

# 考虑大变形的大展弦比机翼气动弹性优化设计

王斐<sup>1</sup>, 李秋彦<sup>1</sup>, 谢长川<sup>2</sup>, 孟杨<sup>2</sup>

(1. 成都飞机设计研究所, 成都 610091; 2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要:**针对大展弦比机翼飞机自身特点,在结构大变形情况下,将弹性力学几何非线性理论引入到大柔性飞行器的气动弹性力学分析中,建立完整的几何非线性气动弹性分析方法框架。该方法主要包含两方面:结构非线性刚度和曲面气动力的计算。结合优化设计,为了提高优化设计效率,针对迭代过程进行有效简化。基于 ISIGHT 优化平台,发展一种适用于初步设计阶段大展弦比机翼在大变形情况下的气动弹性优化设计方法,有效地避免了结构大变形情况下线性气动弹性分析造成的设计偏差。为了摆脱对初始设计点的依赖,结合局部算法,采用组合优化策略,开展了大展弦比机翼的几何非线性气动弹性优化设计,首先应用蚁群算法定位目标极值在设计空间中所处的区域,再应用直接搜索算法对该区域精确寻优,获得更加准确的设计结果。

**关键词:**气动弹性;大展弦比;几何非线性;气动弹性优化设计;直接搜索法;蚁群算法

**中图分类号:**V211.47

**文献标志码:**A

## 引言

现代飞机由于不断追求减轻结构重量和提高飞行性能,使得气动弹性问题变得愈加突出。大柔性飞行器的气动弹性研究是近年高空长航时无人机和大型运输机的设计需求。该类飞机在飞行过程中具有大变形的特征,尤其在阵风和机动过程中,静/动力学变形问题更为突出,通常在线性小变形假设情况下进行研究的气动载荷分布、动力学响应、静弹性和颤振等问题的边界条件受到较大改变,因此结构大变形对气动弹性的影响必须予以考虑。国内外的初步研究均表明,一方面,结构大变形造成机翼有效升力的变化,从而进一步改变了结构设计的载荷条件;另一方面,结构几何非线性因素在一定的结构变形程度下会显著降低飞行器的气动弹性稳定性(可以达到10%以上),这就有可能降低飞行器颤振余量,影响其飞行安全。因此,大变形对这类飞机带来的影响,给传统飞机设计理念和带来了挑战。这是由于进行几何非线性气动弹性分析时,结构相应变

形没有转化成约束条件参与分析,所以使得设计偏离真实算例,造成设计上的偏差<sup>[1]</sup>。

针对大展弦比机翼飞机自身特点,利用气动弹性优化设计技术,考虑大变形时结构几何非线性的影响,将几何非线性气动弹性分析与气动弹性优化技术结合起来,建立一种适用于考虑大变形的几何非线性气动弹性优化设计方法。在上述基础上继续探索优化效率的提高,完善初步设计阶段的气动弹性优化方法体系,使得飞机初步阶段设计更具有合理性和高效性。

## 1 理论基础

在外载荷作用下,大展弦比柔性机翼会发生显著的弯曲变形和扭转变形,传统基于小变形假设的线性求解方法不再适用,但结构应变并不大,本构关系仍为线性,即形成几何非线性问题。从结构力学和空气动力学两方面都考虑了几何非线性因素的气动弹性问题可称为几何非线性气动弹性<sup>[2]</sup>。主要涉及三方面的基础理论,分别为结构几何非线性理论,结构变形后曲面气动力分

析方法以及相应的结构/气动界面耦合方法。

考虑到结构模型的工程适用性,机翼结构采用较为通用的非线性有限元模型<sup>[2-3]</sup>,大变形机翼的气动力计算采用考虑曲面效应的偶极子格网法<sup>[4-5]</sup>。随着结构变形的增大,气动力方向也随着改变,因此还需要考虑定常气动力的随动加载。气动网格划分示意图如图 1 所示,总体气动坐标系定义  $X$  轴正向沿来流方向, $Y$  轴正向为沿翼展向外, $Z$  轴正向由右手定则确定。对于考虑大变形情况需要定义局部气动坐标系,其原点位于网格分块 1/4 弦线的中点处, $x$  轴指向来流方向, $s$  轴正方向沿 1/4 弦线向右, $n$  轴为曲面网格的局部法向。

