

# 基于参数化有限元方法的 机翼重量预测

## Wing Mass Estimation Based on Parametric Finite Element Method

毛弋方 邢宇 欧阳星 余雄庆 / Mao Yifang Xin Yu Ouyang Xing Yu Xiongqing

(南京航空航天大学, 南京 210016)

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

### 摘要:

为飞机总体设计阶段提供一种快速而较精确的机翼重量预测方法。该方法是将参数化几何建模和参数化有限元建模方法相结合,快速地建立机翼结构有限元模型。通过应用 CATIA 二次开发技术,实现机翼结构布置模型的自动生成;通过运用 PATRAN 的 PCL 语言,实现结构有限元模型的自动生成;通过应用优化方法,确定出结构尺寸,进而计算出机翼重量。算例表明,本方法可快速地分析不同结构布置方案和不同材料方案的机翼重量,适用于飞机总体方案设计阶段机翼重量计算。

**关键词:** 飞机总体设计;机翼重量;参数化建模;有限元方法;结构优化

**中图分类号:** V214.1

**文献标识码:** A

[Abstract] The purpose of this paper is to propose a rapid and more accurate method of wing mass estimation for aircraft preliminary design. The wing structure finite element models can be rapidly generated with the method that combined both geometry parametric method and parametric finite element method for the wing structures. The wing structure layout model can be automatically generated by the script of CATIA. Its finite element model can be automatically generated by PCL of PATRAN. The structure size and the mass of wing box structure are computed by optimized method. The examples show that the method can rapidly analyzed the wing mass for different structural layouts and different materials, which is suitable for aircraft preliminary design.

[Key words] aircraft preliminary design; wing mass; parametric modeling; finite element method; structural optimization

## 0 引言

飞机重量对飞机的运载能力、油耗水平、起降性能、飞行性能和飞行成本有着显著的影响,其中,机翼结构重量是飞机重量的一个主要组成部分。在飞机总体方案设计阶段,如何准确地估计算机翼结构重量,进而确定机翼重量指标,是飞机总体设计的一个重要问题。

机翼重量估算方法主要有三种:一种是基于统计的经验公式<sup>[1]</sup>,即根据已有飞机的数据推算设计飞机的重量;第二种是基于工程梁理论,即将机翼

等效为工程梁,再利用工程梁理论估计算机翼结构重量<sup>[2-3]</sup>;第三种是应用结构有限元法和优化方法来预测机翼结构重量<sup>[4-5]</sup>。

在上述三种方法中,由于结构有限元法能较详细描述机翼结构布置的特征和受力结构件的尺寸,因而具有较高的计算精度。但这种方法的缺点是机翼结构有限元建模的过程复杂,且难以满足飞机总体设计阶段的快速计算和分析要求。针对这一问题,本文将参数化几何建模与参数化有限元建模方法相结合,实现快速地建立机翼结构有限元模型,从而可分析不同结构布置方案和不同材料方案

对机翼重量的影响。

## 1 机翼重量计算和分析的问题

本文以类似于 A320 窄体客机的机翼为算例, 检验本文机翼重量计算方法的准确性; 以宽体客机 (外形类似于波音 787) 的机翼为研究对象, 研究结构设计对机翼重量的影响。

窄体客机和宽体客机的最大起飞重量和机翼外形的主要数据见表 1。机翼上的气动载荷分布由气动分析程序 BLWF 计算给出。

表 1 最大起飞重量和机翼外形数据

客机参数	客机种类	宽体	窄体
最大起飞重量/T		228	73.5
翼展/m		60.1	34.1
后掠角/°		32.2	25
展弦比		11	9.4
机翼参考面积/m <sup>2</sup>		325	122
梢根比		0.188	0.246
Kink 位置		0.33	0.32
翼根机翼相对厚度		0.13	0.151 5
Kink 处机翼相对厚度		0.096	0.117 5
翼尖机翼相对厚度		0.107	0.108 4

