

飞机发动机短舱外形设计及数值仿真

单文娟*, 闻捷

上海飞机设计研究院, 上海 200232

摘要: 发动机短舱对飞机的性能有着至关重要的影响。针对某型民用飞机, 对其发动机短舱进行了初步参数选取和气动外形设计; 并在此基础上开展了数值仿真计算。计算结果表明, 设计的短舱气动外形满足设计要求, 且进气道内总压恢复系数随着进气道扩散段长度的减小而增大。

关键词: 发动机短舱; 外形设计; 数值仿真; 进气道; 流动特性

中图分类号: V223.6

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 02-0016-04

现代民用飞机翼吊式短舱属于外挂式气动布局^[1], 为减小气体流经发动机的流动损失, 通常通过安装发动机短舱来组织发动机周围的气流成流线型^[2-4]。进气系统作为发动机短舱的重要组成部分, 其内部的流场结构是影响短舱性能的关键因素, 较大的进气道流动损失会严重损害发动机推力, 造成飞机性能严重下降。相关数据表明, 一定飞行马赫数下, 进气道内总压损失1%, 能使发动机推力损失1.25%^[3]。因此, 对短舱构型, 尤其是进气系统进行深入研究和合理设计具有较高的工程应用价值^[5-9]。

本文以某型民用飞机的设计指标及其匹配的发动机型号为依据, 对其发动机短舱进行了初步参数选取和气动外形设计。考虑到进气道是短舱的重要组成部分, 而扩散段长度是影响气体流动损失的关键参数, 本文通过改变进气道扩散段的长度, 建立了3种不同尺寸的短舱结构, 并利用CFD数值仿真计算验证了短舱外形设计的合理性, 同时得到了进气道总压恢复系数随进气道扩散段长度的变化规律。

1 短舱及其进气道设计要求

发动机短舱构型设计的主要目标是使短舱的流线外形不仅能包容整个发动机, 且能将发动机性能的影响降到最低^[10]。

针对进气道, 则要求做到: 在飞机高速巡航时, 进气道内总压恢复系数 $\sigma > 99\%$; 低速起飞时要求稍有降低^[3]。

2 短舱外形设计

2.1 短舱外形参数的设计

根据某型飞机发动机的基本参数(如表1所示), 选择分离式短舱作为该发动机的短舱形式(如图1所示)。

表1 某型飞机发动机参数

Table 1 The parameters of an aircraft's engine

参数	取值/mm
长度 L	4951
宽度 W	3533
高度 H	3485
风扇直径 D_F	2819

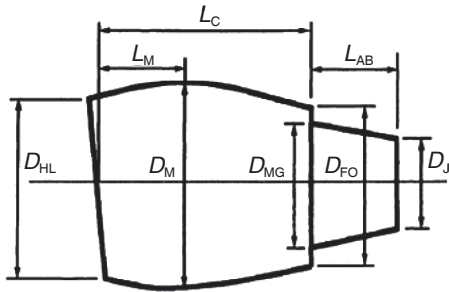


图1 短舱结构外形几何尺寸示意图

Fig.1 The schematic diagram of a nacelle

根据文献[3]设计经验, 取短舱最大外径 $D_M = 1.3 D_F = 3637\text{mm}$, 唇口直径 $D_{HL} = 0.8 D_M = 2910\text{mm}$; 短舱最大外径处 $L_M = 0.55 D_M = 2000\text{mm}$ 。短舱外形尺寸初步选值结果如表2所示。

收稿日期: 2015-10-20; 退修日期: 2015-12-04; 录用日期: 2015-12-08

*通讯作者: Tel.: 18516098904 E-mail: 841164195@qq.com

引用格式: SHAN Wenjuan, WEN Jie. Design and numerical simulation of aircraft engine nacelle's shape[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(02): 16-19. 单文娟, 闻捷. 飞机发动机短舱外形设计及数值仿真[J]. 航空科学技术, 2016, 27(02): 16-19.

表2 短舱外形几何参数
Table 2 The geometric parameters of a nacelle's shape

参数	取值/mm
进气道唇口直径 D_{HL}	2910
主整流罩最大高度 D_M	3637
短舱最大高度对应距离 L_M	2000
主整流罩长度 L_C	6492, 6670, 6872
风扇出口处外涵整流罩直径 D_{FO}	2360
风扇出口处内涵整流罩直径 D_{MG}	1760
喷口处内涵整流罩直径 D_I	900
燃气发生器后体长度 L_{AB}	640

2.2 短舱构型设计

短舱结构外形设计主要包括进气系统(唇口、扩散段等)、短舱外罩(前体、中体、后体等)等部位的构型设计。下文给出的各部分的曲线方程均以唇口截面圆心 O 为原点(如图2所示)。