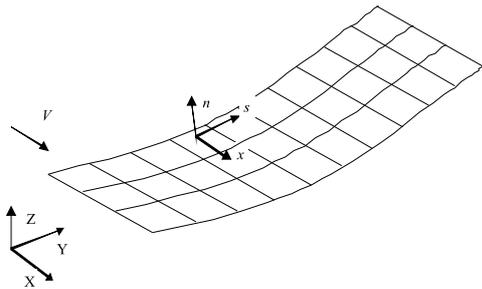


图 1 曲面气动面网格示意图

结构/气动界面的位移和力传递通过曲面样条插值函数实现<sup>[6]</sup>,该方法是基于弹性薄板解析解的无限平板样条(IPS)及其三维推广的薄板样条(TPS)方法,广泛应用于气动弹性界面耦合求解之中,并成为商用软件如 NASTRAN 与 ZAERO 的标准插值方法。其主要思路为:已知某一坐标平面上  $n$  个任意分布的独立节点及其对应的位移,以此确定曲面样条函数的待定系数,样条函数确定后,位移的插值形式为:

$$U_A = GU_S \quad (1)$$

其中,  $G$  为由结构到气动结点的位移插值矩阵。由虚功等效可以得到载荷的插值形式:

$$F_S = G^T F_A \quad (2)$$

## 2 分析流程

大展弦比柔性机翼气动弹性分析是静、动力学相互耦合的。几何非线性静气动弹性分析包括非线性结构静力分析、大变形定常气动力计算和结构/气动界面的耦合迭代。在变形后的结构上计算定常气动力,并插值到结构上,采用非线性结构求解器计算新的变形,如此迭代直到达到一定的精度要求,认为结构满足平衡条件,从而得到非线性静平衡态,如图 2 所示,此时可以给出结构变形和定常气动力特性。

基于非线性静气动弹性平衡状态,得到系统动力学

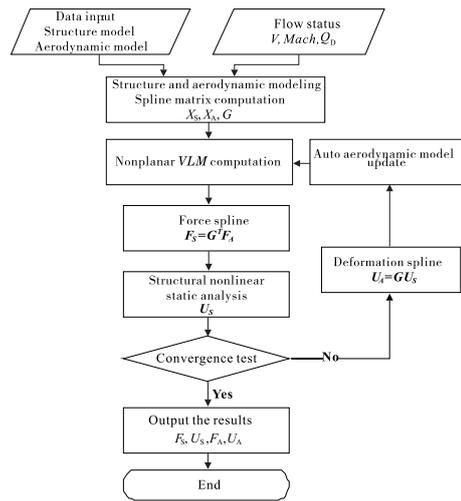


图 2 几何非线性静气动弹性分析流程图

线性化方程的各系数矩阵,采用“准模态法”<sup>[2]</sup>进行几何非线性颤振分析,即假设结构在较大静变形平衡位置附近作微幅振动,继续沿用线性系统振动理论中的固有频率和模态的概念,颤振分析方法采用  $p - k$  法<sup>[7]</sup>。然而这样仅能计算出该平衡态的预测颤振速度,无法得到确切的颤振临界速度,这是因为来流速度不同,系统的平衡态会发生变化,所以需要迭代求解,直到预测颤振速度收敛到来流速度为止,如图 3 所示。

