

# 考虑阻力发散约束的机翼气动/结构多点优化设计

张煜<sup>1</sup>, 白俊强<sup>1,2</sup>, 屈峰<sup>1</sup>

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 无人系统技术研究院, 陕西 西安 710072)

**摘要:**以阻力发散性能为约束,使用基于离散伴随的梯度类优化设计方法对某远程宽体客机机翼/机身/平垂尾/发动机构型进行了气动/结构的机翼多点精细化设计。使用 DLR-F6 翼身组合体构型对建立的气动/结构耦合数值求解方法进行了验证。对某远程宽体客机构型进行了气动/结构机翼优化设计。优化结果各设计状态的阻力系数均有所减小,巡航状态阻力系数减小 13.67 counts,  $Ma$  为 0.87 的设计状态较  $Ma$  为 0.85 的设计状态阻力系数差量由 28.52 counts 减至 18.98 counts,阻力发散性能得到明显改善。将气动/结构多点优化结果与气动学科巡航单点优化结果和结构学科巡航单点优化结果进行了对比。结果表明:相较于单学科单点设计问题,考虑阻力发散特性的气动/结构多点优化设计可以充分挖掘构型设计潜力,得到综合性能更好、工程实用性更强的设计结果。

**关键词:**大型民用客机;阻力发散;气动/结构优化设计;离散伴随方法;梯度优化  
**中图分类号:**V211.41      **文献标志码:**A      **文章编号:**1000-2758(2023)02-0241-12

大多数的航空公司更倾向于当前飞行器能够以至多 1% 的额外燃油消耗为代价,在比巡航马赫数更高的飞行马赫数条件下更为快速地完成飞行任务<sup>[1]</sup>,这对于提升飞行器的经济性能具有重要意义。但自由来流马赫数逐渐提高时,受空气压缩性影响而产生的强激波会使得飞行器的阻力系数急剧增大,飞行器的气动性能和安全性能会随之恶化。针对该问题,有必要对飞行器巡航马赫数附近较宽速域内的阻力性能进行研究,推迟强激波的产生,即对飞行器的阻力发散性能进行研究。

为了获得良好的阻力发散特性,使得飞行器在巡航状态附近较宽的飞行速域内保持良好的气动性能,国内外的学者在该领域开展了广泛的研究。Kenway 等<sup>[2]</sup>对 CRM (common research model) 构型的单独机翼进行了多点优化,得到了更加稳定的阻力发散特性。Tao 等<sup>[3]</sup>使用改进的粒子群优化算法对其翼身组合体机翼的阻力发散性能进行了优化。陈迎春等<sup>[4]</sup>综述了中国大型客机空气动力设计过程,将空气动力设计定位为“突出巡航特性,重视设

计鲁棒性”,对设计鲁棒性、非设计点特性和起飞着陆性能等提出了明确、周全、具有竞争力的指标。基于此思想,韩忠华、薛帮猛和黄江涛等<sup>[5-7]</sup>分别利用代理模型优化方法、遗传优化方法和离散伴随优化方法对大型宽体客机全机构型的机翼外形开展了包括阻力发散特性在内的多目标气动优化设计。

然而,考虑到静气动弹性效应的存在,飞行器在不同设计点下的实际气动外形均有所不同。如果仅从气动学科对飞行器的阻力发散特性进行约束,最终的设计效果会有一定损失。雷锐午等<sup>[8]</sup>的研究还指出,相比于“先气动后结构”的串行优化设计方法,并行气动/结构优化设计方法可以在同等阻力水平前提下获得更高的结构质量收益。因此,为了得到工程实用的设计结果,需要考虑静气动弹性影响,采用并行优化方法同时设计飞行器多状态的气动性能和结构性能,即对飞行器进行多点气动/结构鲁棒性设计。

相较于单学科单状态问题,考虑静气动弹性影响的气动/结构多点优化问题设计空间增大,设计变

量增多,计算量加大,对于优化设计方法的设计效率及鲁棒性提出了较为苛刻的要求。面对此类问题,传统的无梯度类优化算法如基于群体智能的进化类算法等,将会消耗大量计算资源,收敛速度难以满足设计人员需求。梯度类算法的显著效率优势使其渐渐成为此类问题的首要选择。但对于气动/结构优化设计问题,单次耦合求解计算量较大,使用有限差分法求解梯度信息会使得计算量随设计变量个数增加而急剧加大,这对于具有大规模设计变量的优化问题并不适用。伴随方程法的出现很好地解决了大规模设计变量优化中梯度求解效率低的问题,使得梯度类优化算法真正成为高效实用的方法。该方法在 20 世纪 90 年代被 Jameson<sup>[9]</sup> 引入飞行器气动外形优化设计中,而后 Alonso 和 Martins 等<sup>[10-11]</sup> 将伴随方法成功应用于气动/结构优化设计中。白俊强等<sup>[12]</sup> 对伴随理论的优化方法在大型民用客机气动设计中的研究进展进行了详细阐述。

本文以阻力发散性能为约束,使用基于离散伴随的梯度类优化设计方法对某远程宽体客机机翼/机身/平垂尾/发动机构型进行了气动/结构的机翼多点精细化设计。首先基于 RANS 方程建立了高可信度的气动/结构数值求解方法并对其进行了精度验证。而后基于离散伴随方法,以梯度类算法为驱动,耦合 FFD (free form deform) 参数化方法和混合动网格算法搭建了可处理大规模设计变量及设计约束的气动/结构优化平台。最终利用该平台对所选取的研究对象进行了气动/结构多点优化设计,希望能够为大型民机多学科精细化设计提供有价值的技术和应用参考。

## 1 数值求解方法

本文采用基于 RANS 方程的开源流场求解工具 ADflow<sup>[13]</sup> 求解气动载荷。CFD (computational fluid dynamics) 数值求解过程中采用多块结构网格、SA (spalart-allmaras) 湍流模型进行全湍模式计算。该求解器基于离散伴随方法耦合了自动微分工具,可高效快捷地提供设计过程中流场变量的梯度信息。

结构变形由开源结构求解器 TACS<sup>[14]</sup> 求解。TACS 包含静力分析、屈曲分析、非线性分析等模块,其基于二维有限元模型并行求解,可以很快地得到结构网格单元节点上的位移、应力和应变。该求解器同样耦合伴随方法实现了对结构状态变量的梯

度信息的高效求解。

如图 1 所示,本文使用紧耦合迭代策略,CFD 和 CSM (computational structural mechanics) 求解器在单个时间步内各自独立,依次交替求解,各学科计算在未收敛之前即进行数据交换。该方法气动学科与结构学科可以实时交换数据,求解效率高、精度高、计算资源消耗相对较少,但气动力和结构变形在还未收敛时就已经开始数据交换,稳定性可能会受到影响。为保证该方法的稳定性,设定单学科计算残差每降低  $10^{-1}$  量级后才进行学科数据交换。

