

民用飞机静气动弹性载荷 计算方法研究

Research on the Static Aeroelastics Load of Civil Aircraft

谭林林 任文广 / Tan Linlin Ren Wenguang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

以某大型客机为例,根据气动外形利用有限元软件 PANTRAN 建立高阶气动面元,利用 ZONAIR 静气动弹性方法,分析了其弹性载荷,包含气动力系数、过载、迎角,并与刚性载荷进行了对比。此方法合理可靠,可用于民用飞机的弹性载荷设计分析。

关键词: ZONAIR; 静气动弹性方法; 载荷设计分析

中图分类号: V211.47

文献标识码: A

[Abstract] This paper analyzes the aeroelastic load by ZONAIR method as an example of some civil aircraft and then compares with the rigid load. This method is reasonable and could be used for designing the elastic load of civil aircraft.

[Key words] ZONAIR ; method of static aeroelastics ; design and analysis of the load

0 引言

随着现代大型民用飞机对大速度、小重量等性能要求的提高,设计中大量使用复合材料,并采用了超临界翼型和大展弦比的机翼设计,使得必须考虑弹性效应对载荷的影响,重新计算载荷的分布。考虑静气动弹性的载荷计算,一方面要获得考虑结构弹性变形修正后的气动压力分布,另一方面需要得到结构惯性载荷及考虑弹性变形后气动载荷作用下的变形和应力。

目前在飞行载荷分析中考虑结构弹性变形对气动力的影响有柔度法和模态法。模态法与柔度法都是基于有限元方法得到的柔度矩阵和刚度矩阵,但相对于柔度法,模态法只取若干阶模态来表征刚度和质量特性,不需要具体的结构模型。本文以某型客机为例,利用了 ZONAIR 软件对使用模态法和高阶面元法的飞行弹性载荷分析方法进行了研究。

1 模态法计算方程

$$[[K]-q_{\infty}[\Phi]^T[G]^T[AIC][G][\Phi]]\{q\} = [\Phi]^T[G]^T\{F_R\}$$

其中, $[K]$ 是广义刚度矩阵, $[\Phi]$ 是模态矩阵, $[G]$ 是插值矩阵, $[AIC]$ 是 AIC 矩阵, q_{∞} 为动压, $\{q\}$ 为广义模态坐标。 $\{F_R\}$ 为刚体气动载荷。

求得广义模态坐标后,就得到了如下的总的气动载荷:

$$\{F\} = [AIC][G][\Phi]\{q\} + \{F_R\}$$

其中, $[AIC]$ 、 $[G]$ 、 $[\Phi]$ 、 $\{q\}$ 为附加的弹性载荷。气动影响系数 AIC 中利用到了风洞/CFD 数据。总气动载荷 $\{F\}$ 为考虑了实际弹性变形的载荷,这样的载荷才能满足 FAA 试航认证要求。

2 ZONAIR 静气动弹性载荷计算模块

气动弹性主要功能计算模块包含:(1)统一高阶面元气动力;(2)气动力系数 AIC 修正;(3)引用

外部气动力(风洞试验、CFD);(4)结构/气动3D插值;(5)外部模态输入;(6)静气动弹性配平;(7)气动载荷分析。

2.1 高阶气动面元

采用高阶面元法,相比平板面元(涡格)法,前者能更加精确地模拟真实外形,具有翼型的概念,考虑了翼面的非线性厚度效应。某型飞机建立的气动模型如图1所示。

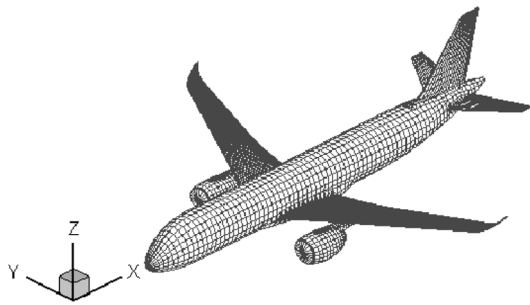


图1 气动模型

2.2 AIC 修正方法

利用外部CFD或试验气动力数据(力或压力系数)来得到与之匹配的气动力影响系数修正矩阵,共有四种方法:定常下洗修正;非定常下洗修正;定常力修正;非定常力修正。

2.3 结构模型

机身结构模型以梁单元模拟,机翼结构模型以板单元模拟,挂架结构模型以梁单元模拟,发房结构模型以板单元模拟,平尾、垂尾结构模型以板单元模拟。进行结构/气动插值时,机身采用梁样条插值,机翼、平尾、垂尾采用板样条插值,结构模型如图2所示。