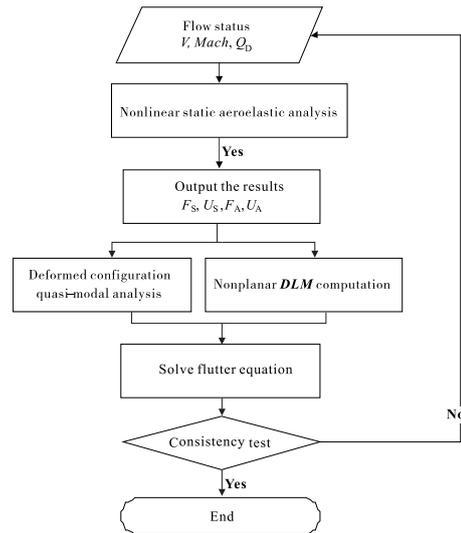


图 3 几何非线性颤振分析流程图

## 3 算例仿真

### 3.1 模型基本参数

机翼动力有限元模型如图 4 所示,主梁提供机翼整体刚度,离散质量点模拟质量特性。弦向的梁单元主要用于表现扭转变形并进行气动力插值。模型基本参数见表 1。

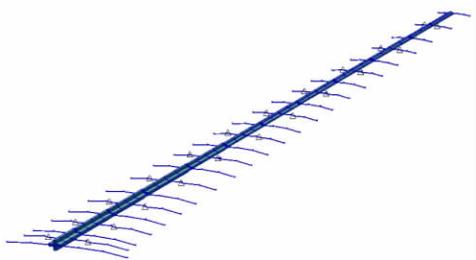


图4 有限元模型

表1 机翼模型参数

类别	值
展长/mm	1542
根部弦长/mm	263
翼尖弦长/mm	71
主梁位置	40% 弦长位置
结构重量/kg	3.1

图5展示了风速为37 m/s算例下的计算过程,左边表示气动面的迭代变形过程,右边为结构的迭代变形过程。从图5可以明显看到相对变形越来越小,最后收敛。

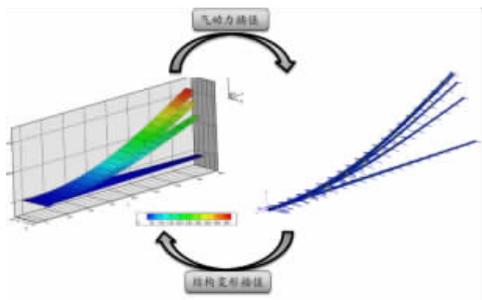


图5 迭代过程示意图

### 3.2 优化策略

结合优化设计,为了提高优化设计效率,针对迭代过程进行有效简化。非线性静气动弹性分析计算效率低,主要是因为需要迭代。但是在静气动弹性优化分析时,如果设计参数变化不大,那么同等算例下,收敛状态的变形位置和气动分布也不会发生太大变化,对于这种情况可以考虑直接引入前一次寻优的平衡态载荷,而不进行迭代分析,采用近似的方法获得非线性静气动弹性响应结果。通过这种方法可以有效地减小工作量,提高分析效率。具体计算步骤为:

(1) 将前一次寻优迭代后的稳态载荷,作用到新的结构上,获得静变形  $U_i$ 。

(2) 记前一次的寻优的最终静变形  $U_j$ , 判定参考值取为  $\varepsilon$ , 比较  $\left| \frac{U_i - U_j}{U_j} \right| \leq \varepsilon$ 。

(3) 若满足,直接采用前一次寻优的稳态载荷,得到静气动弹性响应,然后进行颤振分析。

(4) 若不满足,进行静气动弹性迭代分析,获得静平衡态载荷和变形,然后进行颤振分析。

(5) 无需得到具体的颤振速度,只判定颤振速度是否满足边界条件。

为了研究相对变形对非线性气动弹性分析结果的影响,对判定参考值  $\varepsilon$  取不同值进行优化分析,并与不采用简化方法对比,即  $\varepsilon = 0\%$ 。计算时间结果如图6所示,采用简化方法优化后计算时间明显减少,其中参考值取为1%时计算时间最长,主要是因为其判定条件最严格,大部分优化过程仍然采用迭代计算。结果显示判定参考值取为3%时,计算时间最短,当判定参考值取得更大时,由于分析结果的不准确,对优化算法的寻优过程会产生较大影响,计算时间反而增加。以不采用简化方法的优化结果为标准,计算各判定参考值的相对误差,如图7~图10所示。结构总重、颤振速度以及最大位移误差都在3%以内,但是判定参考值取为5%和9%时根部应力结果偏差较大。总的来说判定参考值为3%时,优化结果最准确。综合考虑计算效率和优化结果的准确性,本文中静气动弹性迭代过程的判定参考值取为3%。

