

飞机多天平部件测力风洞试验模型优化设计方法

杨连波*, 傅铨虎

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 对飞机多天平部件测力试验中测力部件与模型间缝隙的影响进行了分析, 提出了一种优化飞机风洞试验模型测力部件缝隙的方法。优化时, 将缝隙设计成迷宫槽形式, 使气流不能够直接通过该缝隙从而减小了窜流影响。采用该优化设计方法的某飞机结果与未采用优化设计方法的类似构型飞机结果相比, 升力准确性提高8%, 侧向力准确性提高3%。

关键词: 风洞试验; 部件测力; 缝隙; 迷宫槽

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 03-0064-3

多天平部件测力风洞试验为在全机状态下对飞机的主要部件, 如机翼、平尾、垂尾、短舱等进行集中力测量的一种特种试验。该试验就像一座桥梁, “连接”全机测力试验得到的气动总载荷和部件测压试验得到的分布气动载荷, 为协调和校核全机载荷分配提供重要设计输入。飞机载荷提供的准确与否对飞机的结构重量及其强度设计起着至关重要的作用。风洞试验模型缝隙结构设计的好坏会直接影响

到测力部件和全机载荷测量的精准度, 从而影响部件载荷与全机载荷匹配性。

1 模型结构对部件测力影响机理分析

如图1所示, 机翼、尾翼等测力部件需要通过天平与模型主体相连, 为了单独对部件进行载荷测量, 测力部件与模型主体间必然要留出一定的缝隙以防止两者相碰撞, 缝隙的存在会形成窜流效应, 影响飞机局部及整体气流流动, 从而导致气流模拟失真, 如何能够减小缝隙对气流模拟失真的影响, 提高部件及全机载荷测量的准确性, 模型缝隙的结构设计好坏至关重要。

2 部件缝隙优化设计

2.1 机翼测力部件缝隙优化设计

对于机翼测力部件, 需要将机翼与机身分离, 机翼与机身间存在一定的缝隙。图2给出了未经优化设计与优化设计后的飞机机翼缝隙结构对比示意图。缝隙结构优化设计前, 方法是机翼与机身分离并留有相应的缝隙, 气流可以直接通过该缝隙而产生比较严重的窜流效应。具体优化方法是: 机翼根部剖面采取了迷宫槽的设计方法, 迷宫槽能够

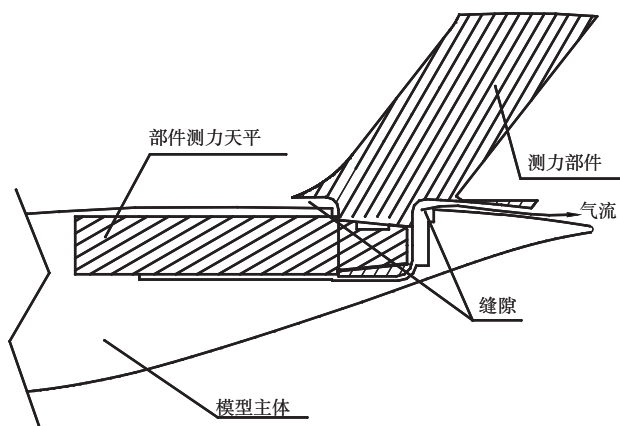


图1 测力部件与模型主体安装示意图

Fig.1 Installation diagram of force measurement components and model

收稿日期: 2013-08-13; 退修日期: 2013-11-08; 录用日期: 2014-02-28

*通讯作者. Tel.: 029-86832971 E-mail: yanglianbo1981@163.com

引用格式: YANG Lianbo, FU Chenghu. Optimization design method on aircraft components force measurement test model [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(03): 64-66. 杨连波, 傅铨虎. 飞机多天平部件测力风洞试验模型优化设计方法[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 64-66.