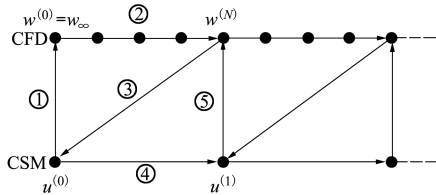


图 1 气动/结构迭代流程

在学科模型迭代的过程中,本文使用 RBF (radial basis function) 插值技术<sup>[15]</sup> 进行结构变形与气动载荷插值,采用虚功原理完成气动载荷数据交换。单次迭代数据交换完成之后,采用一种混合动网格技术<sup>[16]</sup> 将气动物面网格的变化传递至空间网格。该方法将无限插值法与扭转弹簧法结合,基于分块结构网格的思想,每块结构网格的顶点变形由弹簧驱动,网格块内部的网格点根据顶点的位移采用无限插值法逐层插值得到。

为验证所建立的气动/结构耦合数值求解方法的准确性,本文选择 DLR-F6 翼身组合体构型<sup>[17]</sup> 为测试对象,对比校验该构型在典型试验状态下机翼后缘展向挠度变形。试验状态为

$$Ma = 0.75, Re = 3 \times 10^6, C_L = 0.50$$

计算过程中使用的气动网格及结构实体模型如图 2 所示。其中,气动网格量 580 万,结构有限元模型包括 43 388 个有限单元及 37 665 个节点,结构材料使用 90MnV8 钢。

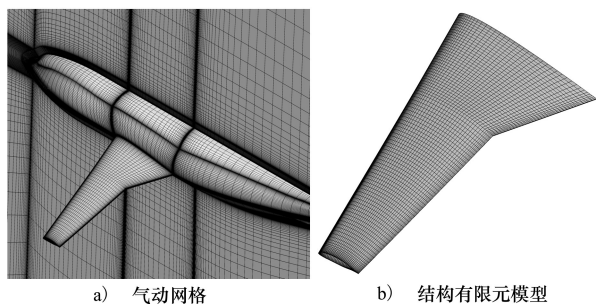


图 2 计算模型

考虑到当前气动/结构耦合数值求解方法使用的结构求解器 TACS 只能处理二维有限元模型,此次算例验证使用商业软件 NASTRAN 替代 TACS 进行结构实体模型计算分析。TACS 求解器自身的精度已在文献[14]中进行过验证。采用 NASTRAN 进行气动/结构耦合数值求解方法验证,可以在一定程度上验证本文所采用的耦合策略、数据交换方法和动网格技术的可行性。

如图 3 所示,将当前数值计算结果与文献[18]仿真结果和 NASA NTF(national transonic facility)风洞试验结果<sup>[19]</sup>进行对比。可以看出,三者的机翼后缘展向挠度变形分布规律较为接近,这说明当前所采用的耦合策略、数据交换方法和动网格技术能够正确反映气动/结构耦合效应,具有一定的可信性。也从侧面说明了本文建立的气动/结构耦合数值求解方法可以为优化设计提供较为可靠的计算结果。

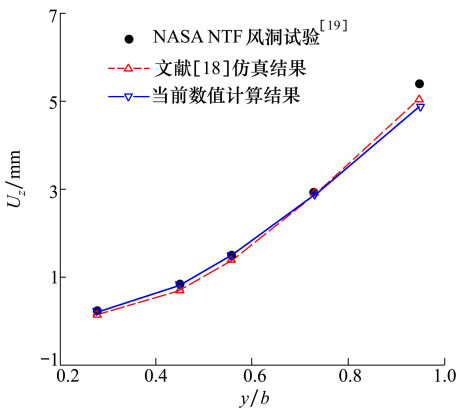


图 3 机翼后缘展向挠度变形对比

## 2 优化设计方法

本文建立的优化设计平台主要由以下系统构成:基于 NURBS(non-uniform rational B-splines)基函数的 FFD 外形参数化<sup>[20]</sup>模块,混合算法网格变形模块,气动/结构耦合分析模块,伴随方程梯度求解模块和梯度类优化算法模块。具体设计流程如图 4 所示,在进行优化之前,需要事先建立气动学科模型、结构学科模型,而后在每一轮优化设计中,优化算法产生设计变量并传递给外形参数化模块。参数化模块对当前几何外形进行扰动,产生新的物面网格,而后动网格模块更新空间网格。至此气动学科模型与结构学科模型都得到了更新。然后进行气动/结构耦合分析,得到所需要的目标函数值。梯度

求解模块则在收敛解的基础上求解伴随方程,组装各模块梯度信息,获得目标函数对于设计变量的导数。将目标函数值和导数值传递给优化算法后就可以获得新一轮的设计变量。

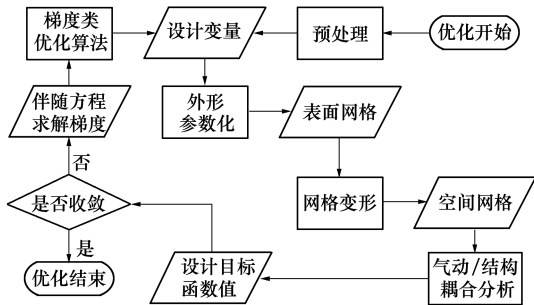


图 4 优化设计流程

在优化算法模块中,使用 SLSQP (sequential least squares quadratic programming) 算法<sup>[21]</sup>更新设计变量。在梯度求解模块中,本文采用的学科求解器 ADflow 和 TACS 耦合了离散伴随方法,可以高效求解各自学科内的梯度信息。但对于学科间的耦合梯度信息,需使用自动微分工具处理学科数据交换代码,然后基于链式法则组装各模块梯度信息。

## 3 学科模型前处理

### 3.1 气动学科模型

气动学科模型由 CRM 构型<sup>[1]</sup>为基准设计得到,设计状态为

$$Ma = 0.85, H = 11.5 \text{ km}, C_L = 0.48$$

该构型机翼前缘后掠角为 35°,展弦比 10.5, KINK 位置在 34.9% 展长处。设计过程中使用的 CFD 网格规模在 1 200 万左右,如图 5 所示。

