气动结构串行优化技术研究

李典^{1,*},梁益华¹,刘峰博¹,周磊¹,王怡星² 1.航空工业西安航空计算技术研究所 气动数值模拟航空重点实验室,陕西西安 710065 2.西安交通大学航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室,陕西西安 710049

摘 要:针对飞行器工程型号发展中的气动结构优化设计需求,提出和讨论了一种气动结构串行优化策略,将气动结构耦合 优化问题分解成了气动外形优化和多工况下保持巡航气动性能的结构尺寸优化两个串行子问题。基于自研工具和商业软件 MSC Nastran 建立了全自动的面向工程应用气动结构串行优化能力。开展了 CRM-WB和 HIRENASD 机翼气动结构优化 设计,同时取得了减阻和减重收益。结果表明所提策略具备一定的工程实用性,可在某种程度上解决飞行器型号发展中的 气动结构优化设计需求。

关键词:气动结构,串行优化,伴随,气动弹性,型架

中图分类号:V221.3 文献标识码:A

飞行器设计涉及气动、结构、控制、噪声、推进系统等众 多学科,最终的飞行器设计方案是各学科间反复迭代和权 衡后的结果。随着计算资源的不断丰富,以优化驱动的基 于数值模拟的气动外形和结构优化设计技术取得了长足进 步并大量应用于飞行器型号发展^[1~5]。但上述方法多集中 于单学科优化或基于低保真度物理模型的多学科优化。基 于高保真度物理模型的多学科耦合数值分析和优化 (MDAO),仍是飞行器型号发展中亟需解决的重大需求,是 国内外一个重点研究方向,其中机翼气动结构耦合优化设 计尤为迫切^[1-9]。

对大展弦比机翼这类气动结构耦合效应明显并且设计 变量较多的工程气动结构耦合优化问题,无论是采用全局 类还是梯度类优化方法均对优化问题和/或气动结构耦合 分析做出适当简化,如采用多级分层优化策略、采用代理模 型、采用学科独立设计变量等。这些简化的主要目的在于 合理地忽略气动结构之间的部分耦合或以一种更经济的方 式计入气动结构耦合效应,以减少计算量或减少优化问题 (如气动结构耦合伴随优化问题)构造求解难度,从而增强 气动结构耦合优化方法面对工程问题时的可行性或实 用性。

基于上述考虑,本文开展了气动结构串行优化技术研 究,通过引入型架设计将气动结构耦合优化问题分解成了

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.007

气动外形优化子问题和多工况下保持巡航气动性能的结构 尺寸优化两个串行优化子问题。针对两个子问题采用"分 而治之"策略,利用各自领域成熟方法予以解决。利用自研 非结构伴随气动外形优化系统和商业软件MSC Nastran,建 立了全自动的面向工程应用气动结构串行优化平台,平台 继承了二者所有功能特性,并开展了 CRM-WB 和 HIRENASD机翼气动结构综合优化设计,取得了减阻减重 结果,验证了方法的有效性。

1 气动结构串行优化策略

图1为气动结构串行优化策略。该策略以初始巡航气 动外形和相对应的结构模型为输入,依次经巡航气动优化、 基于结构尺寸的巡航结构减重优化和型架设计得到最优的 巡航气动外形和结构型架模型。并且为了保证结构减重优 化初始巡航结构模型与优化后巡航气动外形一致,对二者 进行了匹配,即策略中的"气动结构匹配"环节,以保证巡航 结构外形忠实跟随巡航气动外形变化而变化。

此策略中型架设计是在优化层面体现气动结构耦合 效应的重要一环,其目的在于找到型架结构模型,其在巡 航状态下能变形到既定的巡航结构模型、从而保证所期 望的巡航气动性能。这样,在优化设计层面上将气动结

收稿日期:2019-08-13;退修日期:2019-08-23;录用日期:2019-08-30 *通信作者.Tel.:029-89186397 E-mail:dian.li@hotmail.com

引用格式: Li Dian, Liang Yihua, Liu Fengbo, et al. A sequential strategy for aero-structural optimization [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09):47-55. 李典,梁益华,刘峰博,等. 气动结构串行优化技术研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09):47-55.



