

# Analysis of the Wing Body Fairing Design of the Aircraft with Lower Wing Layout

Bailiu Zhu

AVIC Tongfei South China Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai, Guangdong, 519040, China

## Abstract

Taking a certain business jet as an example, this paper studies the influence of wing fairing on the aerodynamic characteristics of aircraft through wind tunnel force test. The data analysis shows that when the junction of wing and fuselage is not rectified, the intersection angle between wing and fuselage is acute, and the wing boundary layer and fuselage boundary layer pile up with each other at the junction of wing and fuselage, which leads to the premature separation of the wing root, which leads to the obvious decrease of the maximum lift and the increase of the drag. After rectification treatment at the wing-body junction, the back pressure gradient formed by the leading edge of the original wing is greatly reduced, the boundary layer separation at the wing root is delayed, and the lift and drag characteristics of the aircraft are obviously improved. The longer fairing is more beneficial to improve the aerodynamic characteristics of the aircraft.

## Keywords

business jet; force test; fairing; boundary layer

## 下单翼布局飞机翼身整流罩设计分析

朱百六

中航通飞华南飞机工业有限公司, 中国·广东 珠海 519040

## 摘要

论文以某型公务机为例, 通过风洞测力试验研究了翼身整流罩对飞机气动特性的影响。通过数据分析表明, 当翼身交接处不做整流处理时, 机翼和机身的交角为锐角, 机翼附面层和机身附面层在翼身交界处相互堆积, 导致机翼根部过早出现分离, 进而导致飞机最大升力明显减小和阻力增加。翼身交接处进行整流处理后, 大大地降低了原机翼前缘所形成的逆压梯度, 延缓翼根部位的附面层分离, 使飞机的升力和阻力特性明显好转, 较长的整流罩对改善飞机气动特性更有利。

## 关键词

公务机; 测力试验; 整流罩; 附面层

## 1 引言

气动外形设计的目的是设计最合理的气动外形, 使飞机在给定的约束条件下获得最优良的气动性能。提高气动性能的基本要求是减小阻力、增加升力和提高升阻比。

在流场中, 飞机的各部件存在着相互干扰。干扰会产生复杂的三维分离和漩涡, 使得干扰区的流动特性恶化, 造成阻力增加、低频振荡等, 严重者还会带来结构上的危害。翼身干扰问题由来已久, 翼根整流为最普遍的解决方法, 除了翼身融合的形式外, 现代的飞机设计过程中, 翼根整流设计已成为一个必不可少的环节。随着 CFD 和试验技术的日益成熟, 飞机气动外形设计更趋于精细化, 对翼根整流罩而言, 其外形的设计对飞机气动特性影响很大, 因此对翼根整

罩整流罩的外形因机翼、机身的相对位置不同而各异, 论文针对下单翼布局飞机, 讨论飞机翼根整流罩的设计思路。

## 2 理论分析

翼身干扰区涡系形成的物理原因是机翼根部产生的逆压梯度和绕根部的横向流动形成的三维分离, 进而在边界层中形成具有不同数目的涡系以及在一定条件下从定常涡系变为非定常涡系或转化成湍流。

机翼后掠角、迎角及雷诺数对干扰区流动特性有很大的影响, 其影响的实质是改变了纵向逆压梯度和沿横向的阻滞程度。

用面积很小的边条可以改善翼身干扰区的流动特性, 其主要原因是大大地降低了原机翼前缘所形成的逆压梯度, 从而可以使干扰区的漩涡减弱以致消失。但这种方法对于提高涡从定常变为非定常的临界迎角作用不明显<sup>[1]</sup>。

**【作者简介】**朱百六(1981-), 男, 中国湖北当阳人, 硕士, 工程师, 从事实验空气动力学研究。整流罩进行具体的分析研究很有现实意义<sup>[1]</sup>。

### 3 整流罩减阻原理

从流动原理来看,翼身相接处的流动有四个同等重要的效应:位移效应、升力效应、不对称效应和黏性效应<sup>[3]</sup>。位移效应由于机翼和机身的相贯线有往翼展方向凹或凸的曲率而产生,气流流过时沿相贯线有相同的凹凸趋势,气流速度的大小和方向均发生变化。升力效应指当机身迎角大于 $0^\circ$ 时,机身上气流产生绕机身横截面的流动,对翼根局部迎角有上洗作用,增大了局部迎角。不对称效应与机翼翼型、机身横截面形状、机翼和机身的相对位置有关。机翼的上、下翼面分别与机身相交所形成交线的形状、曲率不同,造成气流在上、下翼面的变化不同而形成不对称效应。黏性效应体现在两个方面:一是机身附面层由于机翼的阻挡而不能持续增长,在机翼前缘之前产生分离;二是翼身相交处的附面层相互堆积导致气流极易分离<sup>[4]</sup>。

对下单翼布局的飞机,着重考虑位移效应和黏性效应的影响。下单翼上翼面与机身的相贯线为向外凸的曲线,自由来流相当于通过了一个先收缩后扩张的通道,当地压力分布被改变。自由流为亚音速时,在流过翼根上翼面时被加速,上翼面压力系数降低,增加机翼升力。在设计整流罩时,将机翼上翼面和机身用垂直平面连接形成侧墙,侧墙与机翼机身的交线并无展向弯曲,不会引起位移效应。针对黏性效应的影响,将翼根前缘和机身用与机翼下翼面相切的斜置平面相连接,使得机翼机身在机翼前缘处平滑过渡,可以消除因机身附面层不能持续增长而产生的气流分离,从而大大减小阻力。整流罩的侧墙因为与机翼、机身的交角大于或等于 $90^\circ$ ,该角度远大于翼身的直接交角锐角,附面层的相互堆积情况将有很大改善,对减小阻力有利。