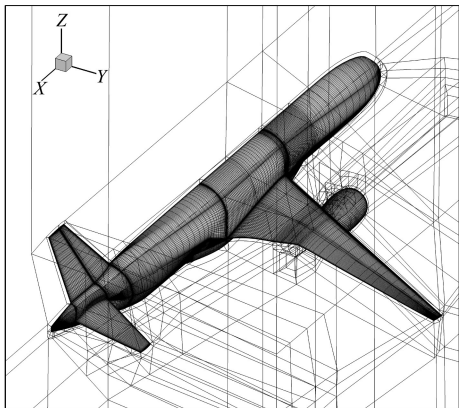


图 5 机翼/机身/平垂尾/发动机构型气动网格示意图

图 6a)展示了基础构型在设计状态下的机翼上表面压力云图,本文按展向位置等比例选取图中包括翼根、KINK 及翼梢在内的 10 个翼型控制剖面进行了手动修型设计,初步调整了各控制剖面的几何扭转、翼型厚度和翼型压力分布,以保证基础构型机翼满足初始几何设计约束,如翼型厚度约束和机翼油箱容积约束等,同时气动性能不会过度恶化。图 6b)则给出了其中 4 个控制剖面的翼型和压力分布,可以看出所设计的基础构型在设计状态有较好的气动性能,机翼压力分布形态和激波强度沿展向位置变化具有典型的超临界特征。

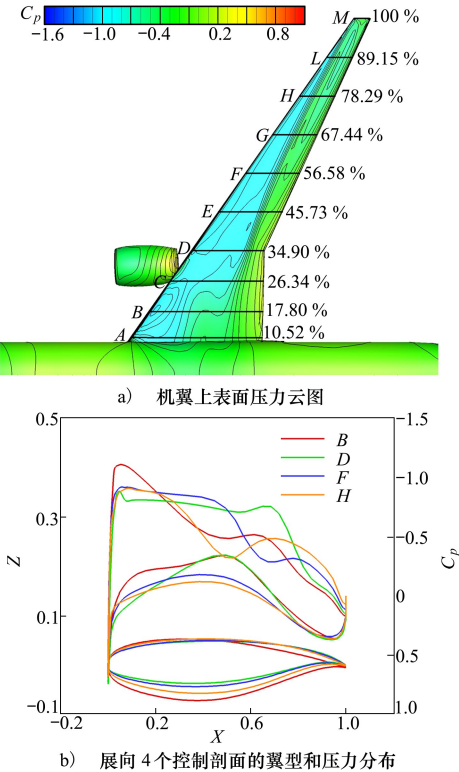


图 6 基础构型气动性能

3.2 结构学科模型

机翼是构型飞行过程中产生升力的主要部件,为简化设计模型,本文在设计过程中只对机翼进行了结构布置,计算分析时只考虑该位置的弹性变形,机身、平垂尾等其余部件保持刚性。

结构学科模型中布置的翼盒结构及其约束如图 7 所示。该翼盒结构包括前后翼梁、翼肋、桁条和上下蒙皮,采用混合方式布置翼肋,中央翼盒顺气流方向布置翼肋,机身外翼盒垂直于前梁轴线正交布置翼肋,其中前梁轴线定义为翼根翼梢 2 处前梁位置连线。中央翼盒属于机身的一部分,用于提供与外

翼的连接,并可以作为整体油箱使用。为模仿实际翼盒装夹,在对称面处翼肋施以固支约束,限制各方向自由度。翼根处翼肋将其  $X$  方向位移及  $Z$  方向位移限制为 0,其余自由度不受限制。

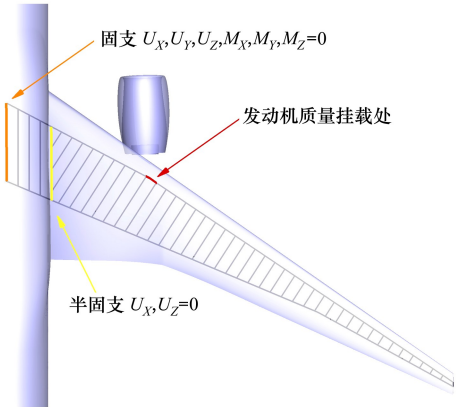


图 7 翼盒结构布置

除了翼盒结构质量,设计过程中还考虑了翼盒燃油质量和发动机质量。其中,翼盒燃油质量均布于翼盒下蒙皮上,参考远程宽体客机波音 787 的飞行数据<sup>[22]</sup>将其设为 40 t。本文所涉及的飞行状态均在巡航状态附近,设计过程中取燃油使用系数为 0.5。发动机质量加载至如图 7 所示前梁处红色实线位置,参考 GE90 系列发动机质量,将该部分质量取为 8 t。

机翼的所有结构部件,包括翼梁、翼肋、桁条和蒙皮,均由四节点线性壳单元构建,共 93 952 个有限单元。为便于研究,所有结构有限单元均使用高强度 2024 硬铝合金进行计算分析。

4 机翼气动/结构多点设计

本文主要对构型机翼的巡航性能及阻力发散性能进行设计。如表 1 所示,在巡航马赫数附近选取 3 个设计状态,通过多点多目标优化设计保证设计结果鲁棒性。所有设计状态构型飞行高度均为 11.5 km。

表 1 设计状态

| 设计状态  | $Ma$ | $C_L$ |
|-------|------|-------|
| A     | 0.83 | 0.48  |
| B(巡航) | 0.85 | 0.48  |
| C     | 0.87 | 0.48  |

4.1 设计目标

气动力学优化目标为减小各设计状态的阻力系数  $C_{Di}$ , 结构学科优化目标为减小翼盒结构质量  $M$ 。受 SLSQP 算法限制, 使用加权和法将各学科目标函数转化为一个加权目标函数

$$f = \lambda_1 \times \sum w_i C_{Di} + \lambda_2 \times M, i = A, B, C$$

式中,  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  为学科权重系数, 本文基于文献[23]中对气动/结构目标函数设定的研究, 结合设计需求, 假定气动力学 1 count 的阻力收益等同于结构学科 100 kg 质量收益, 取  $\lambda_1/\lambda_2 = 1 \times 10^6$ ;  $w_i$  为气动力学子权重系数, 为突出巡航状态减阻效果, 将设计状态 A, B, C 子权重系数比例  $w_A : w_B : w_C$  取为 1 : 3 : 1。

4.2 设计变量

本文考虑的优化问题的设计变量包括: 几何设计变量、气动设计变量以及结构设计变量。

首先介绍几何设计变量。使用 FFD 参数化方法将基础构型参数化, 建立如图 8 所示 FFD 控制框。机翼控制框(图 8 中黄色圆点)共布置 300 个控制点, 用于控制机翼几何型面变化以及几何扭转角变化, 结构模型各部件也会随着机翼几何型面的变化而变化。控制点均匀分布在展向 10 个控制剖面, 每个控制面上下沿弦向布置 15 个控制点, 优化过程中提供控制点  $Z$  向位移即可改变对应位置机翼外形。机翼几何扭转角变化对应沿展向的 10 个控制剖面的扭转角变化, 通过绕对应剖面机翼前缘  $Y$  轴的转动实现。

