStruct" wing optimization platform[C]//32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Shanghai, 2021.
- [31] Han Z H. SurroOpt: a generic surrogate -based optimization code for aerodynamic and multidisciplinary design[C]//30th

Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2016.

- [32] 韩忠华,许晨舟,乔建领,等.基于代理模型的高效全局气动 优化设计方法研究进展[J].航空学报,2020,41(5):30-70.
 Han Zhonghua, Xu Chenzhou, Qiao Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 30-70. (in Chinese)
- [33] Brooks T R, Kenway G K W, Martins J R R A. Benchmark aerostructural models for the study of transonic aircraft wings[J]. AIAA Journal, 2018, 56(7): 2840-2855.
- [34] Kim Y, Lee D H, Kim Y, et al. Multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA 2002-5408, 2002.
- [35] Wakayama S, Kroo I. The challenge and promise of blendwing-body optimization[R]. AIAA 98-4736, 1998.

Development and Application of AeroStruct, an Aerodynamic/Structural Optimization Platform for Transonic Transport Aircraft Wings

Zhang Keshi¹, Ling Shengbo¹, Han Zhonghua^{1,2}

1. Northwestern Polytechnical University, Xi' an 710072, China

2. National Key laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Xi'an 710072, China

Abstract: As their aspect-ratios are high, the transonic aircraft wings exhibit geometrically nonlinear behavior so that it cannot be neglected. The advances in Multidisciplinary Design Optimization (MDO) have enabled optimizations of aircraft wings using high-fidelity simulations of coupled aerodynamic and structural behavior. This work aims to establish an aero/structural design optimization platform for the transonic wings, which is meaningful for promoting aircraft design technology. In the "AeroStruct" platform, the codes of Navier-Stokes (N-S), Euler, full-potential equations are available for the aerodynamic simulations, NASTRAN and ANSYS platforms are possible for the structural finite element analysis, and the Radius Basis Function (RBF) is realized for interpolation of fluid/structural interaction. The in-house code "SurroOpt", as a tool of surrogate-based optimizations, is used to perform wing aero/structural global optimization. Our platform is preliminarily validated by an uCRM-9 wing optimization problem with 76 design variables, in which the wing structural weight is reduced by 13% with the limitation of some aero/structural constraints.

Key Words: wing design; multidisciplinary design optimization; CFD/CSD coupling numerical simulation; aerodynamic design; structural design