大展弦比联接翼结构重量估算

王小妮 余雄庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 联接翼是一种将前翼和后翼连接在一起的飞行器创新布局形式. 针对飞机总体设计阶段需要知道飞机结构重量与气动外形参数之间关系的问题,提出了一种建立大展弦比联接翼布局飞机外形参数与结构重量之间关系的方法. 该方法首先应用结构有限元的参数化建模和结构优化方法获得联接翼的结构重量,然后应用试验设计法和响应面模型获得外形参数与其结构重量之间的定量关系. 应用这种方法,获得了某大展弦比联接翼结构重量与其外形参数(包括前翼展长、后翼展长与前翼展长之比、前翼展弦比、前翼上反角、前翼后掠角、前后翼根弦前缘纵向距离以及前后翼根弦前缘垂直距离)之间的关系. 所获的计算结果对联接翼布局飞机总体参数的确定具有参考价值.

关 键 词: 飞机设计; 优化; 联接翼; 试验设计法; 响应面模型

中图分类号: V 212

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2005)12-1289-04

Predications of structural weight for high aspect ratio joined-wings

Wang Xiaoni Yu Xiongqing

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The joined- wing is an innovative aircraft configuration with a structural connection between the front wing and the rear wing. An approach was presented to investigate the dependences of the structural weight of a hign-aspect-ratio joined-wing on the parameters of its aerodynamic configurations. Such the dependences are essential for the priliminary deisgn of the joined-wing configuration. The approach consists of two steps. The first step is that the joined-wing structural weights were predicated by the combination of parameterized modeling of the finite element method (FEM) with structure optimization method. The second step is that the quantitative relationships between joined-wing configuration parameters and structural weights were explored using the design of experiment (DOE) method and response surfaces model. Based on this approach, the dependences of the wing structural weight of the joined-wing on the configuration parameters were obtained, which indude the span of front wing, the ratio between front wing span and rear wing span, the aspect ratio of front wing, the dihedral of front wing, the sweep of front wing, the longitudinal distance between front and rear wing, and the vertical distance between front and rear wing. The dependences obtained can be used as a guidance for the preliminary sizing of the high-aspect-ratio joined-wing configurations.

Key words: aircraft design; optimization; joined -wing; design of experiment; response surfaces model

1 联接翼介绍

联接翼(joined-wing)是一种将带上反角的后

收稿日期: 2004-09-24

基金项目: 航空科学基金资助项目(00B52017)

作者简介: 王小妮(1979-),女,陕西华阴人,硕士生, wxn344@sohu.com.

掠前翼和带下反角的前掠后翼连接成菱形框架结构的飞机布局构形,其机翼框架的前视图和俯视图都成菱形投影,如图1所示. 它有如下优点:结构重量轻,刚度好;诱导阻力较小;配平时最大升力系数高;可进行直接力控制;抗坠毁性好. 吸引了许多研究者对联接翼特点进行研究[1~6].

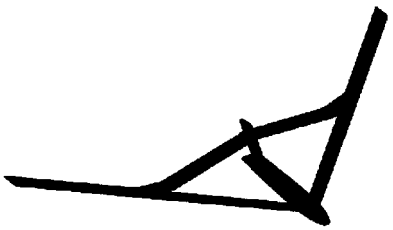

图1 联接翼布局

本文认为,联接翼布局对于有长航时设计要求的飞机是一种极有竞争力的布局形式. 因为这类飞机的诱导阻力在总阻力中所占的比例较大,为了减小诱导阻力,提高升阻比,在设计中往往采用大展弦比机翼的布局形式. 但大展弦比机翼会导致机翼结构重量增加和刚度差的缺点. 而联接翼最突出的优点是结构的重量轻,刚度好,因此联接翼布局有可能是解决联接翼结构重量大和刚度差的有效途径之一.

在飞机总体设计阶段,希望能知道飞机结构重量与气动外形参数之间的关系,以便确定最佳总体方案. 但对于大展弦比联接翼构形,其结构重量与气动外形参数之间的关系还知之甚少. 本文的目的就是要研究大展弦比联接翼各外形参数对联接翼结构重量的影响关系.

本文对不同外形参数的联接翼结构进行设计和优化,从而获得大展弦比联接翼布局飞机各外形参数对联接翼结构重量的影响关系. 为了使获得的结构重量有较高的可信度,联接翼结构分析采用有限元模型,并应用优化方法进行结构设计. 为了全面考察各种外形参数组合对结构重量的影响,采用了试验设计法确定外形参数组合,并应用响应面方法得到结构重量与气动外形参数之间的定量关系.