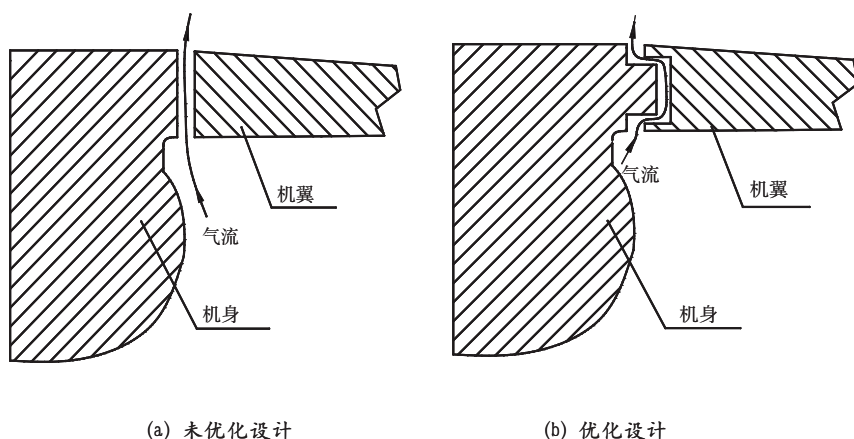


图2 机翼测力部件模型缝隙结构设计

Fig.2 Structure design of force measurement components gap for wing

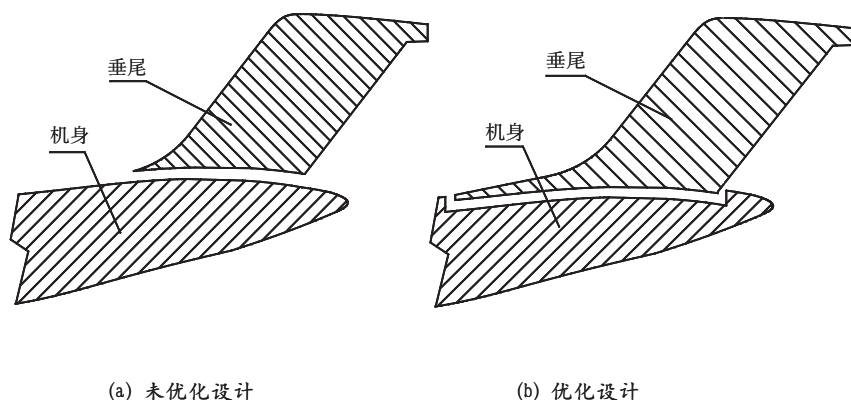


图3 垂尾测力部件模型结构设计

Fig.3 Structure design of force measurement components for vertical fin

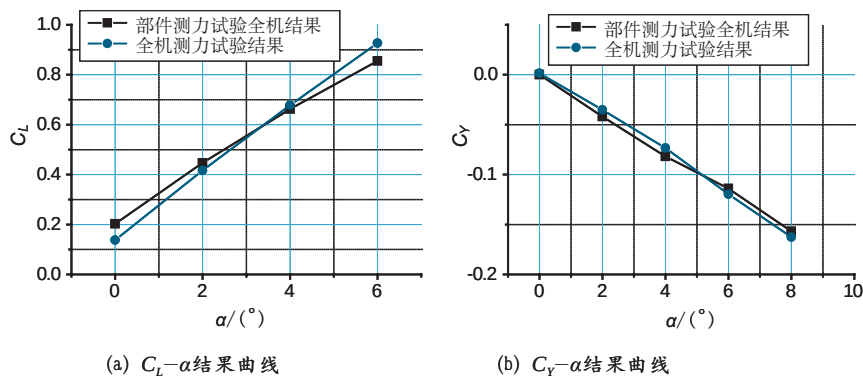


图4 未优化设计部件测力全机结果与全机测力结果比较曲线

Fig.4 Components and full-aircraft force measurement results before optimization

有效防止气流直接从翼根部的缝隙窜通,减小气流在此处形成窜流对机翼及全机载荷测量的影响。

2.2 垂尾测力部件缝隙优化设计

对于垂尾测力部件,通过垂尾天平与机身分离,垂尾与机身之间存在缝隙。图3给出了未经优化设计与优化设计垂尾缝隙结构对比示意图。优化设计前,通过削掉垂尾与机身相接的一部分达到垂尾与机身相分离,此方法不仅减小了垂尾面积,同时气流会直接通过两者的缝隙,产生比较严重的窜流效应。具体优化方法是通过削减机身与垂尾相接触部分来达到两者相分离,同时使机身与垂尾两者形成迷宫槽,此种方法不但保证了垂尾面积不变,还可以减小气流窜流效应,提高了垂尾及全机载荷测量的准确性。