对于上述宽体机翼方案, 本文要解决的问题是: (1) 不同结构布置方案 (例如, 二梁布置方案和三梁布置方案) 对机翼结构重量有何影响; (2) 不同的材料方案 (铝合金和先进复合材料) 对机翼结构重量有何影响。

显然, 应用经验公式和工程梁方法都难以解决上述问题, 而参数化结构有限元方法和优化方法为解决这些问题提供了一条可行的途径。

## 2 重量计算流程和方法

基于参数化结构有限元模型和优化方法的机翼重量估算流程如图 1 所示。该流程主要包括输入数据、结构方案的参数化模型、有限元模型的自动生成、结构尺寸优化计算、机翼重量计算。以下各节分别说明该流程主要环节所采用的方法。

### 2.1 结构方案的参数化模型

机翼结构方案的参数化包括结构布置方案的参数化和结构尺寸的参数化。

### (1) 结构布置方案的参数化

机翼结构件包括梁、翼肋、蒙皮和桁条等受力构件。可用表 2 中参数来描述机翼结构布置方案的特征。结构布置方案的参数化建模是通过应用 VB 语言对 CATIA 进行二次开发来实现的。在生成机翼布置方案时, 只需设置表 2 中的参数值, 然后启动 VB 程序调用 CATIA 软件, 就能自动生成机翼结构布置方案的几何模型 (线框模型)。图 2 为窄体客机的双梁式机翼结构布置方案的几何模型; 图 3 为宽体客机的双梁式机翼结构布置方案的几何模型; 图 4 为宽体客机的三梁式机翼布置方案的几何模型; 图 5 是宽体客机外段机翼为双梁式、内段为三梁式机翼结构布置方案的几何模型。

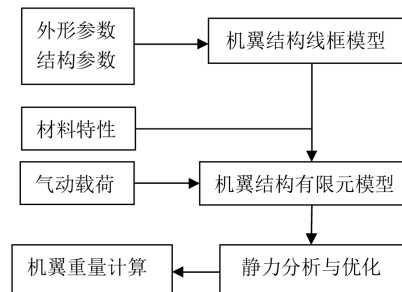


图 1 重量计算流程图

表 2 机翼结构布置的参数定义

参数名称	参数说明
梁数目	机翼翼梁的数目
梁类型	翼梁是否有半梁 (0 为无半梁, 1 为有半梁)
梁位置	梁位置沿机翼翼展向百分比
结构分段数	由翼根向翼尖方向各翼段结构分段数
翼肋布置	各结构分段内翼肋布置形式 (0 顺来流, 1 垂直后梁)
翼肋间距	各翼肋的后梁间距
桁条数目	翼盒段上、下蒙皮的桁条数量
无桁条翼肋数	翼稍无桁条部分翼肋数 (含端肋)
末端翼肋序号	对半梁机翼第三梁所在位置的末端翼肋序号, 从翼身交接处算起

### (2) 结构尺寸参数

结构件尺寸参数包括梁缘条面积、梁腹板厚度、蒙皮厚度、翼肋缘条面积和翼肋腹板厚度。最终的结构件尺寸需经过优化计算才能确定。初始的结构件尺寸可根据经验或同类飞机的数据暂时给定。