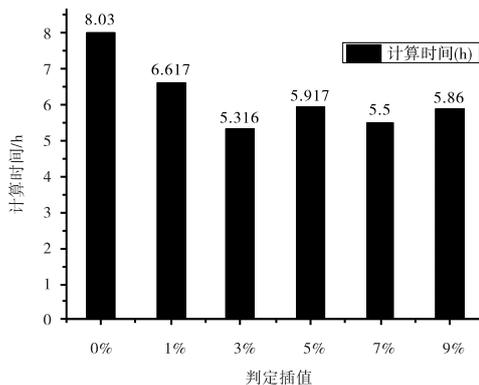


图6 计算时间对比

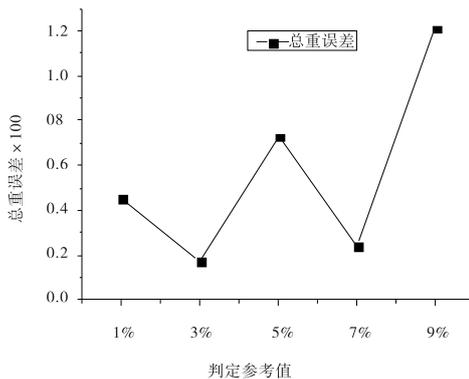


图7 总重相对误差

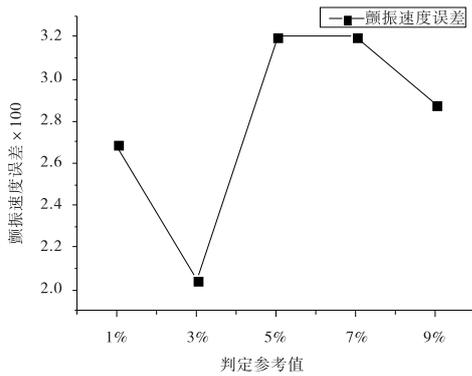


图 8 颤振速度相对误差

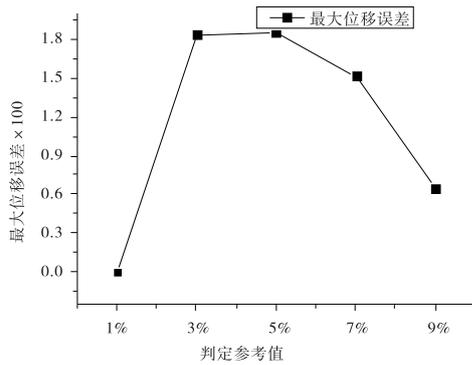


图 9 最大位移相对误差

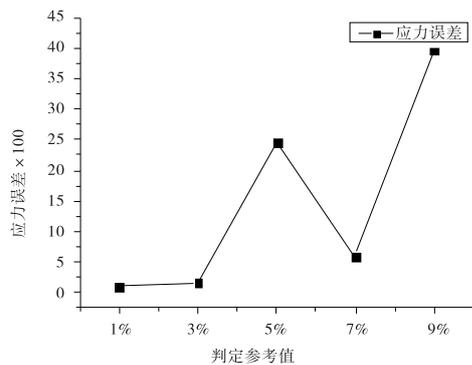


图 10 应力相对误差

### 3.3 算例 1 优化结果

#### 3.3.1 约束条件

以机翼 2g 机动飞行状态为设计背景,针对主梁的截面尺寸进行优化设计,以主梁的重量最小为优化目标,要求变形在 10% 以内,刚度和强度在安全范围内,在一定的速度下不发生颤振,约束条件为:

(1) 海平面高度,飞行速度 20 m/s,2g 过载配平状态,翼尖位移约束  $u_{top} \leq 154 (10\%) \text{ mm}$ 。

(2) 海平面高度,飞行速度 20 m/s,2g 过载配平状态,翼尖扭转角约束为  $|\varphi_{top}| \leq 2^\circ$ 。

(3) 海平面高度,机翼颤振速度  $V_F \geq 50 \text{ m/s}$ 。

(4) 主梁各段靠近翼根处端面,最大应力约束为  $\sigma_{max} \leq 350 \text{ MPa}$ ,安全系数取为 1.5。

#### 3.3.2 线性优化

大展弦比机翼线性优化不考虑由于机翼大变形带来的刚度非线性和气动力曲面效应的影响。优化算法采用局部优化算法 HJ 法。设定一组合适的主梁截面尺寸初始值,最大优化迭代 1000 次,相对步长取为 0.05,减缩因子取为 0.5。迭代过程如图 11 所示,迭代过程反应了 HJ 法的两类移动方式,局部变动表示的是算法探测性移动,相对幅度较大的跳跃是算法沿一个有前途方向加速移动的模式性移动。

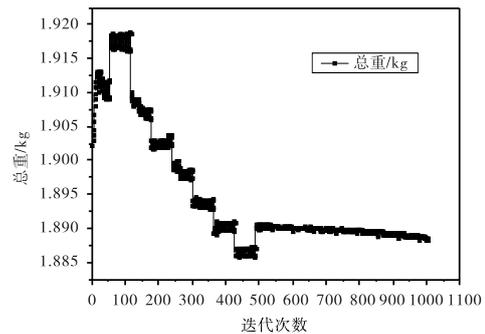


图 11 线性优化迭代过程

线性优化结果见表 2,颤振速度刚好达到约束条件下限,而位移约束还有一定的空间,总重降低 0.7%。颤振耦合形式没有发生改变,穿越模式都是一阶扭转。

表 2 线性优化结果对比

	初始设计	优化后	约束条件
设计目标/kg	1.9022	1.8886	Min
翼尖位移/mm	123.4	143.4	$\leq 154 (10\%)$
翼尖扭转/ $^\circ$	1.88	1.81	$\leq 2$
颤振速度/(m/s)	49	50	$\geq 50$

#### 3.3.3 几何非线性分析

将线性优化结果进行几何非线性分析,结果见表 3。考虑机翼受载变形后,结果发生了明显变化,其中翼尖位移和颤振速度都没有满足约束条件。这表明当机翼发生较大变形时,传统的基于小变形假设的气动弹性优化不再适用,得到的最优解在真实工况下时有可能不满足约束条件,所以发展适用于大变形的非线性优化方法是十分必要的。

表 3 线性与非线性分析结果对比

	线性结果	非线性结果	约束条件
总重/kg	1.8886	1.8886	Min
翼尖位移/mm	143.4	156.2	$\leq 154 (10\%)$
翼尖扭转/ $^\circ$	1.81	1.88	$\leq 2$
颤振速度/(m/s)	50	45.7	$\geq 50$

线性和非线性模态结果见表 4,当风速达到 45.7 m/s

时,翼尖变形已经达到 17%,不仅使前四阶非线性模态频率(考虑结构变形后的模态频率)降低,颤振速度降低,而且颤振耦合形式也发生了改变,水平模态参与了颤振。

表 4 线性与非线性模态对比

线性频率		非线性频率	
模态	频率/Hz	模态	频率/Hz
垂直一阶弯曲	2.73	垂直一阶弯曲	2.69
水平一阶弯曲	4.88	水平一阶弯曲	4.79
垂直二阶弯曲	9.13	垂直二阶弯曲	9.09
水平二阶弯曲	17.52	水平二阶弯曲	17.40
垂直三阶弯曲	21.67	垂直三阶弯曲	21.90
一阶扭转	35.01	一阶扭转	37.67