2 结构有限元模型和优化设计

2.1 结构方案简述

前、后机翼选用双梁结构,前梁位于机翼前缘5%处,后梁在后缘70%处. 沿展向顺气流等百分比布置20个翼肋. 机翼盒段作为主要的受力结构,翼梁承受大部分弯矩和所有的剪力. 由于机翼展弦比较大,蒙皮不仅要传递扭矩还要承受部分弯矩. 普通肋在本结构中仅起传递局部载荷、支持蒙皮和维持翼型的作用. 前、后翼通过一联接件(夹层蜂窝板结构)相连,联接件可以在前后翼之间进行力矩的传递,由于联接件沿板厚方向的传弯能力非常弱,故采用夹层蜂窝结构来增加其厚度以提高前后翼之间弯矩的传递效率. 为了避免局部应力过大,与联接件相连的2个翼肋腹板也采用蜂窝结构. 结构方案示意图见图2.

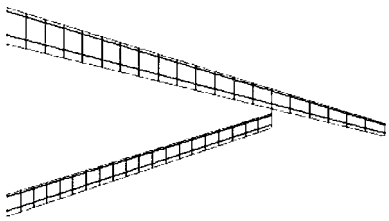

图2 联接翼结构方案示意图

2.2 外载计算

飞行状况为:巡航高度20 km;飞行马赫数为0.7;起飞重量11 850 kg. 气动外载计算采用涡格法[7]. 安全系数取为1.5,过载2.5 g. 同时考虑了燃油的重量,前、后机翼盒段从翼根到翼展,其展长的80%均可作为油箱携带燃油.

2.3 结构有限元模型

结构有限元建模是在Patran[8]环境下进行的. 前、后翼翼梁的上、下缘条沿展向均分为60个单元;上(下)蒙皮的展向均分为60等分,弦向分为8等分,共生成480个单元;梁腹板沿展向分为60个单元;肋的上、下缘条和腹板沿弦向分为8个单元;联接件划分为10个单元. 整个结构的有限单元共有3 658个单元,其中梁、肋的缘条简化为杆单元共1 152个,蒙皮、梁/肋腹板简化为壳元,共2 506个.

由于机翼结构的对称性,故只对其一半进行研究,对结构施加的边界条件必须能够模拟机翼的这种对称性. 首先,处在对称面内的节点沿展向的运动被约束;前、后机翼翼梁与机身连接处的所有自由度全被约束;翼尖处的单元没有施加任何约束.

结构材料选用碳纤维复合材料. 本文采用了一种方法将复合材料等价为各向异性材料来使用. 考虑到梁、肋的缘条以及腹板,蒙皮承载形式的不同,将碳纤维(T300/5224)按角度(0°/±45°/90°)以3种不同的铺层比例各铺20层,把得到的层合板力学性能作为各向异性材料的力学性能,从而得到了3种等效材料,可在结构中直接使用.

等效材料的铺设方法见表 1, T300/5224 的力学特性见表 2. 其中 E_{1t} 为纵向拉伸弹性模量, E_{1c} 为纵向压缩弹性模量, E_{2t} 是横向拉伸弹性模量, E_{2c} 为横向压缩弹性模量, G_{12} 为复合材料面内剪切模量, ν_{12} 是 T300/5224 面内泊松比.

蜂窝结构板材为铝合金, 弹性模量为 68 GPa, 泊松比 0.33, 密度 2.8×10^3 kg/m^3; 芯材选用 Nomex.

表 1　等效材料

名称	受载类型	铺层比例
MAT-YT	弯矩	60%/30%/10%
MAT-FB	剪力	10%/80%/10%
MAT-MP	弯/扭矩	40%/50%/10%

表 2　T300/5224 力学性能

E_{1t}/GPa	E_{1c}/GPa	E_{2t}/GPa	E_{2c}/GPa
136	111	9	9.5
G_{12}/GPa	ν_{12}	厚度/mm	密度/(kg·m^{-3})
4.9	0.316	0.125	1.6×10^{-3}

2.4　联接翼结构的优化设计

以联接翼结构重量作为目标函数,单元尺寸(板单元的厚度和杆单元的横截面积)作为设计变量,应变、位移和单元最小尺寸为约束条件对结构进行优化设计. 约束条件如表 3 所示.

