

民用发动机空中慢车性能设计方法

曾 涛

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:空中慢车是应用于飞机空中下降过程的最小推力状态。为实现飞机与发动机性能的优化匹配,空中慢车需要在设计阶段综合考虑飞机性能和用户系统、发动机自身运行特性 3 方面的要求,包括飞机正常下降率、引气、功率提取、发动机附件运行和本体运行限制等设计需求。通过空中慢车设计需求分析并结合发动机推力控制模式,给出了基于引气压力的慢车设计方法和设计流程,并根据型号应用经验讨论了设计中的常见问题和对应处理方法。

关键词:空中慢车;性能设计;民用飞机;民用发动机

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.02.011

Design Method of Commercial Aircraft Engine Flight Idle

ZENG Tao

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210)

Abstract: Flight idle is the minimum thrust level in aircraft descent phase. In order to optimize the aircraft/engine integration, the design requirements of aircraft performance, aircraft customer system and engine operating characteristics shall be considered in flight idle design, which include aircraft normal descent rate, bleeding, power extraction, engine accessory and engine operating requirements. Combination the analysis of flight idle design requirements with engine thrust control modes flight idle design method and process are provided based on bleeding pressure. Several common design issues and method in the design practice are also discussed.

Key words: flight idle; performance design; commercial aircraft; commercial aircraft engine

0 引言

发动机慢车是发动机用以维持低推力稳定运行的最小转速状态^[1]。根据使用阶段的不同,慢车可分为地面慢车、空中慢车、进近慢车和着陆慢车等类型。其中空中慢车也称之为下降慢车或飞行慢车,主要应用于飞机空中下降过程。发动机慢车性能设计不仅与发动机设计紧密关联,也与飞机性能和系统正常运行紧密关联^[2-3]。

为实现飞机与发动机性能的优化匹配,需要在设计阶段综合考虑空中慢车状态各设计因素。目前可查到的关于慢车性能设计方法的公开文献较少,在国内相关设计手册^[4-6]中也未见慢车设计方法的详细说明。

本文以某型国产客机设计经验为基础,给出了民用飞机空中慢车设计的一般方法和流程。

1 空中慢车运行特点

空中慢车通常应用于飞机空中下降过程。此时飞机并无特定推力需求,但仍需从发动机提取引气和功率以维持飞机机上用户系统的正常运行;如果慢车推力过高,会对飞机下降率产生影响;空中慢车设计还必须满足发动机附件系统和自身运行限制的需求以保证发动机自身持续稳定运行。综上所述,空中慢车可定义为满足飞机引气需求、功率提取需求、正常下降率要求、发动机附件需求和发动机运行限制等设计要求的的最小可用推力等级。

收稿日期:2015-04-12

作者简介:曾涛(1985),男,硕士,工程师,从事民用飞机动力装置系统集成设计工作;E-mail: zengtao@comac.cc。

引用格式:曾涛.民用飞机发动机空中慢车性能设计方法[J].航空发动机,2016,42(2):57-60. ZENG Tao. Design method of commercial aircraft engine flight idle[J]. Aeroengine, 2016, 42(2):57-60.

2 空中慢车设计需求

2.1 飞机引气需求

飞机引气需求来源于飞机引气下游用户系统,通常包括空调、机翼防冰和短舱防冰系统等。以典型的双发客机为例,包括 2 个空调包、两侧机翼防冰系统及短舱防冰系统。各用户系统引气需求可归纳为引气的流量、总温和总压 3 种要求。

飞机引气需求受 2 个因素影响:飞行状态条件和用户系统运行状态。飞行状态条件包括飞行高度、环境温度和结冰条件;用户系统运行状态是指飞机用户系统在正常和故障运行状态下的系统状态组合。对于双发客机,慢车设计需考虑的典型运行状态通常包括:双发双引气无防冰、双发双引气有防冰、单发单引气无防冰、单发单引气有防冰、双发单引气无防冰及双发单引气有防冰等。在慢车设计中,需考虑以上所有运行状态在各飞行条件下的引气需求,以保证下游飞机用户系统的正常运行,进而保证飞机运行安全。由于不同运行状态对引气流量、压力和温度需求差异较大,为实现慢车推力与飞机需求的优化匹配,通常需要为不同运行状态设计不同的慢车等级。

2.2 飞机功率提取需求

功率提取需求来自于飞机液压泵和发电机的功率需求。与引气需求相似,功率提取的数值与环境温度和飞机系统运行状态有关。空中慢车的设计中需要考虑以下因素对功率提取的影响,其中包括:(1)环境温度;(2)单发失效影响;(3)正常工作状态需求;(4)瞬时过载工作状态需求。

2.3 飞机正常下降率需求

在飞机下降过程中,若推力过大,会直接导致飞机下降航迹角减小,进而导致飞机下降率减小,下降时间延长。以某型飞机为例,在特定飞行状态下,若慢车推力增大 50%,下降时间将延长约 25%。合理的慢车推力设计可以支持飞机飞行管理系统对运行航迹进行优化^[9],慢车推力过大将导致飞机运行经济性降低,从而严重影响飞机任务策略的实施^[7-8]。