### (3) 材料特性参数

对机翼各受力构件赋予不同材料属性,就可描述机翼结构的材料应用方案。

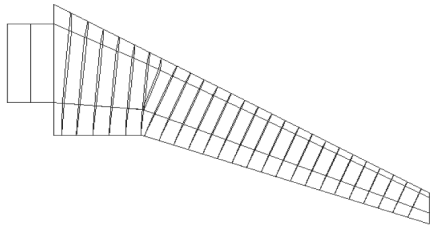


图2 窄体客机的双梁式机翼结构

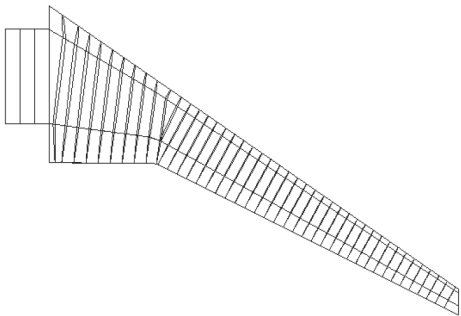


图3 宽体客机的双梁式机翼结构

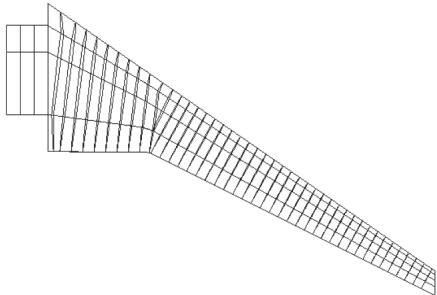


图4 宽体客机的三梁式机翼结构

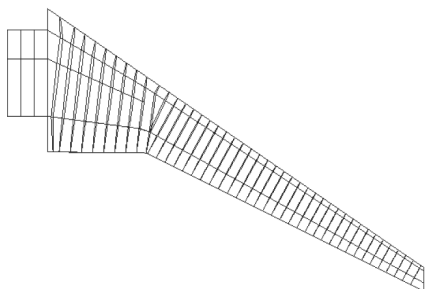


图5 外段为双梁、内段为三梁机翼(宽体)

## 2.2 有限元模型的自动生成

根据上述结构方案的几何模型,应用 MSC. PATRAN 软件中的 PCL 语言,编写脚本文件,划分网格并赋予单元属性,最终实现机翼结构有限元模型的自动生成。

在结构有限元模型中,缘条由杆(Rod)单元模拟,蒙皮和腹板用壳(Shell)单元定义。若在单元中赋予不同的材料,就可模拟不同材料的机翼结构方案。

图6为由PCL脚本文件自动生成的双梁式布置方案的机翼结构有限元模型;图7为双梁式布置方案的机翼盒段有限元模型。



图6 双梁式机翼结构有限元模型



图7 双梁式机翼盒段结构有限元模型

## 2.3 翼盒结构重量优化

应用 MSC. NASTRAN 软件,对已生成的机翼结构有限元模型进行应力和位移分析,并对结构尺寸进行优化。

### (1) 铝合金机翼结构优化

若机翼结构采用金属材料,则采用 NASTRAN 自带的基于梯度的序列二次规划法对机翼结构进行优化。结构优化模型为:

优化目标:机翼结构重量最轻。

设计变量:机翼梁缘条面积、梁腹板厚度、蒙皮厚度、翼肋缘条面积和翼肋腹板厚度。

约束条件:杆单元轴向应力 $<450\text{Mpa}$ ;壳单元应力 $<300\text{Mpa}$ ;窄体客机翼尖位移 $<1\ 705\text{mm}$ ;宽体客机翼尖位移 $<3\ 005\text{mm}$ 。

采用 NASTRAN 提供的基于梯度的序列二次规划法进行结构重量的优化计算。优化计算后金属双梁布置机翼方案的应力和位移分布如图8~图11所示。

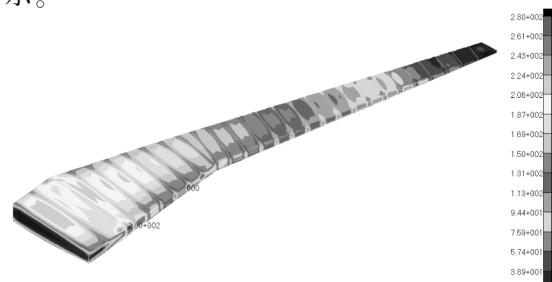


图8 窄体客机双梁式金属机翼盒段应力云图



图9 窄体客机双梁式金属机翼盒段位移云图



图10 宽体客机双梁式金属机翼盒段应力云图



图11 宽体客机双梁式金属机翼盒段位移云图

## (2) 复合材料机翼结构优化

若机翼结构采用复合材料,则对杆单元采用等效刚度法<sup>[6]</sup>,即复合材料杆单元用具有相同拉压性能的各向同性材料来替换;对壳单元用复合材料层合板进行模拟。假定机翼结构的复合材料层合板铺层按照 $0^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ 、 $90^\circ$ 四种角度进行铺层。复合材料机翼结构优化设计分两级进行。