3 试验结果分析

通过对飞机多天平部件测力试验模型缝隙结构的改进设计,提高测力部件载荷及部件测力试验模型全机载荷的精准度。这种精准度的判断可以从全机测力试验模型全机载荷结果与多天平部件测力试验模型全机载荷结果相比较而得出。图4给出了未采用优化设计方法的某飞机升力及侧向力结果比较曲线,图5给出了优化设计后相同结构飞机的升力及侧向力结果比较曲线。

通过对比部件测力试验全机载荷结果与全机测力结果符合性中,采用优化设计后的某飞机升力为1.5%,侧向力为4%;未经优化设计的飞机升力为9.5%,侧向力为7%。

4 结论

为了减小测力部件与模型主体间的缝隙对部件载荷及全机载荷测量的影响,提出了飞机风洞试验模型中机翼及垂尾缝隙结构的优化设计方法,并应用于某飞机多天平部件测力试验

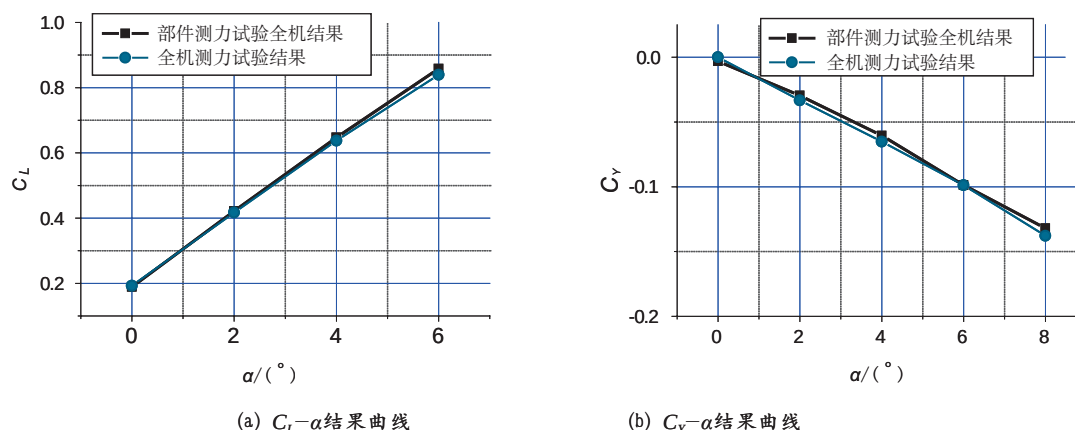


图5 优化设计后部件测力全机结果与全机测力结果比较曲线

Fig.4 Components and full-aircraft force measurement results after optimization

中,通过对比采用优化设计的某飞机试验结果与未进行优化设计的结构类似飞机试验结果,说明此种优化设计方法提高了飞机多天平部件测力试验结果的精准度。 **AST**

参考文献

- [1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册第6册[M].北京:航空工业出版社,2002.
Total editorial board of aircraft design manual. Aircraft Design Manual 6th Copies[M].Beijing:Aviation Industry Press,2002.(in Chinese)
- [2] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
FAN Jiechuan. Handbook of Wind Tunnel Test[M].Beijing: Aviation

Industry Press,2002.(in Chinese)

- [3] 闻邦椿. 机械设计手册[M]. 机械工业出版社,2002.
WEN Bangchun. Mechanical Design Handbook[M].China Machine Press,2002.(in Chinese)

作者简介

杨连波(1981—) 男,工学硕士,工程师。主要研究方向:飞机风洞试验技术研究。

Tel: 029-86832971

E-mail: yanglianbo1981@163.com

傅铖虎(1977—) 男,工学硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机风洞试验技术研究。

Optimization Design Method on Aircraft Components Force Measurement Test Model

YANG Lianbo*, FU Chenghu

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: By analyzing the influence of the gap between the component and the model about aircraft components force test, an optimization design method on the gap was presented. In order to minimize the influence of the gap, a labyrinthic groove was used on the gap. In Contrast to the older design method, the result of wind tunnel test shows that the lift measurement precision improves 8 percent, and the precision of side force improves 3 percent.

Key Words:wind tunnel test; components force measurement; gap; labyrinthic groove

Received: 2013-08-13; Revised: 2013-11-08; Accepted: 2014-02-28

* Corresponding author. Tel: 029-86832971 E-mail: yanglianbo1981@163.com