

航空航天

# 运输类飞机 APU 进气系统设计方法研究

高 鹏 王 宇 钟剑龙 刘苏彦

(中航工业第一飞机设计研究院,西安 710089)

**摘 要** 开展了运输类飞机辅助动力装置(APU)进气系统的设计方法研究,提出了 APU 进气系统的性能参数优化准则和设计点选取方法,梳理了 APU 进气系统设计流程;并结合某型机 APU 进气系统性能试验结果对数值仿真计算精度进行分析,为今后运输类飞机 APU 进气系统设计提供参考和借鉴。

**关键词** 辅助动力装置 进气系统 总压损失 畸变指数

**中图法分类号** V228.7; **文献标志码** A

目前,APU 系统已经成为运输类飞机的重要组成部分,其主要功能是在地面条件下,为飞机提供气源和电源;在空中应急条件下,为飞机提供备用气源和电源。进气系统作为 APU 系统的重要部件,其性能的好坏不仅对 APU 的装机性能和经济性有着极其重要的影响,不恰当的进气系统设计还会给飞机带来较大的阻力,可能引起进气系统与飞机外形气动干扰,影响飞机的气动控制,进而对整个飞机的整体性能造成影响<sup>[1]</sup>。

关于燃气涡轮发动机的进气道设计问题,目前国内外已进行了大量的研究<sup>[2-7]</sup>,国外在 APU 进气系统方面的研究也比较深入<sup>[8]</sup>,但国内目前还未就 APU 进气系统的设计和参数优化做深入研究。开展了运输类飞机 APU 进气系统的设计方法研究,提出了 APU 进气系统的性能参数优化准则和设计点选取方法,梳理了 APU 进气系统设计流程,建立相关的设计方法,并结合某型机 APU 进气系统性能试验结果对数值仿真计算精度进行分析,为今后运输类飞机 APU 进气系统设计提供参考和借鉴。

## 1 系统性能参数优化准则

国内外相关资料表明<sup>[2-4]</sup>,总压损失和流场畸变指数是评价燃气涡轮发动机进气系统的两个主要性能参数。虽然涡扇/涡喷发动机与 APU 同属燃气涡轮发动机,但两者进气口结构形式差异较大,其中 APU 本体一般设有集气室和滤网且具有整流作用(如 APS2600 和 APS3200 等)。与涡扇/涡喷发动机相比,APU 进气系统流场畸变指数的指标要求更容易满足;故 APU 进气系统在构型优化过程中应将总压损失作为主要优化目标参数,并对流场畸变指数进行校核。

对于运输类飞机来讲,APU 系统通常安装在起落架整流罩或机尾处,为了综合考虑 APU 进气性能对 APU 本体性能的影响,便于对 APU 进气系统的总压损失进行试验评估,建议 APU 进气系统的总压损失定义如下

$$\sigma = \frac{P_{t0} - \overline{P_{t2}}}{P_{t0}} \quad (1)$$

式(1)中: $P_{t0}$ 为来流总压。 $\overline{P_{t2}}$ 为 APU 进气系统出口截面处的平均总压。

## 2 系统设计点选取方法

由于 APU 工作包线范围较大,而且 APU 对进气流量需求受环境温度、高度和飞行马赫数影响

2013 年 4 月 11 日收到

第一作者简介:高 鹏(1981—),男,陕西咸阳人,工程师,硕士。研究方向:飞机辅助动力装置系统进气系统。E-mail:gap-lixiaolong@163.com。

较大;其次,APU 进气系统在构型优化过程中的优化次数多,同一构型下性能计算点多,各计算点的性能仿真计算时间长。因此,系统设计点选取就变得极其重要,合理选取系统设计点不仅可以提高设计效率,还最终决定了 APU 进气系统构型优化结果。

