

单通道客机的后机身设计

Aft Fuselage Design of the Single-Aisle Aircraft

陈建 / 中国商飞上海飞机设计研究院

摘要:作为一种典型的单通道喷气客机, CC-200具有大展弦比、小后掠角、相对较低的巡航速度等技术特点, 其后机身长度为6.458m, 上掠角为 12° , 与地面水平线的最小间隙值为0.15m。本文采用ESDU 80006和ESDU 70011中的方法计算了该机后机身的阻力增量, 并分析了后机身的结构布置及应力分布。

Abstract: As a single-aisle airplane, CC-200 has bigger wing aspect ratio, smaller swept angle and lower cruising speed, etc. The aft fuselage length of CC-200 is 6.458m with upsweep angle 12° and tail down clearance 0.15m. The drag increment of aft fuselage was calculated using the methods in ESDU 80006 and ESDU 70011. Moreover, the stress distribution of the aft fuselage structure was analyzed.

关键词: 后机身; 外形; 阻力增量; 结构布置

Keywords: aft fuselage; external shape; incidence angle; structural layout

0 引言

CC-200飞机是英国克莱菲尔德大学团队设计的一种单通道、典型2级舱位182座布局的民用客机。它定位于中国及东南亚市场, 可以覆盖东南亚主要城市航线, 目标是取代现有市场中的波音737和A320系列飞机。依据市场分析, 确定CC-200的总体技术参数, 见表1。

它的主要技术特点是大展弦比、小后掠角、相对较低的巡航速度和更大的航程。该设计理念与波音公司的亚声速超绿色概念飞机SUGAR Volt类似, 以提高燃油经济性和旅客舒适性为主要目标。此外, 182座的客舱布局也符合新一代单通道客机的需求。本文主要介绍CC-200飞机的后机身布置与设计。

1 后机身外形设计与评估

1.1 后机身外形初步设计

典型客机的机身主要由机头、前

机身, 中机身, 中后机身和后机身组成。单通道客机的后机身长度一般为机身有效截面直径的2.5~3.75倍^[1]。综合考虑后压力框, 辅助动力装置(APU)舱、维护口盖及系统布置等因素, 我们确定CC-200飞机的后机身长度为6458mm。

从空气动力学角度看, 后机身外形应该尽量平滑和低阻力。但是在结构布置方面, 后机身必须有一个合适的上掠角, 以避免后机身在降落旋转时与地面产生摩擦。对于客机, 推荐的上掠角为 $12^\circ \sim 16^\circ$ ^[1-2]。同时, 在飞机降落且倾斜时, 后机身外形底部与地面必须留有一定的间隙, 其推荐最小值为0.15m^[3-4]。通过对整个机身及主起落架的评估, CC-200的上掠角确定为 12° , 与地面的最小间隙值为0.15m。

图1给出了CC-200飞机的后机身外形数模。

表1 CC-200飞机总体技术参数

总体技术参数	
座位(2级舱位布局)	182
最大载重航程(km)	6700
机身长度(m)	43.50
翼展(m)	40.32
展弦比	12.00
后掠角($^\circ$)	20.00
机翼面积(m^2)	156.00
机翼载荷(kg/m^2)	630.00
空重(kg)	42635
最大起飞重量(kg)	86110
有效载重(kg)	20626
推力(kN)	2×150
推重比	0.30
巡航速度(Ma)	0.75
最大巡航高度(m)	12800
最短起飞距离(m)	2000
最短降落距离(m)	1700
最大客舱宽度(m)	3.7
货舱体积	$9 \times \text{LD3}$ (美国飞机制造商协会标准集装箱)

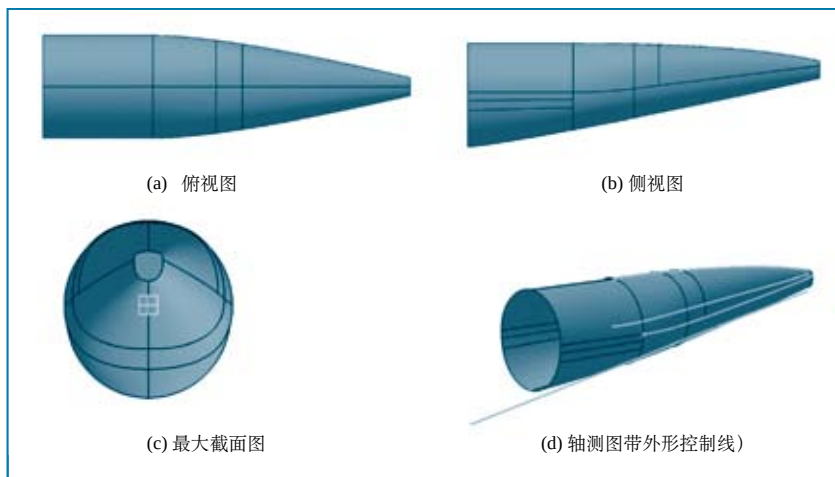


图1 CC-200后机身外形初步数模

1.2 后机身阻力增量计算

阻力增量 ΔC_D 是基于横流阻力概念提出的,用于表述后机身上掠角对阻力系数的影响。它通过计算相同迎角下的无上掠角的机身阻力值减去有上掠角的机身阻力值得得^[5],见公式(1)和(2)。