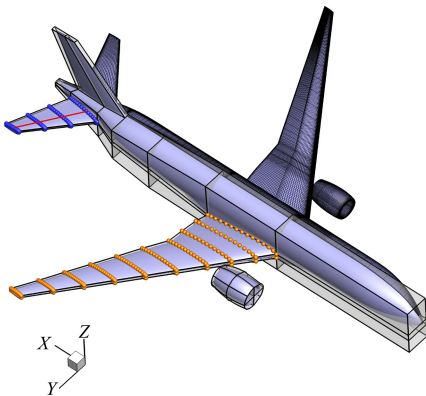


图 8 FFD 控制框

平尾控制框(图 8 中蓝色圆点)用于控制平尾整体偏转以实现全机力矩配平。平尾整体偏转通过 FFD 控制框绕给定转轴(图 8 中红色实线)旋转实现, 其中给定转轴定义参考实际飞机平尾偏转, 取为

平尾翼根和翼梢 40% 弦向位置连线。设计时只考虑构型巡航状态 B 的力矩配平。

机身控制框、垂尾控制框和发动机控制框用于与机翼控制框和平尾控制框对接, 从而在优化设计过程中保证各部件交接位置处原有几何连续性。

最终几何设计变量包括 300 个机翼 FFD 控制点  $Z$  向位移变量  $Z_{wing}$ , 10 个机翼几何扭转角变量  $\varphi_{wing}$  和 1 个平尾扭转角变量  $\varphi_{tail}$ 。

气动设计变量包括 3 个设计状态的来流迎角  $\alpha_i$ , 优化时为保证设计状态不发生变化, 需要不断调整来流迎角以满足定升力约束。

结构设计变量为各部件有限单元厚度  $T_{wing}$ , 其中, 每个翼肋的厚度作为一个设计变量, 每个桁条的厚度作为一个设计变量, 前后梁每相邻 2 个翼肋之间部分的厚度作为一个设计变量, 蒙皮被翼肋和桁条相互交替划分为多块, 每块蒙皮的厚度作为一个设计变量。最终结构设计变量包括 45 个翼肋厚度变量, 44 个前梁厚度变量, 41 个后梁厚度变量, 40 个桁条厚度变量以及 974 个蒙皮厚度变量, 共计 1 144 个设计变量, 如图 9 所示, 图中每个颜色不同的区域厚度即为一个结构设计变量。

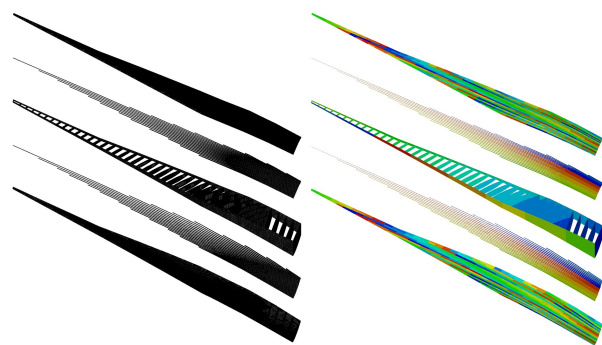


图 9 结构设计变量示意图

4.3 设计约束

本文考虑的优化问题的设计约束包括: 几何设计约束、气动设计约束以及结构设计约束。

几何设计约束包括机翼厚度约束和控制剖面的前后缘约束。设计过程中为保证机翼装载空间不减小, 必须对机翼厚度进行约束。在设计过程中加入了 250 个厚度约束, 均匀分布在沿机翼展向的 10 个控制剖面, 每个剖面沿弦向均布 25 个, 限制每一个约束处的相对厚度  $T_i$  始终不小于基础构型初始厚度  $T_{i0}$ 。同时为保证机翼 FFD 控制点  $Z$  向位移变化

引起的物面变化不会改变当地机翼几何扭转角,使得 FFD 控制点设计变量  $Z_{\text{wing}}$  与几何扭转角设计变量  $\varphi_{\text{wing}}$  相互独立,在机翼每个控制剖面加入前后缘约束,约束前后缘控制点  $Z$  向位移扰动量大小相等,方向相反。

气动设计约束包括 3 个设计状态的定升力约束以及巡航状态的力矩配平约束。此外,本文将阻力发散性能指标作为气动设计约束引入优化问题中。实际工程中一种较为常用的判断阻力发散特性好坏的方法是:在固定巡航升力系数的前提下,马赫数较巡航状态马赫数增加 0.02 时,其阻力系数差量是否小于 20 counts (1 count =  $10^{-4}$ ),若小于,则当前构型具有较为良好的阻力发散特性。依据此种方法,并尝试进一步挖掘构型阻力发散性能潜力,本文约束巡航状态  $B$  与高马赫数计算状态  $C$  之间的阻力系数差量不大于 19 counts。

结构设计约束为结构模型的 93 952 个有限单元的屈服强度约束。为保证设计过程中材料不发生损毁,优化过程中约束所有有限单元的屈服应力  $\sigma_{yk}$  小于所使用材料 2024 硬铝合金的屈服强度极限  $\sigma_{y,2024}$ ,如下式所示

$$g_k = n \times \frac{\sigma_{yk}}{\sigma_{y,2024}} \leq 1.0, \quad k = 1, 2, \dots, 93\,952$$
$$\sigma_{y,2024} = 2.75 \times 10^8 \text{ Pa}$$

式中: $n$  为安全系数,对于本文所使用的 2024 硬铝合金,其极限强度与屈服强度之比约为 1.5,故设计过程中取安全系数  $n$  为 1.5。同时考虑到实际飞行器结构要求能够承受极限过载 2.5g 状态下载荷,设计过程中判断屈服应力是否满足约束时,统一将应力值放大 2.5 倍。

结构设计约束要求在不同计算状态下均满足屈服强度要求,故最终会增加 93 952×3 个约束。为提高设计效率,利用 Kreisselmeier-Steinhauser (KS) 凝聚函数<sup>[24]</sup>将每个设计状态下翼肋所有结构设计约束、翼梁所有设计约束、桁条和蒙皮所有设计约束各自聚合,得到 9 个结构屈服强度约束函数  $KS_{i,\text{ribs}}$ 、 $KS_{i,\text{spars}}$  和  $KS_{i,\text{stringers \& skins}}$ 。凝聚函数方法通过构造光滑函数一致逼近最大值函数,将大规模的设计约束凝聚为一个或多个函数,可有效降低算法寻优工作量。