考虑到运输类飞机 APU 系统主要在地面使用;同时,地面静止条件,相同 APU 进气系统构型下,通常折合流量越大,APU 进气系统的总压损失就越大。因此,对于运输类飞机来讲,在工程设计中一般应将折合流量最大的 APU 地面工作环境条件作为系统设计点。折合流量计算公式<sup>[2]</sup>如式(2)

$$m_c^t = m_t \sqrt{\frac{T_t}{T_{ref}} \frac{P_{ref}}{P_t}} \tag{2}$$

式(2)中, $T_t$ 为总温; $P_t$ 为总压; $T_{ref}$ 为参考温度; $P_{ref}$ 为参考压力; $m_t$ 为  $T_t$ 和  $P_t$ 条件下的进气流量; $m_c^t$ 为折合到  $T_{ref}$ 和  $P_{ref}$ 条件下的进气流量。

3 系统设计流程

APU 进气系统构型优化工作量大,设计流程复杂,为了提高设计效率,减小设计成本,在两型运输机 APU 进气系统研制经验的基础上,总结归纳出运输类飞机 APU 进气系统的设计流程(详见图 1),供运输类飞机 APU 进气系统设计参考。

4 算例

4.1 设计点选取

表 1 中给出了地面静止条件某型 APU 进气流量需求及对应标准大气条件下的折合流量,其中, $H=4\,500\text{ m}$ , $T=209.88\text{ K}$ 时,折合流量最大,因此将该 APU 地面工作环境条件作为 APU 进气系统的设计点。

4.2 系统构型优化

某型 APU 布置在主起整流罩内,APU 进气系统进口位置选取时综合考虑了附面层、主起整流罩型面、飞行条件下进/排气口的之间的压差、APU 和主发动机的排气流场以及飞机排漏路径等影响因素,经多轮迭代优化后 APU 进气系统最终构型如图 2 所示。

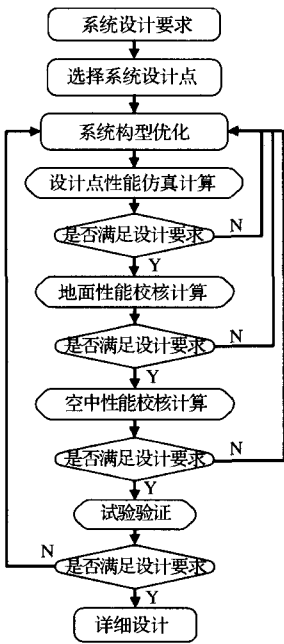


图 1 APU 进气系统的设计流程

表 1 APU 进气流量需求 and 对应标准大气条件下的折合流量

海拔高度 <i>H</i> /m	温度 <i>T</i> /K	流量需求/ ( <i>kg</i> · <i>s</i> <sup>−1</sup> )	折合流量/ ( <i>kg</i> · <i>s</i> <sup>−1</sup> )	备注
0	218.15	5.479	4.767	校核点
0	288.15	4.479	4.479	校核点
0	328.15	3.822	4.079	校核点
1 500	215.39	4.608	4.774	校核点
1 500	278.20	3.864	4.549	校核点
1 500	317.15	3.366	4.231	校核点
4 500	209.88	3.208	4.803	设计点
4 500	258.90	2.790	4.640	校核点
4 500	295.15	2.489	4.420	校核点

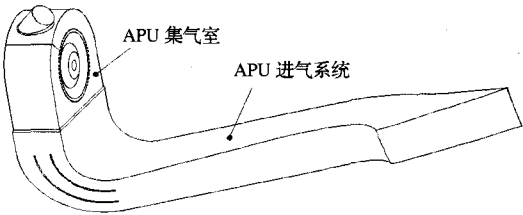


图 2 APU 进气系统构型

4.3 系统地面性能仿真计算

4.3.1 计算模型和网格划分

APU 进气系统地面性能仿真计算模型在建模

时综合考虑了 APU 集气室结构、机身型面、起落架整流罩型面以及地面对进气流场的影响,采用结构和非结构网格进行网格划分,并对压力梯度较大区域的网格进行加密,APU 进气系统地面性能仿真计算模型网格划分结果见图 3。