$$\Delta C_D = \{G(\alpha, \beta, \varepsilon) - G(\alpha, 0, \varepsilon)\} \bar{c}_d S_p / S_{ref} \quad (1)$$

$$G(\alpha, \beta, \varepsilon) = \frac{\sin|\alpha - \beta| \sin^2(\alpha - \beta - \varepsilon)}{\cos \beta} \quad (2)$$

此处: α —机身迎角;

β —上掠角;

ε —后机身气流下洗角;

$\bar{c}_d$ —越过后机身的局部横流阻力系数经验值;

S_p —后机身俯视图面积;

S_{ref} —后机身最大横截面积。

涡流层中下洗角与迎角的变化率可以用下列公式简化:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2H_a}{\pi A} \quad (3)$$

此处, H 是 $\tan \Lambda_{1/4}$ ($\Lambda_{1/4}$ 表示机翼1/4弦线处后掠角)和 s/x (s 表示机翼半翼展; x 表示1/4弦点至机身尾部的距离)的函数,可以通过查ESDU 80006中的图表获得。 a 表示机翼升力线斜率值,可使用ESDU 70011中的方法计算^[6]或者使用XFLR5软件进行模拟、计算。 A 表示机翼展弦比。试验表明,亚音速飞机的 H 值可以忽略压缩性影响。所以,机身迎角为 α 时,气流下洗角可以用下列公式计算^[5]:

$$\varepsilon = \frac{2H_a}{\pi A} (\alpha + \alpha_w) \quad (4)$$

此处, α_w 为机翼安装角。

依据公式(1),可扩展出如下公式:

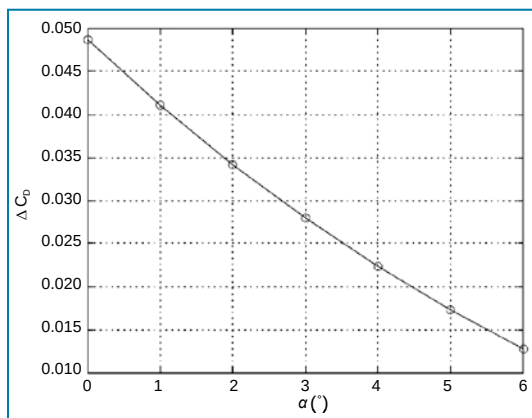
计算,得

$$\varepsilon = \frac{2H_a}{\pi A} (\alpha + \alpha_w) = \frac{2 \times 1.22 \times 0.577}{3.14} \times (0^\circ + 2^\circ) = 0.897^\circ$$

通过ESDU 80006得,代入公式(5)得,

$$\begin{aligned} \Delta C_D &= \frac{\{G(\alpha, \beta, \varepsilon) - G(\alpha, 0, \varepsilon)\} k \bar{c}_d S_p}{S_{ref}} \\ &= \{G(0, 12, 0.987) - G(0, 0, 0.897)\} \times \frac{1.48 \times 0.94 \times 42.991}{13.004} \\ &= \left\{ \frac{\sin|0 - 12| \sin^2(0 - 12 - 0.897)}{\cos 12} - \sin|0| \sin^2(0 - 0.897) \right\} \times 4.6 \\ &= \left\{ \frac{0.208 \times 0.223^2}{0.978} \right\} \times 4.6 \\ &= 0.049 \end{aligned}$$

运用Matlab软件将上述计算公式程序化,分别计算 $\alpha = 0^\circ \sim 6^\circ$ ($\beta = 12^\circ$) 和 $\beta = 0^\circ \sim 16^\circ$ ($\alpha = 0^\circ$) 时的值,计算结

图2 α 与 ΔC_D 关系曲线($\beta = 12^\circ$)

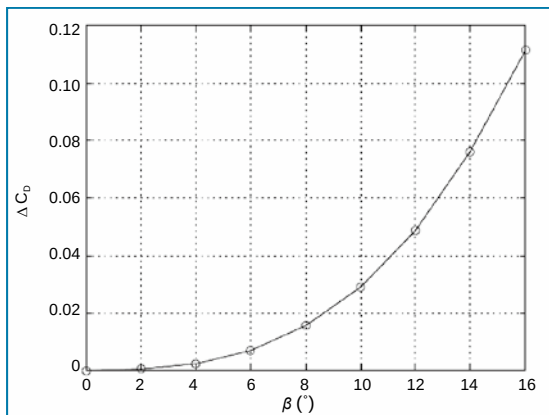


图3 β 与 ΔC_D 关系曲线 ($\alpha=0^\circ$)