4.4 优化模型

考虑前述所有设计目标、设计变量和设计约束,最终优化模型如表 2 所示。当前优化问题共包括 1 个加权目标函数、1 458 个设计变量、284 个设计约束。对于传统的进化类优化方法或基于有限差分的梯度类算法来说,这样的气动/结构多点优化设计问题是一个不小的挑战。

表 2 优化模型

| 设计目标/设计变量/设计约束  |                                                                      | 函数描述             | 数量    |
|-----------------|----------------------------------------------------------------------|------------------|-------|
| minimize        | $\lambda_1 \times \sum w_i C_{Di} + \lambda_2 \times M, i = A, B, C$ | 学科目标函数加权和        | 1     |
| with respect to | $Z_{\text{wing}}$                                                    | FFD 控制点的 $Z$ 向位移 | 300   |
|                 | $\varphi_{\text{wing}}$                                              | 机翼几何扭转角          | 10    |
|                 | $\varphi_{\text{tail}}$                                              | 平尾扭转角            | 1     |
|                 | $\alpha_i, i = A, B, C$                                              | 来流迎角             | 3     |
|                 | $T_{\text{wing}}$                                                    | 各部件有限单元厚度        | 1 144 |
| subject to      | $T_j \geq T_{j0}, j = 1, 2, \dots, 250$                              | 机翼厚度约束           | 250   |
|                 | $\Delta Z_{\text{LE/TE, upper}} = -\Delta Z_{\text{LE/TE, lower}}$   | 机翼前后缘约束          | 20    |
|                 | $C_{Li} = 0.48, i = A, B, C$                                         | 定升力系数            | 3     |
|                 | $C_{My,B} = 0$                                                       | 巡航状态力矩配平约束       | 1     |
|                 | $ C_{D_i,C} - C_{D_i,B}  \leq 19 \text{ counts}$                     | 阻力发散约束           | 1     |
|                 | $2.5 KS_{i,\text{ribs}} \leq 1.0$                                    | 翼肋结构屈服强度约束       | 3     |
|                 | $2.5 KS_{i,\text{spars}} \leq 1.0$                                   | 翼梁结构屈服强度约束       | 3     |
|                 | $2.5 KS_{i,\text{stringers \& skins}} \leq 1.0$                      | 桁条和蒙皮结构屈服强度约束    | 3     |

4.5 设计结果

使用国家超级计算天津中心主频为 2.93 GHz 的 560 个计算核心对该远程宽体客机构型进行了优

化,前后耗时约两周。同时,为了对比机翼气动/结构多点优化性能,文中额外加入了气动学科巡航单点优化算例和结构学科巡航单点优化算例。其中,

气动学科单点优化以巡航阻力系数为优化目标,不考虑结构有限元厚度变量、结构屈服强度约束和阻力发散约束,基于气动求解器 ADflow 对该构型气动外形进行了优化;结构学科单点优化以结构质量为优化目标,仅考虑结构有限元厚度变量和结构屈服强度约束,以初始构型巡航气动力为外载荷,基于结构求解器 TACS 对该构型结构尺寸进行了优化。

基础构型、气动学科巡航单点优化结果与气动/结构多点优化结果的气动力系数对比如表 3 所示。

表 3 气动力系数对比

| 构型            | $Ma$ | $\alpha/(^{\circ})$ | $C_L$ | $C_D/10^{-4}$ | $C_{My}$  | $L/D$ |
|---------------|------|---------------------|-------|---------------|-----------|-------|
| 基础构型          | 0.83 | 2.22                | 0.48  | 249.29        | -0.060 72 | 19.25 |
|               | 0.85 | 2.03                | 0.48  | 255.53        | -0.062 53 | 18.78 |
|               | 0.87 | 1.93                | 0.48  | 284.05        | -0.062 33 | 16.90 |
| 气动单点优化        | 0.83 | 2.71                | 0.48  | 250.41        | 0.000 13  | 19.17 |
|               | 0.85 | 2.47                | 0.48  | 241.17        | 0.000 07  | 19.90 |
|               | 0.87 | 2.50                | 0.48  | 290.06        | 0.000 29  | 16.55 |
| 气动/结构<br>多点优化 | 0.83 | 2.94                | 0.48  | 247.54        | -0.000 05 | 19.39 |
|               | 0.85 | 2.78                | 0.48  | 241.86        | 0.000 10  | 19.85 |
|               | 0.87 | 2.65                | 0.48  | 260.84        | 0.001 11  | 18.40 |

进一步对比构型阻力发散特性,图 10 给出了各构型阻力系数随马赫数变化曲线。优化后,气动/结构多点优化构型 0.87Ma 较 0.85Ma 阻力系数差量由 28.52 counts 减小至 18.98 counts,满足优化问题设置的阻力差量不大于 19 counts 的约束,构型阻力发散特性得到改善。气动单点优化构型 0.87Ma 的阻力系数急剧增加,与巡航状态的阻力差量增至

在满足各计算状态定升力约束以及巡航状态力矩自配平约束的前提下,气动/结构多点优化构型在低马赫数状态 A 的阻力系数减小 1.75 counts,巡航状态 B 的阻力系数减小 13.67 counts,高马赫数状态 C 的阻力系数减小 23.21 counts,各状态升阻性能均有所提升。气动单点优化构型虽然在巡航性能上略优于多点优化构型,但在非设计点阻力性能恶化,构型鲁棒性减弱。

48.89 counts,阻力发散性能变差。这说明大型客机空气动力设计过程中需要综合考虑构型包括巡航状态在内的多个设计状态的气动性能,单点设计虽然可以在单一设计状态下获得较优性能,但其他设计状态的气动性能可能会因此恶化。

基础构型与气动/结构多点优化构型巡航状态气动性能的详细对比如图 11 所示。图中从上至下、从左至右依次展示了两构型之间的气动力系数、上表面压力云图、激波区域、机翼展向载荷、机翼几何扭转角分布、机翼展向厚度分布、各剖面翼型和对应压力分布。可以看出,在满足机翼厚度约束的前提下,优化构型激波区域大幅减小,机翼上表面等压线近似平行分布,激波阻力明显减少。对比各展向站位压力分布及翼型几何,优化构型各剖面翼型上翼面更加平坦,压力恢复均匀,部分翼型后缘弯度减少,机翼后加载也随之减小,为弥补部分升力损失,优化构型增加了机翼的前缘头部压力峰值。