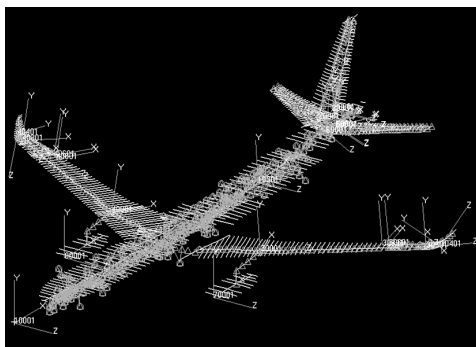


图2 结构模型

3 计算结果分析对比

3.1 弹性气动力数据分析

本次气动力计算模块引入风洞试验数据插值

计算气动力,由于ZONAIR无法捕捉跨音速激波,其计算结果和风洞试验数据差别较大,故本次计算采用了风洞试验数据进行插值。图3给出了 $0.7Ma$, 3° 迎角的压力云图。图4、图5给出风洞试验数据与ZONAIR对风洞数据插值后的 c_p 分布对比图(14%、56%机翼半展长),由图可知插值后压力数据与原始风洞压力数据匹配性很好,保证了气动力计算的准确性。

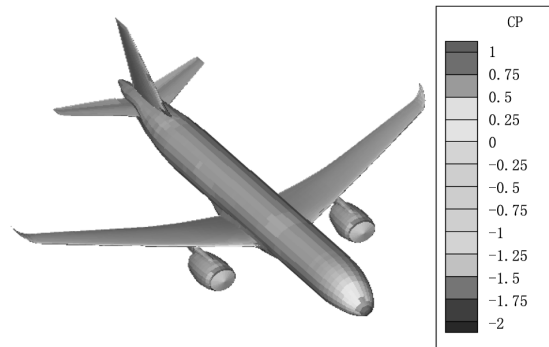


图3 压力云图 (Mach=0.7 AoA=3.0)

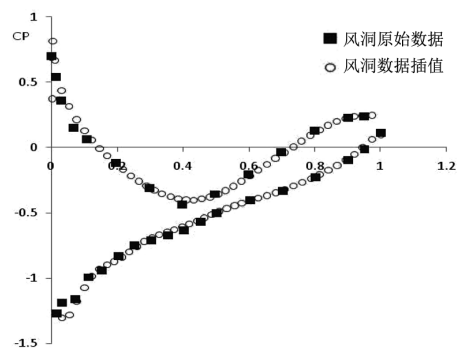


图4 14%机翼处的压力分布图

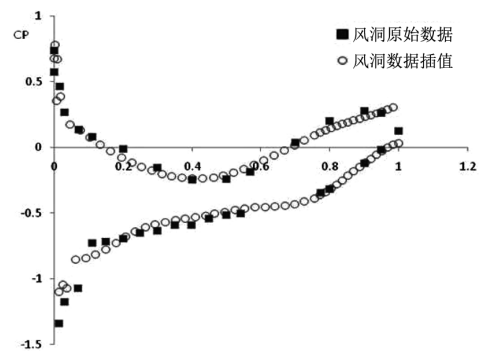


图5 56%机翼处的压力分布图

3.2 弹性载荷计算分析

以 $0.7Ma$ 为例,计算了不同迎角一系列高度下的载荷情况。图6给出了刚性和考虑弹性影响的升力系数随迎角的变化曲线。由图可知静气弹性效

(下转第59页)

目成本控制有一定的优势。

当然一体化改装设计也有一定的缺点,尤其是改装(Modification)部分,涉及较长的设计流程,流转的设计环节也比较多,不利于项目的直接控制。

5 结论

一体化改装设计思路是现代民机制造业根据适航要求、构型管理要求,依托飞机的设计体系应运而生的一种全新的设计思路,可充分利用设计和制造资源开展改装工作,满足了民机改装构型管理

(上接第 19 页)