构耦合优化问题分解成了两个串行优化子问题:巡航工况下气动外形优化子问题和多工况下保持巡航气动性能的结构减重优化子问题。这两个子问题都具有工程可行解决方案和工具。于是可通过集成经过系统验证确认的工具,快速形成应用能力。本研究中利用了自研非结构伴随气动外形优化系统和MSC Nastran 基于敏度的结构尺寸优化模块。

另一个重要组成部分是静气动弹性求解系统,广泛应 用于"极限载荷计算""气动/结构载荷插值""型架设计"和 "性能评估"等环节。为气动结构优化设计提供基于计算流 体力学(CFD)和CSM的高保真度气动结构耦合模拟。



图1 气动结构串行优化策略

Fig.1 Proposed sequential strategy for aero-structural optimization

2 非结构伴随气动外形优化系统

非结构伴随气动外形优化系统基于自研非结构CFD 求解器和对应的离散伴随求解器构建,其中优化算法采用 序列二次规划(SQP)方法、几何设计变量采用自由型变 (FFD)几何参数化变量、空间网格更新采用线弹性体方法, 整体如图2所示。系统能够处理多种气动约束和几何约 束,具备多点、多目标和多约束气动外形优化设计能力,相 关应用可见参考文献[10]和参考文献[11]。



图2 非结构伴随气动外形优化系统 Fig.2 Unstructured adjoint based aerodynamic shape optimization system

自研非结构CFD求解器在四面体、六面体、三棱柱、金 字塔等单元类型组成的混合非结构网格上采用基于格点的 二阶有限体积法求解守恒形式的雷诺平均Navier-Stokes 方程和Spalart-Allmaras(SA)湍流模型方程。其中无黏通 量离散采用Roe格式,并通过Burg的U-MUSCL^[12]解重构 方法来实现二阶精度。重构中限制器采用Venkatakrishnan 限制器,梯度计算采用Green-Gauss方法。黏性通量离散 采用中心格式。定常时间离散采用点隐式雅克比方法,非 定常时间离散采用双时间法。针对大规模模拟问题发展了 基于区域分解和MPI的高效并行求解技术。

针对上述非结构 CFD 求解器和线弹性体网格变形求 解,分别开发了相应的流场离散伴随方程和网格离散伴随 方程求解系统,按照相应空间离散格式严格线化、精确构造 雅克比系数矩阵。对所得方程采用广义最小残值(GMRes) 方法并行求解。

此外,优化系统中的FFD几何参数化工具还用于串行 策略中的气动结构匹配。

3 静气动弹性求解系统

通过如图3所示的松耦合方式组织自研非结构CFD求 解器和MSC Nastran进行静气动弹性模拟,其中CFD空间 网格更新采用前文所提的线弹性体空间网格更新器。流固 耦合界面数据交换方面,考虑虚功原理、采用径向基函数 (RBF)方法完成流固界面间气动载荷和结构变形高精度 映射。



图3 静气动弹性松耦合模拟 Fig.3 A loose manner for static aeroelastic simulation

针对工程应用中的复杂界面映射情形,发展了分区 映射、RBF基集合精选技术和增量矩阵并行求逆技术相 结合的策略,通过合理规模基点快速合理地完成耦合界 面数据映射,在保证耦合界面数据插值精度的同时提高 效率和增强程序的鲁棒性,提供了工程实用的气动/结构 耦合界面映射技术。更多技术细节和验证确认结果见参 考文献[13]。

4 型架设计

为确保串行优化输出型架外形在计入静气动弹性影响 后的巡航状态气动性能即为最优的巡航气动性能,发展了 适用于工程应用的机翼型架构型设计方法,如图4所示。 主要流程为:(1)输入巡航外形作为目标巡航外形。(2)静气 弹卸载得到结构弹性变形引起的扭转角α₁,进而得到初始 型架外形。(3)基于机翼型架外形,进行静气动弹性分析,得 到一个巡航外形和静气动弹性变形引起的剖面扭转角α₂。 (4)比较(2)和(3)的扭转角分布。若满足收敛条件则停止 迭代,此型架外形为最终的型架外形,否则执行后续流程。 (5)对初始型架外形进行扭转角修正,得到新型架外形。(6) 转到(3)开始新一轮迭代直到计算收敛。