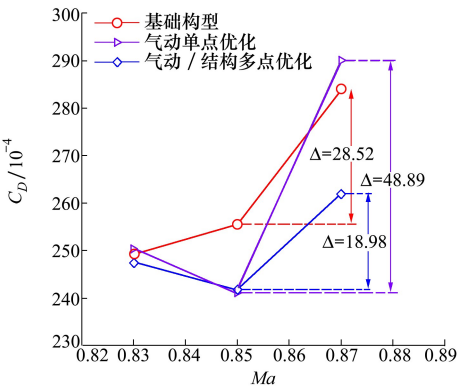


图 10 阻力系数随马赫数变化曲线

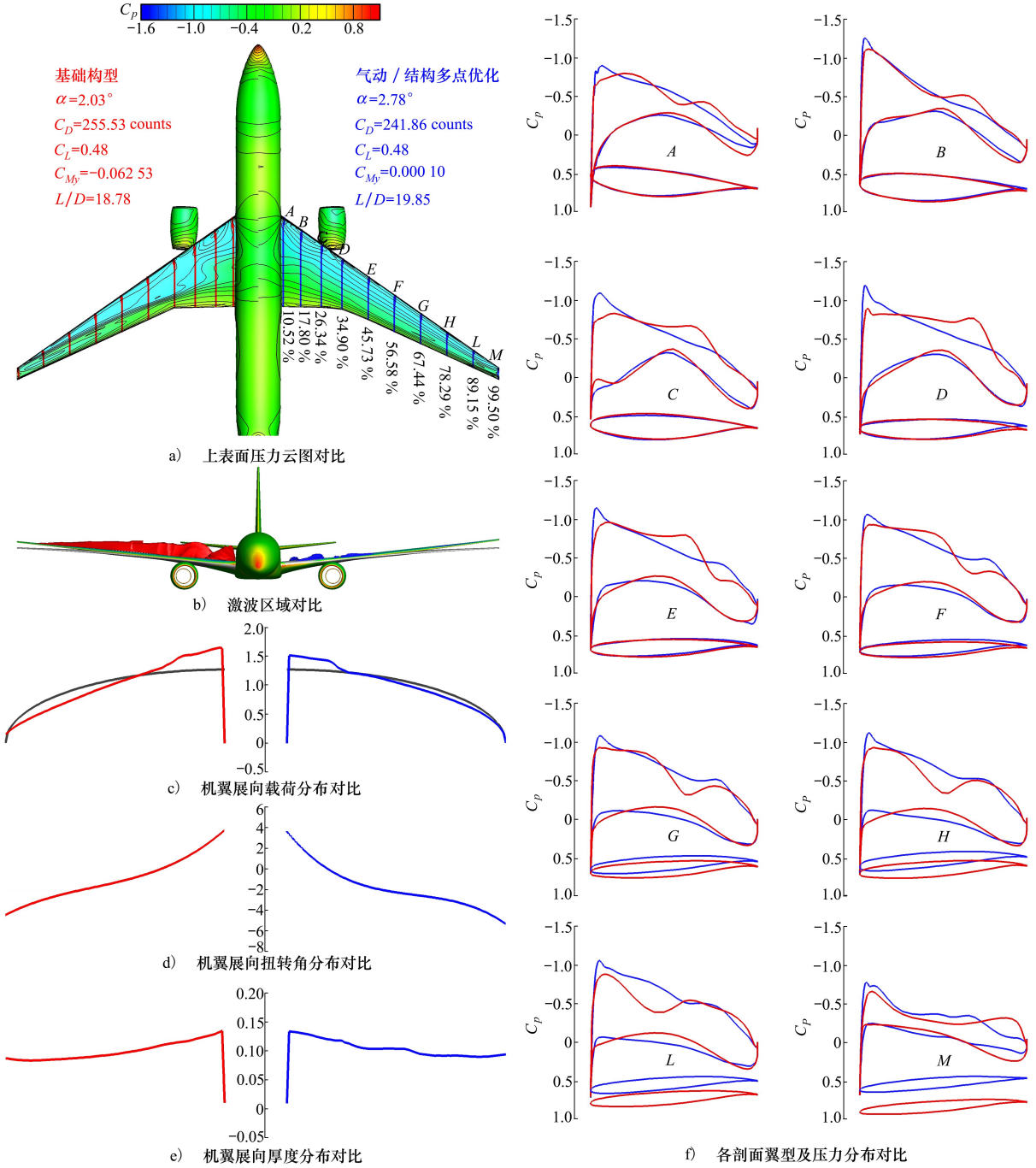


图 11 气动/结构多点优化前后巡航状态气动性能对比

另一方面,为减小诱导阻力,使机翼展向载荷分布趋于最佳环量分布,优化后构型机翼载荷外移,而外翼载荷的增加,造成了外翼展向挠度变形增大,外翼各展向站位翼型相对位置发生较大变化。受气动弹性变形的影响,机翼各站位几何负扭转均有所增加,外翼由于载荷外移,这种变化更为明显。为了满足定升力约束,弥补机翼几何负扭转增加造成的升

力损失,构型在各计算状态下来流迎角均有所增加。对比各构型各计算状态来流迎角,如表 3 所示,多点构型最大增量为  $0.75^\circ$ ,位于巡航状态。单点优化构型各计算状态下的来流迎角也有所增加,但巡航状态的来流迎角增量仅为  $0.44^\circ$ 。这说明设计过程中气动弹性变形的存在会驱使飞行状态的来流迎角增加以弥补后掠翼几何负扭转增加造成的升力损失。

如果需要维持与基础构型相当的来流迎角,后续设计过程中可调整机翼安装角或加入迎角约束对当前构型重新进行优化。

图 12 给出了 3 个计算状态下气动/结构多点优化构型部分剖面的压力系数分布对比。本文给予了巡航状态 *B* 较大的子权重系数,设计过程中优化算法更倾向于提升 *B* 状态的气动性能。故相较于其他计算状态,*B* 状态气动性能提升较为明显,展向各

站位压力分布不存在较大逆压梯度。而低马赫数计算状态 *A* 的中、外翼部分区域前缘出现较大逆压梯度,高马赫数计算状态 *C* 的大逆压梯度则出现在后缘,这说明该优化构型在 *A* 和 *C* 状态下仍有较大减阻潜力。但对于多点鲁棒性优化设计,要求每个设计状态的机翼压力分布均光滑过渡以获得最优气动性能是较为困难的,实际设计过程中需要设计人员对各状态性能进行权衡取舍。