### 4 风洞测力试验

论文以图1显示的某型公务机为例,通过测力试验来分析翼身整流罩的设计方案。测力试验在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所 FL12 风洞中完成。

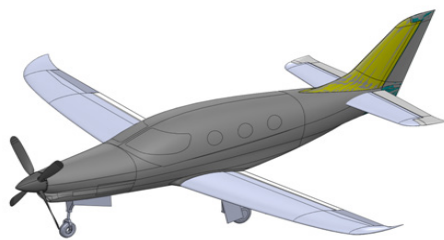


图1 某型公务机外形

通过分析公务机流谱观测试验的结果发现,在没有翼身整流罩的情况下,机翼和机身结合部位的附面层在攻角 $6^\circ$ 左右就开始产生分离,分离区域按照从机翼后缘向前缘,从翼根向翼尖的模式向外扩散。附面层过早分离会减小升力线斜率,从而会降低最大升力系数。

某型公务机气动力特性的改善措施之一就是增加翼身整流罩。在试验过程中我们发现,翼身整流罩对飞机的气动性能影响非常大,并且整流罩前缘对气动性能影响最大,整流罩后缘对气动性能有较小影响。

图2显示的是优化整流罩前缘的几种方案的草图,整流罩前缘的宽度设为固定的 $280\text{mm}$ ,其长度分别为 $180\text{mm}$ 、 $360\text{mm}$ 和 $480\text{mm}$ ,相对应的整流罩分别称为M1、M3和M4。

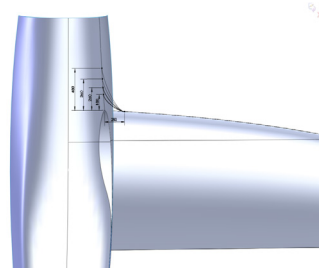


图2 翼身整流罩草图

### 5 数据分析

图3和图4分别显示了某型公务机在着陆构型(襟翼偏角为 $38^\circ$ )的升力系数和阻力系数曲线。从图3可以看出,当翼身交接处不做整理处理时,飞机机翼附面层在迎角 $6^\circ$ 左右开始出现明显分离,导致升力线斜率明显下降,最大升力系数不足 $2.0$ 。增加翼身整流罩后,飞机失速迎角明显推迟,升力曲线线性段大幅增加,最大升力系数明显增加。

从图3的升力曲线对比还可以看出,整流罩长度最长的M4方案最优,最大升力系数超过了 $2.3$ ,较长的边条可以显著改善翼身干扰区的流动特性,大大地降低了原机翼前缘所形成的逆压梯度,使干扰区的漩涡减弱以致消失,从而可以延缓翼根部位的附面层分离。

从图4的阻力曲线可以看出,未做翼身整流的飞机阻力明显较大,在翼身交接处进行整流后大大地降低了原机翼前缘所形成的逆压梯度,使飞机压差阻力明显降低。

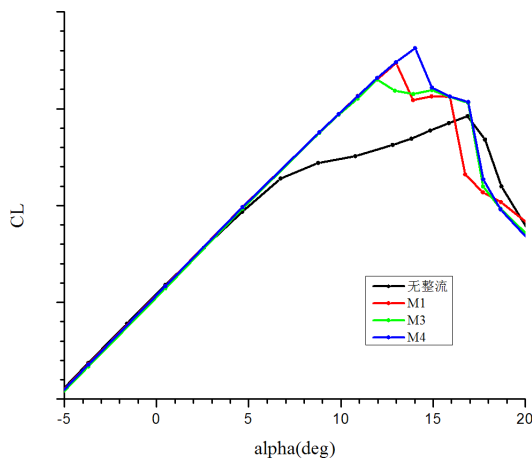


图3 升力系数比较

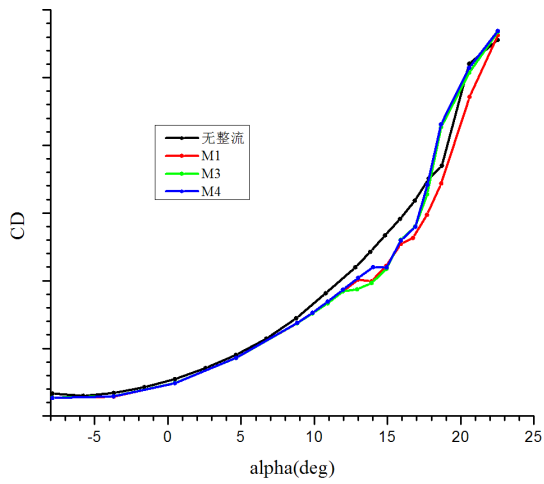


图 4 阻力系数比较

## 6 结语

论文以某型公务机为例，通过风洞测力试验研究了翼

身整流罩对飞机气动特性的影响，通过分析表明，翼身交接处不做整流处理时，机翼和机身的交角为锐角，机翼附面层和机身附面层在翼身交界处相互堆积，导致机翼根部过早出现分离，进而导致飞机最大升力明显减小和阻力增加。

翼身交接处进行整流处理后，大大地降低了原机翼前缘所形成的逆压梯度，延缓翼根部位的附面层分离，使飞机的升力和阻力特性明显好转，较长的整流罩对改善飞机气动特性更有利。

### 参考文献

- [1] 王丹,白俊强,孙智伟,等.上单翼布局飞机翼根整流罩设计分析[J].航空计算技术,2010,40(6):90-94.
- [2] 张华,吕志咏.后掠翼身干扰区流动特性及改善措施研究[J].空气动力学学报,2000,18(4):467-472.
- [3] 航空工业部603研究所.飞机空气动力学设计(上册)[M].西安:航空工业部603研究所,1983.
- [4] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997.