图5和图6给出了上述方法应用于某机翼型架设计的 结果。图5给出了初始型架和最终设计型架的展向扭转角 分布。图5同时对比了巡航状态下型架因气动弹性变形后 的扭转角分布与目标巡航外形的扭转角分布。二者基本重 合,验证了上述型架设计方法的有效性。图6对比了巡航 状态下两个典型截面上的压力分布。可见设计型架因气动 弹性变形后能保证所期望的巡航气动性能。





图 6 某机翼型架设计结果(压力分布对比) Fig.6 Jig shape design result (Comparison of pressure distributions)

5 气动结构串行优化结果

开展了CRM-WB和HIRENASD翼身组合体构型机翼 的气动结构串行优化。所有优化均在航空工业大型计算中 心西安分中心高性能计算集群上采用96核并行执行,控制 在24h内完成。

5.1 CRM-WB 结果

5.1.1 优化问题说明

CRM-WB机翼气动结构优化问题为翼身组合体构型 减阻和机翼结构减重优化,具体见表1。

所用240个几何设计变量为图7右侧机翼红色FFD控制点的z向位移,144个厚度约束施加在图7中左侧机翼蓝 色点处。

	物理量	说明	数量	
口仁之物	C_D	阻力(Ma=0.85, Re=5×10 ⁶)	- 2	
日桥图剱	W	机翼重量		
	α.	迎角	1	
	Ζ	FFD 控制点z 位移	240	
设计变量	η	机翼剖面扭转角	10	
	气动设计变量总	251		
	h	典型板壳分区厚度	240	
	$C_L = 0.50$	升力系数	1	
气动约束	$ C_{my} {\leqslant} C_{my0} $	俯仰力矩系数	1	
	$ C_{mx} {\leqslant} C_{mx0} $	滚转力矩系数	1	
	$t \ge t_{\text{base}}$	最小厚度约束	144	
	气动约束总数	477		
	$h \ge h_{\min}$	板壳最小厚度约束	240	
结构约束	$\sigma \leq \sigma_{\max}$	强度约束	360	
	结构约束总数	600		

表1 CRM-WB机翼气动结构串行优化定义

Table 4	O		£	
rable r	Optimization	specification	for the	wing case



图7 CRM-WB机翼优化几何设计变量和厚度约束 Fig.7 Geometric design variables and thickness constrains for the case of CRM-WB wing

CFD计算网格采用非结构混合网格,网格节点总数约为390万。

机翼所用材料为7000系铝合金产品,结构模型含前梁、后梁、翼肋及蒙皮,都采用板壳有限元单元,可参考图8 和文献。将机翼有限元模型分为了240个子区,选用各子 区板壳厚度作为结构设计变量,对应的初始厚度分布如图8 所示,优化中允许最小厚度为3mm。



Fig.8 Initial thickness distribution for the case of CRM-WB wing(Unit:m)

5.1.2 优化结果

表2对比了优化前后的气动力系数和机翼结构重量。 经优化CRM-WB升阻比提高了约2.4%,机翼重量减小约 6.63%。优化过程中升力约束得到了保证。

表2 CRM-WB机翼气动结构串行优化结果 Table 2 Optimization results of CRM-WB wing case

构型	CL	CD	K	$\Delta K / \%$	W/kg	$\Delta W / \%$
初始	0.5	0.025367	19.71	2.4	4635	(()
优化	0.5	0.024776	20.18	2.4	4329	-0.03