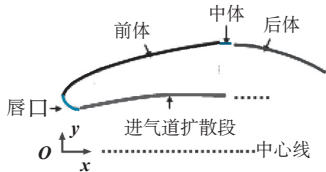


图2 分离式短舱结构外形示意图
Fig.2 A separated nacelle's shape

2.2.1 进气道的设计

进气道的设计包括唇口设计以及进气道扩散段的设计。

(1) 唇口设计:唇口外形采用1/4椭圆形(皮托式)设计,该构型对保持前缘吸力有利,且内表面具有最佳的流动特性。唇口的曲线方程表达式为:

$$y=1455-0.5\sqrt{265^2-(x-265)^2}, x \in [0, 265] \quad (1)$$

(2) 进气道扩散段设计:进气道扩散段面积采用二次式面积分布,扩散段长度 $L_D=(0.52\sim 0.67)D_F=1466\sim 1889\text{mm}$ 。为研究进气道长度对短舱内气体流动特性的影响,选取1500mm,1678mm,1880mm三个长度值。

2.2.2 短舱外罩的设计

短舱外罩的设计沿轴向包括前体、中体和后体这三个部分的设计,如图2所示。

(1) 前体设计:采用NACA-1系列前体设计,该系列前体外表面压力分布均匀,可获得较高的临界马赫数。

(2) 中体设计:中体主要是使外罩长度与设计的短舱外涵道长度相匹配,在本次设计中将短舱中体长度初步设定为零。

(3) 后体设计:将后体设计为一段圆弧,得到不同进气

道扩散段长度 L_D 下相应的方程,其中 $L_D=1678\text{mm}$ 时方程如式(2)所示:

$$y=-r_a+r_M+\sqrt{r_a^2-(x-x_M)^2} \\ =-16224.5+\sqrt{18043^2-(x-2000)^2}, x \in [2000, 6670] \quad (2)$$

通过以上对短舱各部分的设计,得到不同进气道扩散段长度 L_D 下相应的短舱外形,其中, $L_D=1678\text{mm}$ 时短舱外形如图3所示。

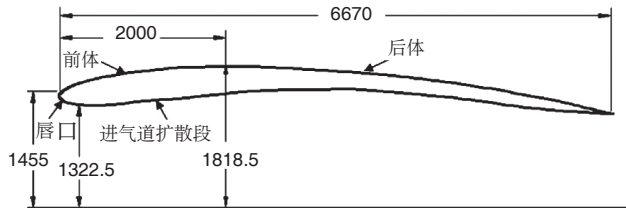


图3 短舱一维尺寸示意图
Fig.3 The schematic diagram of a nacelle's 1D size

3 短舱流动特性数值仿真与分析

为验证短舱外形设计的合理性,本文利用工程流体软件CFX对短舱进行了CFD数值仿真计算,并探索了进气道扩散段长度对进气道总压恢复系数的影响。

首先,针对扩散段长度 $L_D=1678\text{mm}$ 的短舱计算模型划分了不同尺度的计算网格,并进行了初步计算,其总压恢复系数 σ 随网格数的变化关系如图4所示。计算结果表明,当边界层网格尺寸设为0.1,网格数量达到68万以后,计算结果随网格数量几乎不变。

在此基础上,利用ICEM对计算模型进行了相同尺寸的网格划分。3种不同扩散段长度 L_D 对应的计算模型分别含有686382,685334,684344个网格单元。

本文选择巡航状态作为进气道的设计点,计算中流体工质采用理想气体,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型。收敛判据为湍动能耗散率等相关参数计算残差低于 1×10^{-4} 。具体边界条件如表3所示。

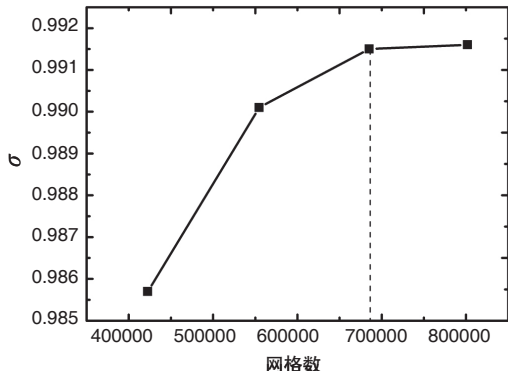


图4 网格数量无关性计算结果
Fig.4 The simulation result with different grid

表3 计算边界条件

Table 3 Numerical simulation boundary condition

参数	取值
巡航高度/m	12192
巡航马赫数 Ma	0.85
进气道	流量/(kg/s) 403
发动机外涵道	流量/(kg/s) 363.87 温度/K 271
发动机内涵道	流量/(kg/s) 39.13 温度/K 687.8

3.1 基本流动

图5是短舱计算模型周向中心截面的流线图,其中色标表示流体的绝对速度大小(单位:m/s)。



图5 周向中心截面流线图

Fig.5 The streamline of the circumferential central cross-section

观察图5可以发现,气体从远场流向动力装置的过程中,在短舱唇口分流成两股气流,一部分气体沿着短舱外罩形成光滑外流流向后方,另一部分则进入进气道,最后排入环境中。气体在短舱外罩及进气道内均具有光滑的流线,未出现分离和激波现象,满足短舱构型设计的基本要求。