表 3　约束条件定义

约束条件	数值
受压设计许用应变	≤4 000 $\mu\varepsilon$
拉伸设计许用应变	≤5 500 $\mu\varepsilon$
纵横剪切设计许用应变/rad	≤$7\ 600\times10^{-6}$
梁缘条横截面积/mm^2	10 ~ 15
肋缘条横截面积/mm^2	5 ~ 50
梁/肋腹板厚度/mm	0.635 ~ 10
蒙皮厚度/ mm	1.016 ~ 20
前翼翼尖位移/m	≤3.5

根据文献[6],联接翼结构材料集中沿机翼盒段对角分布,因此把前梁上缘条和后梁下缘条的横截面积作为同一个设计变量 A_1,前梁的下缘条和后梁的上缘条作为同一个设计变量 A_2. 为了减少设计变量的个数,采用了变量连接技术. 前、后机翼沿展向均分为 6 个区域,属于同一区域同类型单元采用相同的设计变量,同一区域的上、下蒙皮单元采用不同的变量,总共 96 个设计变量.

优化问题定义好后,在 Patran 环境下直接调用 MSC. Nastran 对结构进行优化设计,得到最优的结构重量.

3　结构重量与外形参数之间的关系

3.1　联接翼飞机外形的参数化

联接翼外形的参数化是用一组尽可能少的、相互独立的参数来描述其各种外形. 较完整地定义联接翼外形需用 29 个参数. 本文将其中 7 个对结构重量有重要影响的外形参数设为变量,研究这 7 个外形参数对结构重量的影响,其余外形参数设为固定值. 7 个外形参数的定义见表 4.

表 4　联接翼外形参数

序号	定义	变化范围
1	前翼展长/m	12 ~ 15
2	后翼展长与前翼展长之比	0.6 ~ 1
3	前翼展弦比	18 ~ 23
4	前翼上反角/(°)	3 ~ 7
5	前翼后掠角/(°)	18 ~ 30
6	前、后翼根弦前缘纵向距离/m	9 ~ 12
7	前、后翼根弦前缘垂直距离/m	1.4 ~ 3.4

3.2　联接翼结构有限元的参数化建模

当联接翼外形参数变化时,有限元模型也会随之变化. 如果对每种外形都要手工建立有限元模型,这个过程是相当繁琐的. 为了解决这个问题,本文利用 MSC. Patran 中的 PCL(Patran Command Language)语言建立了参数化模型,使这一过程自动化,大大提高了工作效率.

3.3　建立结构重量和外形参数的定量关系

为了合理选取联接翼各种外形参数的组合,采用了试验设计方法. 试验设计方法是一种有关如何合理安排试验的数学方法[9]. 试验设计方法有很多种,如正交设计,均匀设计,中心复合设计,拉丁超立方体设计等. 其中,中心复合设计最为常用,本文选用了该方法.

应用上节所述的方法,对各种外形参数组合的联接翼进行结构优化设计,得到各外形的结构重量,从而建立了外形参数与结构重量的数据库.

在获得外形参数与结构重量关系的数据库基础上,应用响应面方法,定量地建立外形参数与结构重量之间的函数关系. 响应面方法是一类对样本数据进行近似拟合的方法,也是多学科设计优化中有效的一种代理模型[9]. 其中多项式响应面模型应用最为广泛. 本文采用了二次多项式响应面模型来获得联接翼外形参数与结构重量之间的函数关系. 应用试验设计法和响应面模型还可分析各个参数对重量影响的大小程度.

试验设计以及响应面模型的建立都是在 iSIGHT 环境[10] 中进行的. iSIGHT 是一种多学科设计优化软件,提供了多种试验设计法和响应面模型.

3.4　计算结果

图 3 显示了联接翼外形参数对重量的影响程

度(不考虑交错项和二次项的影响),其中横坐标与表 4 中的序号相对应,其中前、后翼连接位置的影响最大. 图 4 ~ 图 10 为各外形参数与联接翼结构重量之间的关系图.