第一级优化结构尺寸。假定复合材料机翼结构的各铺层方向的铺层厚度占铺层总厚度不变,对结构铺层总厚度即尺寸参数进行优化。其优化问题为:

优化目标:机翼结构重量最轻。

设计变量:机翼梁缘条面积、梁腹板厚度、蒙皮厚度、翼肋缘条面积和翼肋腹板厚度。

约束条件:杆单元轴向应变  $< 4\ 000\ \mu\epsilon$ ;壳单元剪应变  $< 4\ 000\ \mu\epsilon$ ;翼尖位移  $< 3\ 005\text{mm}$ 。

用 NASTRAN 自带基于梯度的序列二次规划法进行结构尺寸参数优化。

在第一级优化的基础上,假定机翼铺层总厚度不变,对各铺层比例进行优化。其优化问题为:

优化目标:机翼翼尖位移最小。

设计变量:机翼蒙皮各铺层方向的铺层比例、

梁腹板各铺层方向的铺层比例、翼肋腹板各铺层方向的铺层比例。

约束条件:杆单元轴向应变  $< 4\ 000\ \mu\epsilon$ ;壳单元剪应变  $< 4\ 000\ \mu\epsilon$ 。

应用 iSIGHT 软件中的多岛遗传算法进行分层比例优化。优化计算后的复合材料双梁式机翼的应力和位移分布如图 12 和图 13 所示。



图12 复合材料双梁式机翼盒段应变云图



图13 复合材料双梁式机翼盒段位移云图

## 2.4 机翼重量计算

机翼重量包括作为主承力结构的机翼盒段重量和其它非主承力结构的重量。机翼盒段重量已通过结构有限元方法和优化计算获得,将前面优化计算完成后的盒段有限元模型导入 PATRAN 前处理软件,就可得到机翼盒段的重量。其它非主承力结构可通过经验公式进行估算。采用经验公式<sup>[7]</sup>来估算其它非主承力结构重量,计算公式简述如下:

$$W_{\text{wing\_other}} = W_{\text{id\_modify}} + W_{\text{nid}} + 1.1 W_{\text{sec}}$$

上式中, $W_{\text{wing\_other}}$ 为非主承力结构重量, $W_{\text{id\_modify}}$ 为非理想机翼盒段的修正重量, $W_{\text{nid}}$ 为制造和成本限制修正重量, $W_{\text{sec}}$ 为机翼前后缘修正重量,具体计算式见文献[7]。

## 3 计算结果与分析

### 3.1 窄体客机机翼结构重量

按照图 1 的流程,计算窄体客机的机翼重量。窄体客机的机翼平面外形和最大起飞重量与 A320 一致,目的是验证本文方法的计算精度。

窄体客机的机翼重量计算结果与 A320 机翼的实际重量的对比见表 3。其中实际值取自文献[8]。从表 3 可知,计算出的重量与 A320 机翼重量接近,

相对误差为 1.76%。

表 3 窄体客机机翼重量计算结果与实际值对比

盒段重量 计算值 / kg	机翼重量 计算值 / kg	机翼重量 实际值 / kg	误差 (%)
4 607	8 648	8 801	1.76

### 3.2 宽体客机机翼重量分析

(1) 结构布置方案对结构重量的影响

按照图 1 的流程,对 2.1 节所述的宽体客机三种结构布置形式的机翼进行结构优化,计算结果见表 4。从表 4 中也可看出,三梁布置方案的重量略轻于双梁布置方案的重量;而外段机翼为双梁、内段为三梁的布置方案的机翼结构重量最轻。