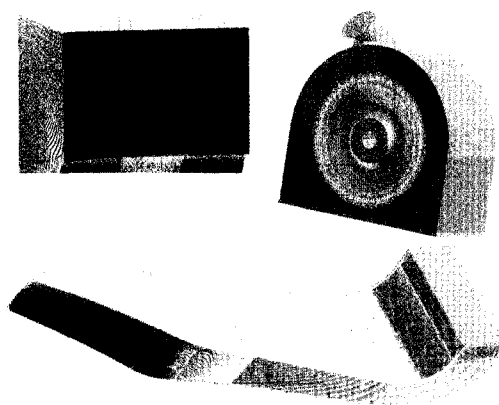


图3 APU 进气系统地面性能仿真  
计算模型网格划分

4.3.2 边界条件

APU 集气室气出口采用压力出口边界条件,并附加目标流量修正;APU 集气室结构壁面、机身型面、起落架整流罩型面、APU 进气系统结构壁面和地面采用无滑移壁面边界条件,其余表面均采用压力进口边界条件。

4.3.3 计算结果分析

选用标准  $k-\omega$  湍流模型对 APU 进气系统地面性能进行了仿真计算,计算结果详见表 2,其中表 2 中折合流量为流量计算结果折合到标准大气条件下的流量。

表 2 APU 进气系统地面性能仿真计算结果

海拔高度 $H/m$	温度 $T/K$	流量需求/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	计算结果			
			流量/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	折合流量/ $(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	总压 损失/%	流场畸变 指数 $D_c$
0	218.15	5.479	5.479	4.767	2.59	0.029
0	288.15	4.479	4.481	4.481	2.29	0.026
0	328.15	3.822	3.825	4.082	1.89	0.021
1 500	215.39	4.608	4.610	4.776	2.61	0.029
1 500	278.20	3.864	3.868	4.554	2.37	0.027
1 500	317.15	3.366	3.371	4.238	2.05	0.023
4 500	209.88	3.208	3.214	4.812	2.68	0.030
4 500	258.90	2.790	2.797	4.651	2.51	0.028
4 500	295.15	2.489	2.497	4.434	2.28	0.025

本文采用最小二乘法对表 2 中的总压损失和流场畸变指数  $D_c$  随折合流量变化的函数关系进行拟合,拟合结果如图 4 和图 5 所示。

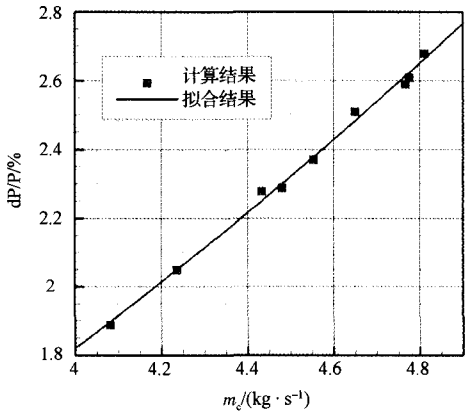


图4 总压损失与折合流量关系

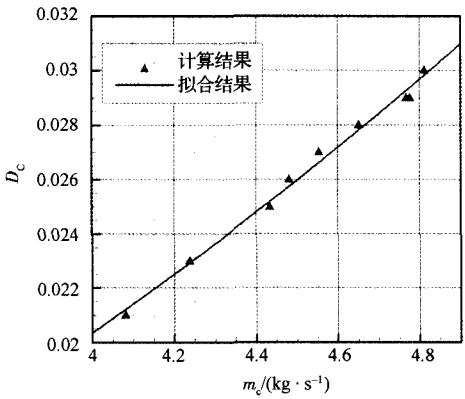


图5 流场畸变指数  $D_c$  与折合流量关系

图 4 和图 5 结果表明:相同 APU 进气系统构型下,流场畸变指数  $D_c$  和总压损失随折合流量增大而增大,因此,对于大中型运输机来讲,将地面静止条件下最大 APU 进气折合流量的 APU 工作环境条件作为设计点是合理可行的。