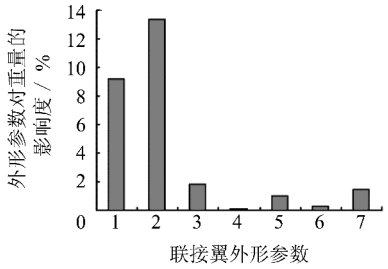

图 3 外形参数对重量的影响程度

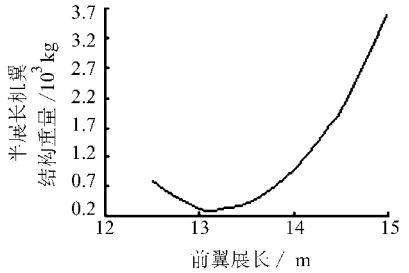

图 4 前翼展长与重量之间的关系

从图 4 可以看出,展长大约为 13.2 m 时结构重量最小,超过 13.2 m,重量随着展长的增加而增加. 图 5 显示连接位置在前翼 80% 左右结构重量最轻. 前翼展弦比小于 20,重量随着展弦比增大而减小,反之则增大,见图 6. 图 7 显示,前翼上反角为 5°度左右时,结构重量最轻. 前翼后掠角在 18° ~30°度时,结构重量随之增大而增大,大于 30°后重量开始减小,如图 8 所示. 图 9 中,前、后翼根部之间的纵向距离小于 10.5 m,重量随之增加而增加,反之减小. 前、后翼根部之间垂直距离增加,重量减小,见图 10.

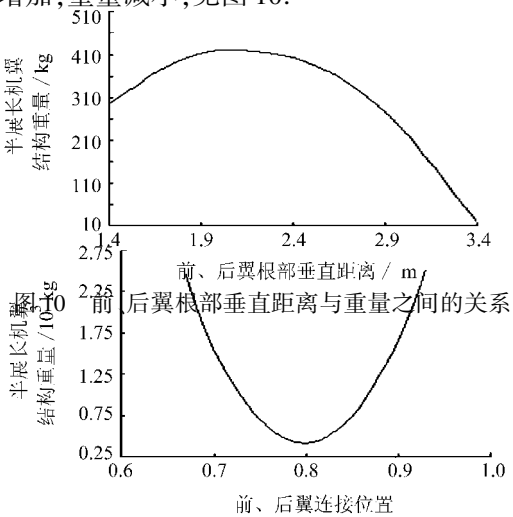

图 5 前、后翼连接位置与重量之间的关系

图 10 前、后翼根部垂直距离与重量之间的关系

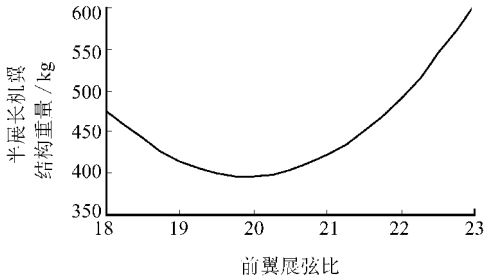

图 6 前翼展弦比与重量之间的关系

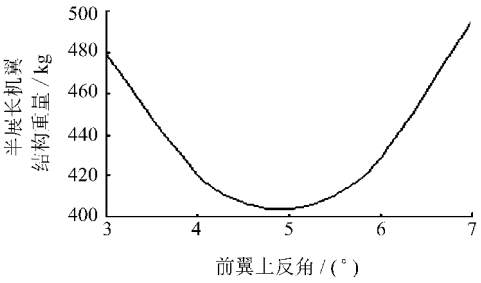

图 7 前翼上反角与重量之间的关系

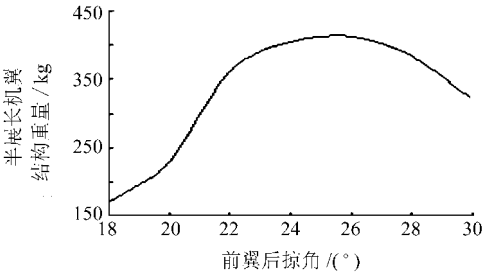

图 8 前翼后掠角与重量之间的关系

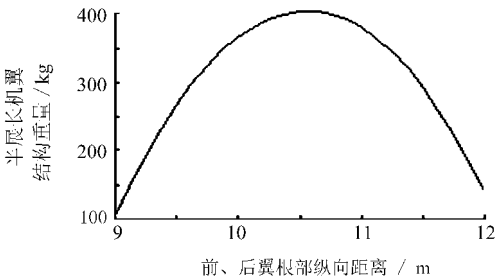

图 9 前、后翼根部纵向距离与重量之间的关系

(下转第 1298 页)