### 3.3.4 几何非线性优化

约束条件不变,初始值采用线性优化结果,设计目标、设计变量和优化算法参数与线性优化相同。通过几何非线性优化,最终得到满足真实约束条件的设计结果,见表 5,颤振速度提高 9%,重量上付出了 1.5%的代价。

表 5 算例 1 优化结果对比

	初始设计	优化后	约束条件
设计目标/kg	1.8886	1.9176	Min
翼尖位移/mm	156.2	140.8	< = 154(10%)
翼尖扭转/°	1.88	1.68	< = 2
颤振速度/(m/s)	45.7	50	> = 50

## 3.4 算例 2 优化结果

### 3.4.1 约束条件

以大变形低速风洞模型设计为背景,同样针对主梁的截面尺寸进行优化设计,以主梁的重量最小为优化目标,要求变形达到 25% 以上,颤振速度在一定的范围内,约束条件变为:

(1) 机翼颤振速度(m/s)约束  $36 \leq V_f \leq 40$ 。

(2) 颤振速度下,翼尖位移(mm)约束为:  
 $380(25\%) \leq u_{top} \leq 550(36\%)$

(3) 颤振速度下,翼尖扭转角约束为  $|\varphi_{top}| \leq 5^\circ$ 。

(4) 主梁各段靠近翼根处端面,最大应力约束为  $\sigma_{max} \leq 350 \text{ MPa}$ ,安全系数取为 1.5。

### 3.4.2 局部算法几何非线性优化

重新给定一组合适的主梁截面尺寸初始值,计算来流速度设置为颤振速度约束下边界 36 m/s,优化算法参数不变,直接开展几何非线性气动弹性优化设计。迭代过程如图 12 所示,目标函数经过 531 次计算,获得收敛。

优化结果见表 6,优化前机翼模型的翼尖扭转角和非线性颤振速度都偏大,对风洞流场稳定性和模型安全性都是不利的,通过优化后,颤振速度降低到设计要求

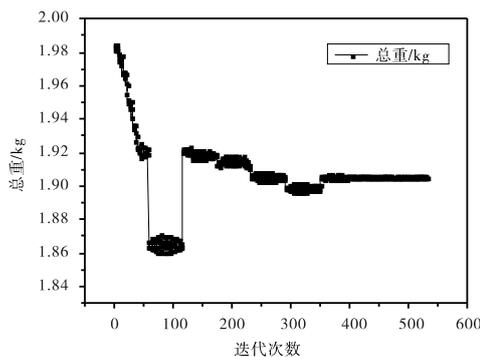


图 12 算例 2 优化迭代过程

范围内,同时满足约束条件,总重达到最小,颤振速度下降 12%,总重下降了 4%,表明初始设计状态是过刚度。优化前后频率对比见表 7,主要的颤振耦合模态垂直一阶弯曲频率下降 23.6%,水平一阶弯曲频率下降 22.6%,一阶扭转下降 9.6%,进而使得颤振速度降低。

表 6 算例 2 优化结果对比

	初始设计	优化后	约束条件
设计目标/kg	1.983	1.9053	Min
翼尖位移/mm	475	549	< = 550(25%)
翼尖扭转/°	6.2	4.77	< = 5
颤振速度/(m/s)	41	36.17	36—40

表 7 算例 2 模态频率对比

优化前		优化后	
模态	频率/Hz	模态	频率/Hz
垂直一阶弯曲	3.14	垂直一阶弯曲	2.40
水平一阶弯曲	4.30	水平一阶弯曲	3.33
垂直二阶弯曲	12.93	垂直二阶弯曲	10.73
水平二阶弯曲	19.87	水平二阶弯曲	16.52
垂直三阶弯曲	31.53	垂直三阶弯曲	27.09
一阶扭转	39.65	一阶扭转	35.83