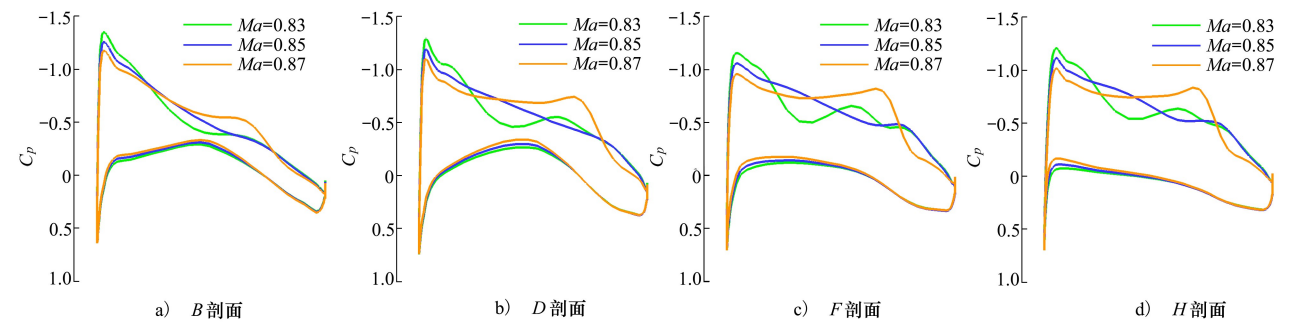


图 12 3 个计算状态下气动/结构多点优化构型部分剖面的压力系数分布对比

气动单点优化构型与气动/结构多点优化构型巡航状态的部分气动性能对比如图 13 所示。图中展示了两构型之间的气动力系数、上表面压力云图和部分典型剖面的翼型几何及压力分布。这两构型

巡航状态的气动性能相近,各位置激波强度较基础构型均得到减弱,中翼段基本无激波。气动单点优化构型内翼段前缘峰值略低,外翼段激波位置相对靠前。

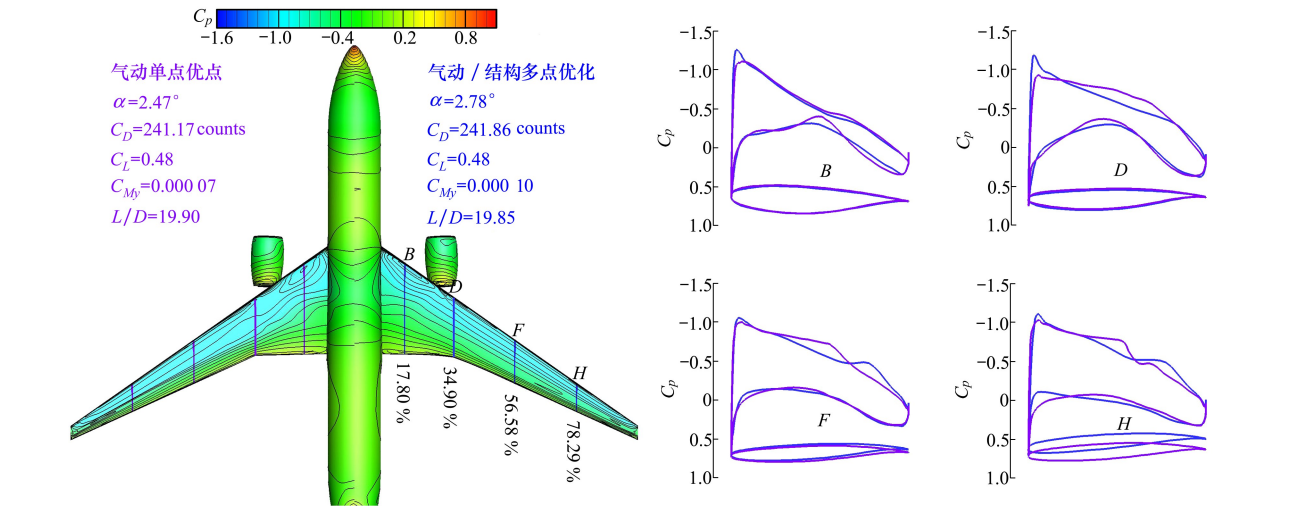


图 13 气动单点优化构型与气动/结构多点优化构型巡航状态的部分气动性能对比

图 14 给出了结构单点优化结果与气动/结构多点优化结果的结构有限元模型厚度分布对比。在满足所有结构屈服强度约束的前提下,结构单点优化构型的结构质量为 13 904.04 kg,气动/结构多点优

化构型的结构质量为 16 840.55 kg,二者质量相差 2 936.51 kg。虽然气动/结构优化构型巡航状态的激波强度得到有效减弱,机翼应力集中区域减小,但在低马赫数状态 *A* 和高马赫数状态 *C* 下机翼前后

缘出现的大逆压梯度区域对翼盒结构提出了新的强度要求。此外,优化构型各状态机翼压力分布前缘头部峰值的提高也增加了机翼前缘的应力值。在这些因素综合影响下,气动/结构多点优化构型的翼盒结构弦向中部高厚度区域向前后缘延伸,机翼质量增加,结构鲁棒性增强。

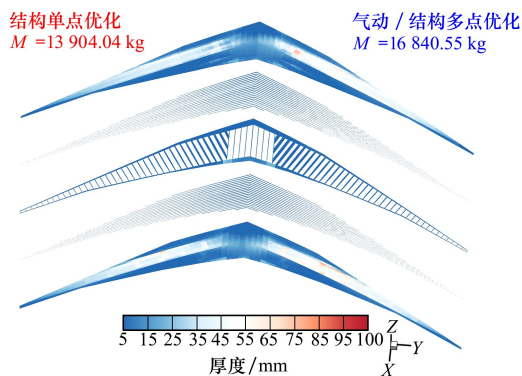


图14 结构单点优化构型与气动/结构多点优化构型的结构有限元模型厚度分布对比

## 5 结 论

本文以阻力发散性能为约束指标,使用基于离散伴随的梯度类优化设计方法对某远程宽体客机机翼/机身/平垂尾/发动机构型进行了气动/结构的机翼多点精细化设计。

1) 利用 DLR-F6 翼身组合体构型对建立的气动/结构耦合数值求解方法进行了验证。结果表明该数值求解方法能够正确反映气动/结构耦合效应,可以为优化设计提供较为可靠的计算结果。

2) 优化结果各设计状态的阻力系数均有所减小,巡航状态阻力系数减小 13.67 counts,  $0.87Ma$  设计状态较  $0.85Ma$  设计状态阻力系数差量由 28.52 counts 减至 18.98 counts,飞行器阻力发散性能得到改善。其结构质量与结构巡航单点优化设计结果相比增加了 2 936.51 kg,机翼弦向中部高厚度区域向前后缘延伸,结构鲁棒性增强。

3) 结构变形的存在导致后掠翼各位置出现几何负扭转,尤其是外翼段,进而驱使各飞行状态来流迎角增加以弥补升力损失。考虑气动/结构多学科优化设计方法可预先加入安装角设计变量或来流迎角设计约束来维持与基础构型相当的来流迎角。

4) 多个设计状态的气动载荷会对结构模型的不同区域提出不同的强度要求。综合考虑构型包括巡航状态在内的多个设计状态的气动载荷可以使得结构模型各部件强度提高,鲁棒性增强,但结构质量会增加。