表 4 不同结构布置方案结果对比

机翼结构布置形式	盒段重量 / kg	机翼重量 / kg
双梁布置方案	9 519	17 458
三梁布置方案	9 472	17 411
双梁+三梁式布置方案	8 900	16 839

优化后各结构布置方案的机翼蒙皮厚度如图 14 所示。通过对优化结果分析可知,双梁+三梁式机翼由于内段的第三根梁在机翼翼型最大厚度附近,而内段的机翼翼型厚度最厚,这样就对内翼段结构刚度和强度进行了加强,有效减缓了机翼 KINK 附近载荷集中问题。外翼段由于翼型厚度较薄,在最大厚度处增加第三根梁对结构加强效果不大,而外翼段载荷相对较小而无需额外加强,所以双梁+三梁式比三梁式布置方案结构重量轻。

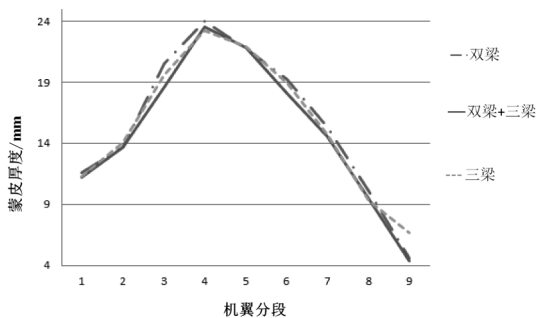


图 14 不同结构布置形式蒙皮厚度对比

(2) 不同材料应用方案对结构重量的影响

以双梁布置方案为例,机翼结构材料分别应用铝合金 7075-T6 和复合材料 T300-5208,研究这两种机翼结构方案对重量的影响。

表 5 给出了两种材料方案的机翼结构重量对比。从表中看出,采用复合材料 T300-5208 后,机

翼盒段重量能减轻 27%。

表 5 不同材料方案的机翼盒段重量对比

布置形式	材料	盒段重量/kg
双梁机翼	铝合金 7070-T6	9 519
双梁机翼	复合材料 T300-5208	6 964

## 4 结论

本文将参数化几何建模方法和参数化有限元方法结合起来,实现了机翼结构有限元快速建模。在给定机翼外形几何参数和外载荷条件下,通过设置不同结构布置参数和材料属性就可以模拟不同的机翼结构形式和材料应用方案,然后利用结构有限元方法和优化计算获得机翼盒段的重量。

窄体客机算例(类似于 A320)表明,本文计算方法具有较高的计算精度和准确性。

宽体客机算例表明,本文计算方法具有如下特点:(1)可快速分析不同结构布置方案对机翼结构重量的影响;(2)可快速分析不同的材料方案对机翼结构重量的影响;(3)可用于飞机总体方案设计阶段的机翼重量计算。

### 参考文献:

- [1] Raskam J. Airplane Design, Part 5-Component Weight Estimation [M]. DAR Corporation, 2003.
- [2] Ardem M D, Chambers M C, Patron A P. Analytical Fuselage and Wing Weight Estimation of Transport Aircraft [R]. NASA TM 110392, 1996.
- [3] Kelm R, L pple M, Grabietz M. Wing Primary Structure Weight Estimation of Transport Aircrafts in the Pre-development Phase [R]. SAWE Paper No. 2283, 1995.
- [4] Wenzel J, Sinapius M, Gabbert U. Primary structure mass estimation in early phase of aircraft development using the finite element method [J]. CEAS Aeronaut Journal, 2012, 3(1): 35-44, 2012.
- [5] 陈华, 邓杨晨. 基于满应力优化与有限元分析的机翼结构重量估算方法[J]. 航空计算技术, 2006, 36(3): 85-89.
- [6] 赵群. 复合材料翼面结构布局优化设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [7] Torenbeek E. Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes [M]. UK: John Wiley & Sons Ltd., 2013.
- [8] Obert E. Aerodynamic Design of Transport Aircraft [M]. Netherland: Delft University, 2009.