### 3.4.3 组合优化

为了摆脱对初始设计点的依赖,本文采用组合优化策略,通过集成蚁群算法和直接搜索算法<sup>[11-13]</sup>进行优化设计。首先发挥蚁群算法的优势,进行有效的全局寻优,在整个设计空间中定位目标极值,然后发挥直接搜索算法精度高而且速度快的优势,对该区域精确寻优。

直接搜索法、蚁群算法和组合优化三种方法的优化结果对比见表 8。从表 8 可知,采用组合优化策略的方式,在满足气动弹性性能指标的同时,结构总重最小,获得相对更加优秀的设计方案。单独采用直接搜索法得到的最优结果总重最大,可见初值的选取对局部算法的结果影响很大。但是在实际工程设计中,依靠工程经验给出的初始设计方案,相对而言比较可靠,因此局部算法凭借优化效率高的特点,在工程上依然具有一定的使用价值。

表 8 不同优化方法结果对比

	总重 /kg	翼尖位移 /mm	翼尖扭转角 /°	颤振速度 /(m/s)
局部优化	1.9053	549	4.77	36.17
全局优化	1.8871	530	4.61	37.8
组合优化	1.8379	540	4.79	36.44

组合优化结果与初始设计方案在相同工况下机翼 Z 方向的变形对比,如图 13 所示,可以得到优化后结构总体刚度显著减小。颤振  $v-g$  图如图 14 所示,可以得到机翼优化前颤振速度不满足约束条件,通过优化设计使得颤振速度处于约束范围内,颤振形式并未发生改变,属于弯扭颤振,参与模态同样是垂直一阶弯曲、水平一阶弯曲和一阶扭转的耦合。

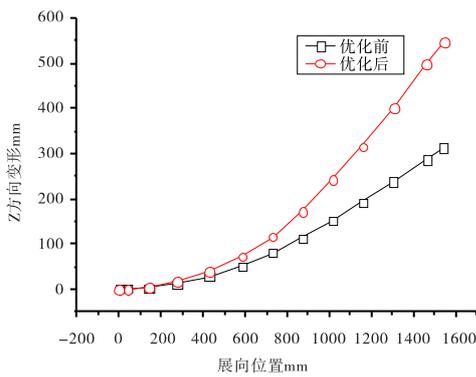


图 13 组合优化变形结果对比

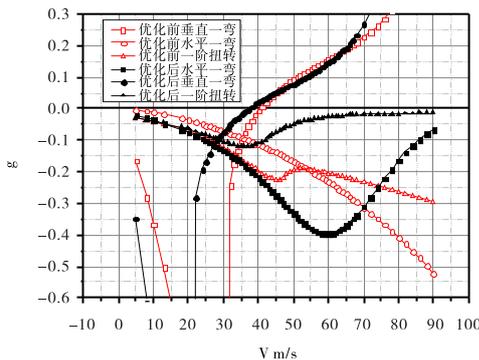


图 14 组合优化颤振结果对比

#### 4 结束语

大变形产生的几何非线性效应给传统飞机设计理念和方法带来了很大的挑战。基于有限元和曲面气动建模方法,通过曲面样条函数插值法实现位移和载荷信息的相互传递,将弹性力学几何非线性理论引入到大柔性飞行器的气动弹性力学分析当中,建立了完整的能够考虑大变形的非线性气动弹性优化设计分析框架。结合优化算法和气动弹性分析方法的特点,为了提高计算效率,有效简化了迭代求解过程。从计算时间和优化结果