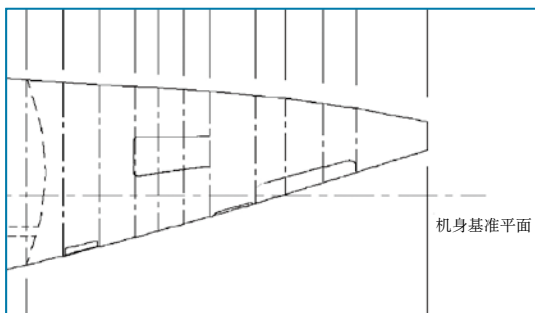


图4 后机身框布置图

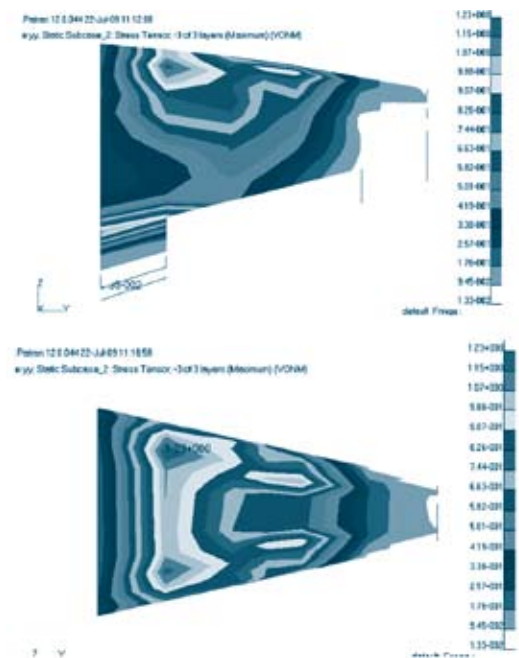


图5 后机身应力分布云图

果见图2和图3。图2表明,在 $\beta=12^\circ$ 时, ΔC_D 值随着 α 值的减少而减小。图3表明,在 $\alpha=0^\circ$ 时, ΔC_D 值随着 β 的增大而增大。计算结果表明,上掠角 $\beta=12^\circ$ 是较合理的选择,CC-200后机身外形的阻

力增量在合理范围内。

2 后机身结构布置及应力分析

后机身是尾翼及后压力框的支持和连接结构。CC-200飞机的后机身采用常规的半硬壳式结构,分为前段、后段和尾椎,共布置12个框,见图4。后机身布置平尾作动器、主通信设备(MCE)马达、辅助动力装置/燃油、环控、液压、照明等设备和管路。后机身的选材如下:

a) 前段主体结构采用成熟的复合材料(3900-2B/T800S),关键连接框、接头及支架均采用铝合金和钛合金材料(7075,2024,Ti-6Al-4V);

b) 后段考虑APU工作温度高等特点,主体结构采用高温耐火复合材料(Epsilon 97702),关键接头及支架采用钛合金材料(Ti-6Al-4V)。

c) 尾椎采用钛合金材料(Ti-6Al-4V)。后机身结构主要传递尾翼载荷及后机身的惯性(包括装载)、气动、突风载荷。根据初步估算载荷,运用MSC.PATRAN对后机身进行有限元分析,应力云图见图5。通过分析可知,最大应力为123MPa。

3 结束语

本文采用外形初步设计及阻力增量评估方法,建立了CC-200后机身外形设计和分析模型,计算了该机后机

身的阻力增量以及应力分布,对其他单通道喷气客机的概念设计具有一定的参考价值。本文主要结论如下:

a) CC-200客机后机身的上掠角为 12° ,与地面的最小间隙值为0.15m。上掠角越小,后机身对阻力的影响越小;

b) 实例计算证明,运用ESDU 80006和ESDU 70011可以定量分析亚声速单通道喷气客机的后机身阻力增量,从而为改进单通道喷气客机外形设计提供了有效途径;

c) 通过初步分析可知,CC-200后机身结构的最大应力为123MPa,满足静强度要求。

AST

参考文献

- [1] Kundu, A.K. Aircraft Design [M], Cambridge, 2010.
- [2] Roskam J. Airplane design—Part III [M], Lawrence, Kansas, 1989.
- [3] Howe, D. Aircraft Conceptual Design Synthesis [M], Professional Engineering Publications Ltd, 2001.
- [4] Jenkinson L.R. and Marchman J.F. Aircraft design project for engineer students [M], Butterworth Heinemann, 2003.
- [5] ESDU International plc. ESDU 80006—Drag increment due to rear fuselage upsweep [R], ESDU International plc, 2008.
- [6] ESDU International plc. ESDU 70011—Lift—curve slope and aerodynamic centre position of wings in inviscid subsonic flow [R], ESDU International plc, 2010.

作者简介

陈建, 硕士, 上海飞机设计研究院设计师, 从事飞机结构设计工作。