图9对比了优化前后表面压力分布和机翼上8个站位 (从翼根到翼梢依次为Eta=0.131,0.283,0.397,0.502,0.603, 0.727,0.846,0.95)处的压强系数分布。从表面压力分布云 图可以看出优化后机翼上表面激波得到明显的消除或减 缓,后缘压力等值线呈平行分布,较好地符合民机机翼设计 的一般要求^[5]。通过各站位压力系数分布可进一步看出优 化后所有站位处前缘吸力峰值略有提高,除翼梢外其他站 位处压力分布形态趋于无激波形态,并且外翼上压力分布 一定程度上保持了较好的负压平台。



Fig.9 Comparison of surface pressure distributions for CRM-WB wing case with and without optimization

结构减重优化后所得结构的板壳厚度分布如图10所示,较好地符合了强度和最小厚度约束。优化后结构在 2.5g及-1g工况下静气弹计算所得极限应力分布分别如图 11 和图 12 所示。二者中最大 Von Mises 应力分别为 416MPa和166MPa,满足强度要求但逼近材料许可应力极 限,说明材料利用充分。

5.2 HIRENASD 结果

5.2.1 优化问题说明

HIRENASD 机翼气动结构优化问题同样为翼身组合体构型减阻和机翼结构减重优化,具体见表3。几何设计变

量选取为11个展向控制剖面上的198个FFD控制点的z向



- 图 10 CHM-WB 化化但机翼结构极元序度分布 (单位:m)
- Fig.10 Thickness distribution for the aero-structural optimized CRM-WB wing(Unit: m)



- 图 11 CRM-WB优化后模型2.5 工况 Von Mises 应力分布 (单位: Pa)
- Fig.11 Von Mises distribution w.r.t 2.5state for the aerostructural optimized CRM-WB wing (Unit: Pa)



- 图 12 CRM-WB优化后模型-1g工况 Von Mises 应力分布 (单位: Pa)
- Fig.12 Von Mises distribution w.r.t -1*g* state for the aerostructural optimized CRM-WB wing(Unit: Pa)
- 位移,如图13所示。231个厚度约束施加在图14红色点处。
- CFD计算网格采用非结构混合网格,网格包含320万节点。

	物理量	说明	数量	
日任圣教	C_D	阻力(Ma=0.8, Re=7×10 ⁶)	- 2	
日标函数	W	机翼重量		
	α	迎角	1	
	Z	FFD 控制点 z 位移	198	
以〕 〕	气动设计变量总	199		
	h	典型板壳分区厚度	236	
气动约束	C _L =0.3628	升力约束	1	
	$ C_{\!_{m\!y}} {\leqslant} C_{\!_{m\!y0}} $	俯仰力矩系数	1	
	t≥t _{base}	最小厚度约束	231	
	气动约束总数	233		
	$h \ge h_{\min}$	板壳最小厚度约束	236	
结构约束	$\sigma \leq \sigma_{\max}$	强度约束	480	
	结构约束总数		716	

表3 HIRENASD 机翼气动结构串行优化定义 Table 3 Optimization specification for the HIRENASD wing case

借鉴参考文献[12]中CRM-WB机翼翼盒模型设计方法 为HIRENASD机翼重新设计了等效的翼盒模型,等效模型与 风洞实体钢模有相同变形量。机翼结构所用材料为7000系 铝合金产品,模型包含前梁、后梁、翼肋及蒙皮,均采用板壳有 限元模型,可参考图15。对机翼板壳结构进行了分区,选用所 有236个子区板壳的厚度作为结构设计变量,对应的初始厚度 分布如图15所示,优化中允许最小厚度为0.3mm。



图 13 HIRENASD 机翼优化几何设计变量 Fig.13 Geometric design vairables for the case of HIRENASD wing



Fig.14 Thickness constrains for the case of HIRENASD wing





5.2.2 优化结果

优化前后的气动特性和机翼结构(风洞模型尺寸)重量 变化总结见表4。优化过程中升力约束得到了很好的保证, 阻力系数减少15counts、带来升阻比增加约8.13%,机翼重 量减小约5.8%。