应对升力系数有很大影响,且当高度减小(动压增加)时,静气弹性效应对升力系数的影响增大。图 7 给出了考虑弹性影响的 0.7Ma,不同高度过载系数随迎角的变化曲线。图 8 给出了刚性情况 0.7Ma,不同高度过载系数随迎角的变化曲线。由图 7、图 8 可得出对应 2.5g 过载刚性弹性情况不同高度全机迎角,见表 1。由图表可知考虑弹性影响后相同速压全机迎角比刚性增加 1°~1.2°,因此在载荷计算中必须考虑弹性的影响。

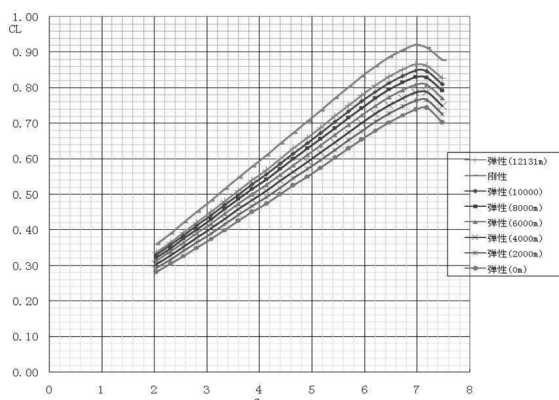


图 6 不同高度升力系数随迎角的变化曲线

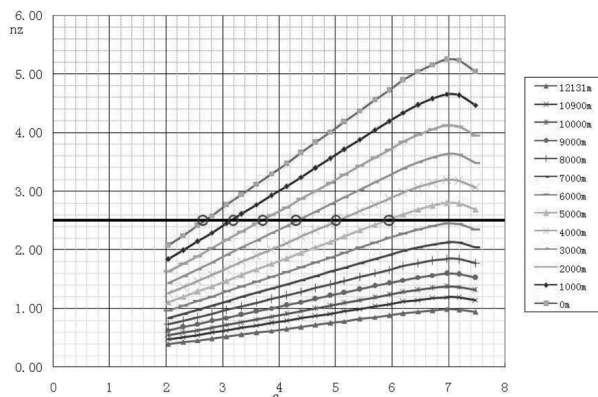


图 7 刚性情况不同高度过载系数随迎角的变化曲线

和适航管理要求。现代民机制造业的全数字化设计平台使得飞机设计以数字样机的形式得以可见,从而支撑了一体化改装的实现^[2]。

参考文献:

- [1] 赵成华. 虚拟制造技术在测试改装中的应用[J]. 测控技术, 2013 年增刊.
- [2] 吴光辉, 刘虎. 大型客机数字化支持体系框架[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1386-1394.

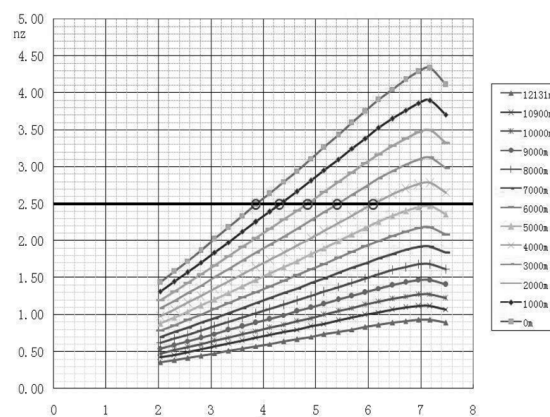


图 8 弹性情况不同高度过载系数随迎角的变化曲线

表 1 2.5g 过载不同高度全机迎角

高度 / m	0	1 000	2 000	3 000	4 000	5 000	6 000
刚性情况 / °	2.65	3.18	3.7	4.3	5.0	5.95	
弹性情况 / °	3.85	4.3	4.85	5.4	6.1		

4 结论

本文采用一种基于高阶面元法与结构模态法的静气动弹性载荷计算方法,对风洞压力数据进行了静气弹性修正,可给出刚性与弹性情况下的静气动弹性特性、压力分布、载荷,其方法分析结果可信、合理,可用于大展弦比飞机弹性载荷分析设计。

参考文献:

- [1] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994.
- [2] 陈桂彬, 杨超, 邹丛青. 气动弹性设计基础[M]. 第 2 版. 北京:北京航空航天大学出版社, 2010.
- [3] 管德. 气动弹性试验[M]. 北京:北京航空学院出版社, 1986.