来看,不仅提高了计算效率,而且保证了优化结果具有较高精度,满足优化设计要求。基于 ISIGHT 优化平台,采用直接搜索法 HJ 法,分别针对两种变形算例,对机翼主梁剖面尺寸进行了优化设计。研究表明大展弦比机翼在气动载荷作用下发生较大变形时,会对结构刚度产生影响,一般表现为结构频率的降低,从而使得大展弦比机翼的临界颤振速度降低,如果采用线性分析方法进行优化设计,会导致结果无法满足真实工况下的性能指标,因此进行几何非线性气动弹性优化设计是十分必要的。为了同时发挥直接搜索法和蚁群算法的优势,实现了两种算法的有效组合,同时保证了全局性和精确性,相比于采用单一算法的优化策略,获得了精度更高的设计结果,但是计算时间相对更长。

#### 参考文献:

- [1] 陈桂彬,邹丛青,杨超.气动弹性设计基础[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
- [2] XIE C C, YANG C. Linearization method of nonlinear aeroelastic stability for complete aircraft with high-aspect-ratio wings[J]. Science China Technological Sciences, 2011, 54(2): 403-411.
- [3] 王勖成,邵敏.有限单元法基本原理和数值方法[M].北京:清华大学出版社,1997.
- [4] XIE C C, WANG L B, YANG C, et al. Static aeroelastic analysis of very flexible wings based on non-planar vortex lattice method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 514-521.
- [5] 管德.非定常气动力计算[M].北京:北京航空航天大学出版社,1991.
- [6] XIE C C, YANG C. Surface splines generalization and large deflection interpolation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1024-1026.
- [7] 杨超.飞行器气动弹性原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011.
- [8] LIU Y Q, LIU S Y, GU M T. Hooke and Jeeves algorithm for linear support vector machine[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2010, 21(1): 138-141.
- [9] LEWIS R M, TORCZON V, TROSSET M W. Direct search methods: then and now[J]. Journal of Computation and Applied Mathematics, 2000, 124(1-2): 191-207.

- [10] DORIGO M, STTZLE T. Ant Colony Optimization [M]. Bradford: The MIT Press, 2004.
- [11] DORIGO M, MANIEZZO V, COLORNI A. Ant system: optimization by a colony of cooperating agents [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1996, 26(1): 29-41.
- [12] BULLNHEIMER B, HARTL R F, STRAU C. A new rank based version of the ant system; a computational study [J]. Central European Journal for Operations Research and Economics, 1997, 7(1): 25-38.

## Aeroelastic Optimization Design for High-aspect Ratio Wing Under Large Deformation

WANG Fei<sup>1</sup>, LI Qiuyan<sup>1</sup>, XIE Changchuan<sup>2</sup>, MENG Yang<sup>2</sup>

(1. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China; 2. College of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Aeroelastic problems are becoming increasingly prominent, which will have an important impact on the flight performance and safety indicators of aircrafts. It is the design needs of large transport aircrafts and high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle to study the aeroelasticity of large flexible aircraft during recent years. In the view of the problems, it proceeds as follows. Considering the structural large deformation, the geometric nonlinear elasticity theory is introduced into aeroelasticity analysis of flexible aircraft. Then the complete geometric nonlinear aeroelastic analysis framework is established. This method consists of two main areas. One is structural deformation stiffness and the other is the surface aerodynamic calculation. Combined with optimization, the iterative process of static and dynamic aeroelastic are simplified respectively in order to improve efficiency. Based on the ISIGHT optimization platform, a design method of high aspect ratio wing under large deformation is developed, which is suitable for the aeroelastic preliminary design phase. On the basis of geometric nonlinear aeroelastic analysis methods, direct search method is used for optimization. Combining the geometric nonlinear aeroelastic analysis methods and ISIGHT platform, the deviation caused by linear aeroelastic analysis under large deformation is effectively avoided. In order to get rid of dependence on the initial design point, the combination optimization strategy is used to carry on the nonlinear aeroelastic optimization design. Firstly the ant colony algorithm is used to locate the area of the target extreme value. Then the direct search algorithm is used to exactly optimize. At last better results are obtained.

**Key words:** aeroelasticity; large aspect ratio; geometrical nonlinearity; aeroelastic optimization design; direct search algorithm; ant colony algorithm