图 16 HIRENASD 优化前后机翼表面压强分布对比图 16 比较优化前后机翼表面压力分布和7个典型站位处的压力系 数分布,由比较可知阻力减小的主要原因是激波的抹除。

表4 HIRENASD机翼气动结构串行优化结果 Table 4 Optimization results of HIRENASD wing case

构型	CL	C_D	K	ΔΚ/%	W/kg	$\Delta W / \%$
初始	0.3628	0.02008	18.07	0.12	3.485	5.0
优化	0.3628	0.01857	19.54	8.13	3.282	-5.8





因结构减重优化带来的结构板壳厚度变化分布如图17 所示。由于最小厚度约束、外段尺寸变化较小,结构减重主 要集中于翼根。



图 17 HIRENASD 优化后机翼结构板壳厚度变化分布 (单位:m)

Fig.17 Thickness-variation distribution for the aerostructural optimized HIRENASD wing(Unit: m)

图 18 和图 19 分别给出了 HIRENASD 优化后结构在 2.5g 及-1g 工况下静气弹计算所得极限应力分布,均小于材料许 可应力。优化后结构模型满足强度要求。 Von More: Silero: 7E+17 4E+17 4E+17 8E+17 1E+08 1/E+18 1/E+18 1/E+18 1/E+18 2E+18 2/E+18 2/E+

图 18 HIRENASD优化后模型2.5g工况Von Mises应力分布(单位: Pa) Fig.18 Von Mises distribution w.r.t 2.5g state for the aerostructural optimized HIRENASD wing (Unit: Pa)



图 19 HIRENASD 优化后模型-1g工况 Von Mises 应力分布 (单位: Pa)

Fig.19 Von Mises distribution w.r.t -1*g* state for the aerostructural optimized HIRENASD wing

6 结论

本文提出了一种气动结构串行优化策略,并讨论了其 主要环节及实现方法。基于自研CFD求解器、非结构离散 伴随优化系统、流固耦合界面映射工具和商业软件MSC Nastran,建立了全自动的面向工程应用气动结构串行优化 能力。开展了CRM-WB和HIRENASD机翼气动结构优化 设计,证明了其有效性。所提策略综合了离散伴随气动优 化方法和基于敏度结构优化方法的优点,具备一定的工程 实用性,可在某种程度上解决飞行器型号发展中的气动结 构优化设计需求。

参考文献

- 周铸,黄江涛,高正红,等.民用飞机气动外形数值优化设计 面临的挑战与展望[J]. 航空学报, 2019, 40 (1): 522370.
 Zhou Zhu, Huang Jiangtao, Gao Zhenghong, et al. Challenges and prospects of numerical optimization design for large civil aircraft aerodynamic shape [J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2019,40(1): 522370.(in Chinese)
- [2] 白俊强,雷锐午,杨体浩,等.基于伴随理论的大型客机气动 优化设计研究进展[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522642.
 Bai Junqiang, Lei Ruiwu, Yang Tihao, et al. Progress of adjointbased aerodynamic optimization design for large civil aircraft
 [J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522642. (in Chinese)
- [3] 杨佑绪,吴志刚,杨超.飞翼结构构型气动弹性优化设计方法
 [J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2748-2756.
 Yang Youxu, Wu Zhigang, Yang Chao. An aeroelastic

optimization design approach for structural configuration of flying wings[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2748-2756. (in Chinese)

- [4] 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)
- [5] 韩忠华,张瑜,许晨舟,等.基于代理模型的大型民机机翼气 动优化设计[J].航空学报,2019,40(1): 533298.
 Han Zhonghua, Zhang Yu, Xu Chenzhou, et al. Aerodynamic

optimization design of large civil aircraft wings using surrogate-

based model[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 533298.(in Chinese)