4.4 试验结果与性能仿真计算结果对比分析

为了验证本文 APU 进气系统性能仿真计算的精度,根据环境压力为 100 700 Pa,环境温度为 27 ℃条件下 APU 进气流量的实测结果,对试验环境条件下 APU 进气系统的性能进行仿真计算,其中 APU 进气系统出口处各总压测点和静压测点的实测值和试验环境条件下性能仿真计算值对比结果详见表 3。

表 3 APU 进气系统出口总压的实测值和性能仿真计算值对比结果

		实测值	计算值	相对误差/%
总压测点 /Pa	测点 1	97 250.3	97 626.8	0.39
	测点 2	97 567.8	97 545.2	0.02
	测点 3	99 319.9	99 795.6	0.48
	测点 4	98 956.6	99 023.5	0.07
	测点 5	98 381.3	98 657.6	0.28
静压测点 /Pa	测点 1	97 551.0	97 974.4	0.43
	测点 2	97 691.7	98 211.9	0.53

表 3 的结果表明:各测点的总压性能仿真计算值与实测值的最大相对误差为 0.48%,各测点相对误差的平均值不大于 0.248%,因此,本文采用的性能仿真计算方法具有较高的精度。

5 结论

对 APU 进气系统的性能参数优化准则和设计点选取方法进行了分析,梳理了 APU 进气系统设计流程,建立了相关的设计方法。并以某型机 APU 进气系统设计为例,对本文提出的设计点选取方法和设计流程进行了成功应用,通过计算分析和试验验证,结果表明本文提出的设计点选取方法和设计流程是可行的,性能计算模型是准确的。采用本文的

方法和流程,可以大幅提高设计效率,降低设计成本,并满足工程应用的要求,从而为今后运输类飞机 APU 进气系统设计提供技术支撑。

参 考 文 献

1 Adib A M L, Baptista C A R P, Barboza M J R, *et al.* Aircraft engine bleed system tubes: material and failure mode analysis. *Engineering Failure Analysis*,2007; 14(8):1605—1617

2 Basoglu O, Yalcin L, Yilmaz A E. Computational study on the design parameters of S-type subsonic inlets. *AIAA* 2008—73,2008

3 Jovanovic V J, Taskinoglu E S, Knight D D. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet. *AIAA*, 2004—2649,2004

4 李学来,任三星,王琴芳,等.埋入式进气道的流场畸变. *福州大学学报(自然科学版)*,2002;30(2):250—253

5 张宝生,董松野.弹用高亚音速 S 形进气道设计和试验研究. *推进技术*,1994;(5):16—22

6 刘振侠,郭东明,张丽芬,等. S 形进气道流场数值模拟. *航空动力学报*,2006;21(6):1064—1068

7 孙 姝,郭荣伟,伍贻兆.一种平面埋入式进气道的地面工作特性及流态特征. *航空动力学报*,2007;22(3):390—395

8 Jesus A B, Oliveira G L, Brodt C L. A methodology for the design of APU Air inlets for regional commercial aircraft. *AIAA*, 2003—722,2003

A Methodology for the Design of Auxiliary Power Unit Air Inlet System for Transport Aircraft

GAO Peng, WANG Yu, ZHONG Jian-long, LIU Su-yan  
(The First Aircraft Institute, AVIC, Xi'an 710089, P. R. China)

[Abstract] A methodology for the design of Auxiliary power unit (APU) air inlet system for transport aircraft is studied. Criterion to optimize performance parameter and the method for selection of design point are researched. Design procedure for APU air inlet system is also presented. Combined with experimental results of a certain transport aircraft APU inlet system, accuracy of performance computation is analyzed. The study can be used for reference of APU inlet system design for transport aircraft.

[Key words] auxiliary power unit air inlet system total pressure loss distortion index