3.2 总压恢复系数

表4给出了3种扩散段长度 L_D 对应的模型中总压恢复系数 σ 的具体数值大小, σ 满足:

$$\sigma = P_2 / P_{t\infty} \quad (3)$$

其中, P_2 为进气道出口总压, $P_{t\infty}$ 为入口前未受扰动截面的总压。

表4 进气道总压恢复系数

Table 4 Total pressure recovery coefficient of the inlet

模型	总压恢复系数 σ
$L_D=1500\text{mm}$	0.9923
$L_D=1678\text{mm}$	0.9915
$L_D=1880\text{mm}$	0.9905

表中数据表明,3种模型中进气道总压恢复系数均大于

0.99,符合进气道设计的要求。同时发现随着进气道扩散段长度的增加, σ 逐渐减小,即气体的流动损失逐渐增大。这是因为当进气道喉道处 $Ma<0.8$ 时,进气道内的总压损失主要是边界层的摩擦损失,因此,进气道长度越长,摩擦损失越大,总压恢复系数越小。

4 结论

本文以某型民用飞机的设计指标及其匹配的发动机型号为依据,对其发动机短舱进行了初步参数选取和气动外形设计,并利用CFD数值仿真的方法,对设计进行了验证,同时探索了进气道扩散段长度对进气道总压恢复系数的影响。得到主要结论概括如下:

(1) 通过短舱外形尺寸的规范化设计,得到了合理的短舱构型。

(2) 本文研究的工况下,进气道扩散段长度越长,气体的摩擦损失越大,导致气体的总压恢复系数越小。根据这一结论,一定情况下在进气道设计时适当减小进气道的长度,能减小摩擦造成的损失,同时还能减轻结构重量,达到优化设计的目的。

AST

参考文献

- [1] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997: 1107,1022,1028.
FANG Baorui. Design of aircraft's aerodynamic configuration[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 1107, 1022, 1028.(in Chinese)
- [2] 赵国强.翼吊式高亚音速旅客机动力装置布局和短舱外形设计中的主要问题[J].民用飞机设计与研究,1991(2):47-51.(in Chinese)
ZHAO Guoqiang. The problems of distribution of wing-mounted high subsonic airliner powerplant and configuration design of nacelle[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1991 (2): 47-51.(in Chinese)
- [3] 飞机设计手册[M].北京:航空工业出版社,2005.
Airplane design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [4] 沈克扬.涡扇发动机短舱的气动设计方法[J].民用飞机设计与研究,1992(4):12-19.
SHEN Keyang. The aerodynamic design method of turbofan engine nacelle[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1992 (4): 12-19.(in Chinese)

- [5] 王修方. 涡扇发动机动力短舱的设计[J]. 民用飞机设计与研究, 1998 (1): 84-126.
WANG Xiufang. Design of turbofan engine nacelle[J]. Aircraft Design and Research, 1998 (1): 84-126.(in Chinese)
- [6] 周洪升, 钟易成. 民机翼吊式短舱参数化造型设计[J]. 机械制造与自动化, 2010 (4): 3-5, 16.
ZHOU Hongsheng, ZHONG Yicheng. Parameterized model design of under-the-wing nacelle for civil aircraft[J]. Machine Building and Automation, 2010 (4): 3-5, 16.(in Chinese)
- [7] 酆正能. 飞机部件与系统设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
LI Zhengneng. Aircraft components and system design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.(in Chinese)
- [8] S Koc, HJ Kim, K Nakahashi. Aerodynamic design of wing-body-nacelle-pylon configuration[J]. AIAA, 2005.
- [9] J Li. 3-D flow simulations for general powered engine nacelles using Euler equations[J]. AIAA, 1998
- [10] 强旭浩, 王占学, 刘增文, 等. 涡扇发动机短舱设计方法研究[J]. 机械设计与制造, 2003 (11): 23-25, 28.
QIANG Xuhao, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Design method research of turbofan engine nacelle[J]. Machinery Design & Manufacture, 2003 (11): 23-25, 28.(in Chinese)

作者简介

单文娟(1988—) 女, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 动力燃油系统。

Tel: 18516098904

E-mail: 841164195@qq.com

Design and Numerical Simulation of Aircraft Engine Nacelle's Shape

SHAN Wenjuan*, WEN Jie

Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China

Abstract: An engine nacelle has significant influence on the aircraft's performance. In this paper, the parameters were selected and the aerodynamic shape was designed for a commercial aircraft's engine nacelle. The numerical simulation results indicate that the aerodynamic shape of the nacelle designed in this paper meets the design requirements, and the total pressure recovery coefficient becomes larger with the length of the inlet decreasing.

Key Words: engine nacelle; shape design; numerical simulation; air inlet; flow qualities

Received: 2015-10-20; Revised: 2015-12-04; Accepted: 2015-12-08

*Corresponding author. Tel. : 18516098904 E-mail: 841164195@qq.com