- [6] Soltnick J, Khodadoust A, Alonso J, et al. CFD vision 2030 study: A path to revolutionary computational aerosciences[R]. NASA/CR-2014-218178, NASA Langley Research Center, 2014.
- [7] Kenway G K W, Martines J R R A. Multipoint high-fidelity aero-structural optimization of a transport aircraft configuration [J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 144-160.
- [8] Abuzurayk M, Brezillon J. Shape optimization using the aerostructural coupled adjoint approach for viscous flows[C]// Evolutionary and Deterministic Methods for Desgin, Optimization and Control, 2011.
- [9] 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.
 Huang Jiangtao, Zhou Zhu, Liu Gang, et al. Numerical study of aero-structural multidisciplinary lagged coupled adjoint system for aircraft[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2018, 39 (5): 121731.(in Chinese)
- [10] 刘峰博,郝海兵,李典,等. 离散伴随方法在气动优化设计中的应用[J].航空计算技术, 2017, 46(2): 33-36.
 Liu Fengbo, Hao Haibing, Li Dian, et al. Application of discrete adjoint method in aerodynamic shape optimization design[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 46(2): 33-36.(in Chinese)
- [11] 蒋城,刘峰博,李典,等. 面向阻力发散的CRM机翼气动优化 设计[J].航空计算技术, 2018, 48(5): 46-49.
 Jiang Cheng, Liu Fengbo, Li Dian, et al. Aerodynamic optimization design of CRM wing faced on drag divergence[J].
 Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(5): 46-49. (in Chinese)
- [12] Burg C O E. High order variable extrapolation for unstructured finite volume RANS flow solvers[R]. AIAA paper 2005-4999, 2005.
- [13] 张小莉,周磊,李典,等.基于CFD/CSD耦合的大展弦比机翼 静气弹计算研究[C]//第十六届全国空气弹性学术交流会论 文集,2019.

Zhang Xiaoli, Zhou Lei, Li Dian, et al. Study on the CFD/CSD based static-aeroelastic simulation for wings of large aspect[C]// The 16th National Symposium of Aeroelasticity Inner

Monaolia, 2019.(in Chinese)	E-mail: lyhua@avic.com
[14] Timothy R B, Gaetan K W K, Joaquim R R A M. Benchmark	刘峰博(1992-)男,硕士,工程师。主要研究方向:计算流
aerostructural models for the study of transonic aircraft wings	体力学和气动优化设计。
[J]. AIAA Journal, 2018, 51(1): 144-160.	Tel: 029-89186397 E-mail: lfbo0115@163.com
(责任编辑 王昕)	周磊(1968-)男,博士,研究员。主要研究方向:CFD软件
作者简介	开发和应用。
李典(1986-)男,博士,工程师。主要研究方向:CFD算法	Tel: 029-89186396
和软件开发。	E-mail: zlei@avic.com
Tel: 029-89186397 E-mail: dian.li@hotmail.com	王怡星(1994-)男,博士研究生。主要研究方向:气动弹性
梁益华(1967-)男,硕士,研究员。主要研究方向:CFD软	模拟和优化。
件可信度分析、数值风洞技术,气动计算软件研发和气动数	Tel: 13572033626
据库技术。	E-mail: yixing.wang@qq.com
Tel: 029-89186394	

A Sequential Strategy for Aero-structural Optimization

Li Dian^{1,*}, Liang Yihua¹, Liu Fengbo¹, Zhou Lei¹, Wang Yixing²

1. Aeronautical Laboratory of Computational Fluid Dynamics, AVIC Xi' an Aeronautics Computing Technique Research Institute, Xi' an 710065, China

 State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace, Xi' an Jiaotong University, Xi' an 710049, China

Abstract: A sequential strategy is proposed and discussed for industrial aero-structural optimization. It decomposes the aero-structural optimization into an aerodynamic shape optimization and a subsequent multipoint structural sizing optimization constrained by maintaining cruise aerodynamic performance. Using in-house tools and MSC Nastran, we established a fully automatic aero-structural optimization process for industrial applications. We used the established process to perform aero-structural optimization for CRM–WB and HIRENASD wings and realized reductions in both drag and weight. It shows thatthe proposed sequential strategy is feasible for industrial application and is capable of fulfilling the industrial requirements in aero-structural optimizations to some extent.

Key Words: aero-structural; sequential optimization; adjoint; aeroelastics; jig shape