5) 相较于单学科单点设计问题,考虑阻力发散特性的气动/结构多点优化设计可以充分挖掘构型设计潜力,得到综合性能更好、工程实用性更强的设计结果。

6) 为减少问题复杂度,本文对结构学科模型进行了一定简化,仅对结构模型各部件的尺寸进行了优化。可以推论,结构学科仍然有较大的优化潜力,如果使用复合材料或结构拓扑优化等其他先进技术,可使得飞行器的综合性能获得进一步的提升。

**致谢** 本文在研究过程中得到了商飞上海飞机设计研究院张森、马涂亮等同志的指导和大力支持,在此表示衷心感谢。

## 参考文献:

- [1] VASSBERG J, DEHAAN M, RIVERS M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies [C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2008
- [2] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multipoint aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing[J]. AIAA Journal, 2016, 54(1): 113-128
- [3] TAO J, SUN G, WANG X Y, et al. Robust optimization for a wing at drag divergence Mach number based on an improved PSO algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 653-667
- [4] 陈迎春,张美红,张森,等. 大型客机气动设计综述[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 35-51  
CHEN Yingchun, ZHANG Meihong, ZHANG Miao, et al. Review of large civil aircraft aerodynamic design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 35-51 (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): 155-170  
HAN Zhonghua, ZHANG Yu, XU Chenzhou, et al. Aerodynamic shape optimization of large transport aircraft wings using surrogate-based approach[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 155-170 (in Chinese)

- [6] 薛帮猛,张文升,孙学卫,等. 动力干扰下宽体客机机翼多目标优化设计[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 63-73  
XUE Bangmeng, ZHANG Wensheng, SUN Xuewei, et al. Multi-objective wing shape optimization for a wide-body civil aircraft in wing-body-pylon-powered nacelle configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 63-73 (in Chinese)
- [7] 黄江涛,高正红,余婧,等. 大型民用飞机气动外形典型综合设计方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 52-62  
HUANG Jiangtao, GAO Zhenghong, YU Jing, et al. A typical integrated design method for aerodynamic shape optimization of large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 52-62 (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260
- [10] ALONSO J, LEGRESLEY P, VAN DER WEIDE E, et al. pyMDO: a framework for high-fidelity multi-disciplinary optimization [C]//10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, 2004
- [11] 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
- [12] 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): 103-120  
BAI Junqiang, LEI Ruiwu, YANG Tihao, et al. The recent progress of adjoint-based aerodynamic optimization design for large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 103-120 (in Chinese)
- [13] MADER C A, KENWAY G K W, YILDIRIM A, et al. ADflow: an open-source computational fluid dynamics solver for aerodynamic and multidisciplinary optimization[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2020, 17(9): 508-527
- [14] KENNEDY G J K, 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 & Design, 2014, 87: 56-73
- [15] 刘艳,白俊强,华俊,等. 基于 RBF 插值技术的 CFD/CSD 非线性耦合分析方法研究[J]. 计算力学学报, 2014, 31(1): 120-127  
LIU Yan, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. A approach to CFD/CSD non-linear coupling based on RBF interpolation technology [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2014, 31(1): 120-127 (in Chinese)
- [16] 张兵,韩景龙. 带旋转修正的弹簧-TFI 混合动网格方法[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1815-1823  
ZHANG Bing, HAN Jinglong. Spring-TFI hybrid dynamic mesh method with rotation correction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1815-1823 (in Chinese)
- [17] LAFLIN K R, BRODERSEN O, RAKOWITZ M, et al. Summary of data from the second AIAA CFD drag prediction workshop (Invited)[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004
- [18] KEYE S, RUDNIK R. Aero-elastic simulation of DLR's F6 transport aircraft configuration and comparison to experimental data [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2009
- [19] BURNER A, GOAD W, MASSEY E, et al. Wing deformation measurements of the DLR-F6 transport configuration in the national transonic facility(Invited)[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2008
- [20] 何小龙,白俊强,李立,等. 飞行器圆柱类部件的气动外形参数化方法[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(6): 1027-1036  
HE Xiaolong, BAI Junqiang, LI Li, et al. CYFFD parameterization method for cylindrical components of aircrafts[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(6): 1027-1036 (in Chinese)
- [21] KRAFT D. A software packange for sequential quadratic programming[R]. Technical Report DFVLR-FB 88-28, 1988
- [22] BOEING COMMERCIAL AIRPLANES. 787 airplane characteristics for airport planning[EB/OL]. (2018-03-01)[2021-09-15]. <http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/commercial/airports/acaps/787.pdf>
- [23] KENWAY G K W, KENNEDY G J K, MARTINS J R R A. A scalable parallel approach for high-fidelity aerostructural analysis and optimization[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, 2012

- [24] RASPANTI C G, BANDONI J A, BIEGLER L T. New strategies for flexibility analysis and design under uncertainty[J]. Computers & Chemical Engineering, 2000, 24(9/10): 2193-2209

## Multi-point aero-structural design optimization of wings considering drag-divergence constraints

ZHANG Yu<sup>1</sup>, BAI Junqiang<sup>1,2</sup>, QU Feng<sup>1</sup>

(1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2.Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Considering the drag-divergence performance as a constraint, this paper presents a multi-point aero-structural design optimization of wings on a wing-body-tail-engine configuration of long-range dual-aisle civil aircraft by using a gradient-based method based on the discrete adjoint method. Firstly, the accuracy of the coupled aero-structural analysis method used in this paper was validated with DLR-F6 wing-body configuration. Then a wing aero-structural design optimization based on a dual-aisle civil aircraft is offered. The drag coefficient of the optimized configuration in every state decreased, which was reduced by 13.67 counts at the cruise condition, the difference in drag coefficient from Mach 0.85 to Mach 0.87 was decreased from 28.52 counts to 18.98 counts, indicating its drag-divergence performance has been improved undoubtedly. Finally, we compared the performance among the multi-point aero-structural optimized configuration, the single-point aerodynamic optimized configuration and the single-point structural optimized configuration. The results show that the multi-point aero-structural design optimization considering drag-divergence performance has great potential to gain a design configuration with better comprehensive and practical performance compared with a single-point optimization in a single discipline.

**Keywords:** large civil aircraft; drag-divergence; aero-structural design optimization; discrete adjoint method; gradient-based optimization

**引用格式:** 张煜, 白俊强, 屈峰. 考虑阻力发散约束的机翼气动/结构多点优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(2): 241-252

ZHANG Yu, BAI Junqiang, QU Feng. Multi-point aero-structural design optimization of wings considering drag-divergence constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(2): 241-252 (in Chinese)