2.4 发动机本体运行和附件需求

空中慢车设计还必须考虑发动机本体的运行特性,满足发动机稳定运行需求,不能熄火和出现不良工作特性;发动机需驱动燃油泵、滑油泵、PMA(用于发动机自身供电)等附件以维持自身正常运行,在空中慢车设计中也需满足发动机附件系统的运行需求。

3 空中慢车设计方法与流程

发动机慢车推力控制有 3 种典型模式:引气压力控制、 N_1 控制和 N_2 控制^[10]。引气压力控制以发动机引气口处的供气压力为控制目标,主要用于满足特定引气需求; N_1 控制以发动机低压转速为控制目标,主要用于满足特定推力需求; N_2 控制以发动机高压转速为控制目标,主要用于满足功率提取和发动机附件特定运行需求。

3 种控制模式对应空中慢车设计需考虑的 3 方面:飞机用户需求、飞机性能需求及发动机自身运行需求。以进近慢车为例,进近慢车的主要设计需求来源于发动机复飞加速要求,通常基于 N_1 控制进行设计。通过对各设计需求的综合比较可知,引气需求是空中慢车设计需求中的最高值,因此空中慢车一般基于引气压力控制模式进行设计。

以引气压力控制模式为基础,空中慢车的设计转化为慢车压力目标的设计。综合考虑设计需求和型号应用经验,制定设计流程如下。

- (1)综合空调、机翼防冰、短舱防冰等系统的引气需求,确定不同运行状态下引气的流量、总温和总压需求,并在飞行包线内选定多个状态点作为设计检查点;
- (2)基于引气总压要求制定慢车压力设计目标。典型的引气压力目标如图 1 所示,从图中可见,对不同运行状态设计了不同的压力目标曲线;

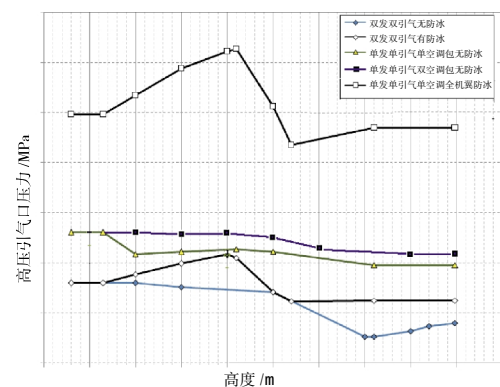


图 1 引气压力目标

- (3)基于慢车压力设计目标和发动机运行限制完成全包线空中慢车推力等级初步设计;

- (4)对全包线慢车进行引气流量检查,确保在各运行状态下引气流量要求均被满足,如有状态流量不足,则对发动机压力进行调整直至流量要求被满足;

- (5)基于引气流量校核后的慢车设计完成慢车推

力计算,供飞机性能评估使用;

(6)基于引气流量校核后的慢车设计完成慢车供气特性计算,供各引气用户系统评估使用;

(7)根据飞机性能和引气用户系统反馈对慢车压力进行调整,直至所有设计需求均被满足;

(8)基于飞机功率提取需求和发动机附件系统运行需求对慢车推力性能进行校核,校核后完成空中慢车设计。

对应设计流程如图2

所示。

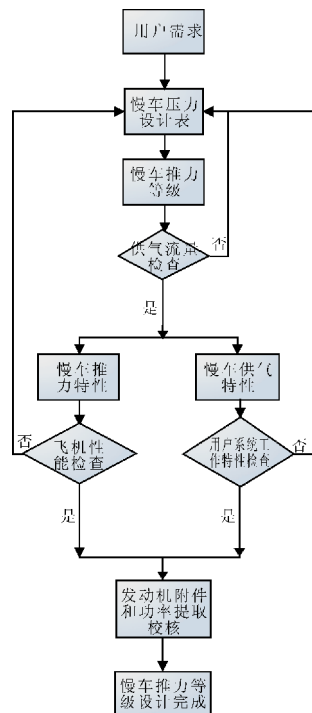


图2 空中慢车设计流程

4 常见问题及处理方法

4.1 发动机供气流量不足

空中慢车为低推力状态,发动机核心机总流量偏低,在一定严酷状态下(如双发单引气防冰状态)可能存在发动机最大供气能力仍不能满足飞机流量需求的情况。针对该问题,通常的解决方法如下:

- (1)提高慢车压力目标以增大发动机慢车推力;
- (2)调整供气口位置以获得更大的供气流量;
- (3)调整发动机供气口流道设计以提高发动机最大供气能力。

4.2 供气总温不足

在某些运行状态(如防冰条件)下,飞机引气对供气总温有特定要求,而慢车状态下发动机总温偏低,可能存在供气总温不满足飞机需求的情况。针对该问题,通常的解决办法如下:

- (1)提高慢车压力目标以增大发动机慢车推力;
- (2)调整供气口位置以获得更高的供气总温。

4.3 发动机设计带来的总压波动

如前所述,空中慢车的控制通常是以引气压力为控制目标。而在实际运行中,在引气口处可能并无压力传感器,基于气路其他位置的壓力对引气压力进行间接控制。某型发动机气路压力布置如图3所示。从图中可见,在高压引气口处未设置压力传感器,而在

燃烧室出口处设有气路压力传感器。该设计下的发动机空中慢车引气压力控制是以燃烧室出口压力作为参考进行。基于试验和模型分析得到气路压力传感器处压力和高压引气口处压力的关系曲线,在实际运行中,发动机以传感器处压力为参考换算得到引气压力,进而进行压力控制。由于传感器压力和引气口压力的关系曲线存在一定误差,导致发动机实际供气压力与设计目标值出现偏差。其解决方法是通过试验验证和数据分析确定关系曲线的误差分布情况,然后基于误差分布情况对引气压力进行调整以保证所有运行情况下供气压力均满足飞机需求。

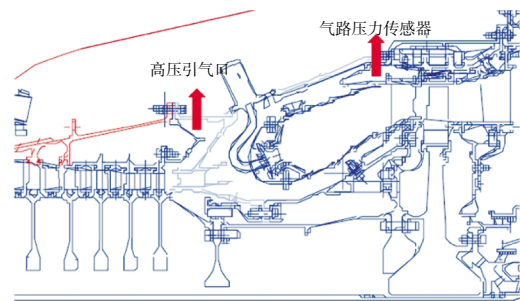


图3 某型发动机气路压力布置

5 结束语

民用发动机空中慢车设计作为发动机性能设计的一部分。为实现飞机与发动机性能的优化匹配,空中慢车设计需综合考虑飞机引气、功率提取、正常下降率、发动机附件和运行限制等要求,一般采用引气压力控制模式。因此,空中慢车的设计流程通常基于引气需求制定慢车压力目标,并根据飞机性能、引气和功率提取的需求等在全飞行包线范围内对初步慢车设计进行校核,校核调整后最终完成空中慢车设计。

本文中的设计流程和方法主要是基于型号经验得到,希望能为相关设计人员提供一定的参考。

参考文献:

- [1] Department of Defense. JSSG-2007B joint service specification guide engines, aircraft, turbine [S]. New York: Department of Defense, 2007: 68.
- [2] 李卫东. 民用涡扇发动机慢车状态对发动机性能的影响[J]. 中国民航飞行学院学报, 1999(4): 21-22.
- LI Weidong. Turbojet engine idle rating effects on engine performance [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 1999 (4): 21-22. (in Chinese)
- [3] 史秀宇, 管学东. 一起PW4158-3发动机慢车参数异常的复杂故障分析[J]. 航空维修与工程, 2010(5): 96.
- SHI Xiuyu, GUAN Xuedong. Analysis for one complicated case of

- PW4158-3 engine's abnormal idle parameter [J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2010(5):96. (in Chinese)
- [4] 《飞机设计手册》总编委会. 动力装置系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2006:1-33.
Aircraft Design Manual Editorial Board. Powerplant system design [M]. Beijing :Aviation Industry Press,2006:1-33. (in Chinese)
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 民机构型初步设计与推进系统一体化设计[M]. 北京:航空工业出版社,2006:159-185.
Aircraft Design Manual Editorial Board. Civil aircraft preliminary configuration design and propulsion system intergrated design [M]. Beijing:Aviation Industry Press,2006:159-185. (in Chinese)
- [6] 《航空发动机设计手册》总编委会. 涡喷及涡扇发动机总体[M]. 北京:航空工业出版社,2001:73-151.
Aeroengine Design Manual Editorial Board. Turbojet and turbofan engine general configuration design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001:73-151. (in Chinese)
- [7] Lindsay P A, Ramsay Colin, Vilaplan Miguel, et al. Robustness of idle-throttle continuous descent approach trajectories against modified timing requirements [R]. AIAA-2009-6910.
- [8] Stell L L. Predictability of top of descent location for operational idle-thrust descents [R]. AIAA-2010-9116.
- [9] Laurel Stell. Flight management system execution of Idle-thrust descent operations [R]. NASA-N20120001672.
- [10] 谭燕. CFM56-5B 发动机推力管理及一起故障分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(3):32-33.
TAN Yan. CFM56-5B engine thrust management and analysis for one thrust fault [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(3): 32-33. (in Chinese)
- [11] 梁彩云, 谢业平, 李泳凡, 等. 飞 / 发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(3):1-5.
LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing [J]. Aero-engine, 2015, 41(3):1-5. (in Chinese)
- [12] 蔡志毅. 干线发动机总体参数选择的某些考虑 [J]. 航空发动机, 1994:20(3):1-7.
CAI Zhiyi. Some considerations for trunkliner engine general parameter selection [J]. Aeroengine, 1994, 20(3):1-7. (in Chinese)
- (编辑:张宝玲)