航空发动机进发匹配优化研究

任智博,谢业平,杨瀚超,潘宝军
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要: 为降低进气压力畸变对发动机的需用稳定裕度需求,分别从发动机和进气道 2 个方面开展优化匹配研究。在发动机方面,通过降低转速的方式来降低进气畸变,评估结果表明:采用该方案对发动机剩余裕度增大效果不明显。在进气道方面,局部优化进气道防护网结构,经过进发联合试验验证表明:采用该措施可降低进气压力畸变相对量 20.4 % ~32.6 %。经过发动机逼喘试验验证,畸变改善效果显著,大大降低了发动机喘振概率,可在现役飞机进气道上推广使用。

关键词: 进发匹配;进发联合试验;需用稳定裕度;畸变;逼喘;进气道;航空发动机
中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.06.003

Research on Optimization of Inlet and Engine Matching of Aeroengine

REN Zhi-bo, XIE Ye-ping, YANG Han-chao, PAN Bao-jun
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to reduce the demand of engine required stability margin for intake pressure distortion, the optimal matching of engine and inlet were carried out respectively. In the aspect of engine, the intake distortion was reduced by reducing the rotating speed. The evaluation results show that the effect of this scheme on the increase of engine residual margin is not obvious. In the aspect of inlet, the protective network structure of inlet was optimized locally. The inlet-engine combination test shows that the relative distortion of intake pressure can be reduced by 20.4%~32.6%. The results of engine surge test show that the distortion is improved significantly, and the probability of engine surge is greatly reduced, which can be popularized and used in the inlet of service aircraft.

Key words: inlet engine matching; inlet-engine combination test; required stability margin; distortion; surge; inlet; aeroengine

0 引言

进气道与发动机匹配设计包括流量匹配和流场匹配,流量匹配不佳会导致跨声速小流量进发不相容问题[1];而流场匹配不佳,则会在进气道出口和发动机进口产生较大的进气压力畸变,会造成发动机裕度损失占比过大,从而使发动机剩余稳定裕度不足[2-4],严重时可能导致发动机失稳。

压力畸变对发动机风扇和压气机稳定裕度均有影响[5-11],压力畸变对风扇的影响,仅与发动机进口综合压力畸变指数以及风扇的压力畸变敏感系数有关,畸变和敏感系数越大,局部需用稳定裕度越大。压力畸变对压气机裕度的影响与压气机进口的畸变有关,压气机进口畸变由发动机进口畸变通过风扇后衰减所得,而风扇对畸变的衰减程度由风扇的畸变衰减系数决定;此外,压力畸变通过风扇时,会在风扇出口产生温度不均匀分布,即温度畸变,同样影响压气机稳定裕度。

降低压力畸变对发动机稳定裕度的影响,可以从 2 方面入手:一方面是重新设计风扇与压气机,降低发动机对压力畸变的敏感系数和传递系数等,但以现阶段设计水平,技术风险极大,且短时间内无法实现;另一方面是直接降低压力畸变,在现有飞机进气道和发动机状态的前提下,优化进发匹配特性,降低压力畸变的需用稳定裕度。

本文从进气道和发动机两方面研究降低压力畸变的方法,并对进发匹配优化效果进行试验验证。

收稿日期: 2019-03-19 **基金项目:** 航空动力基础研究项目资助
作者简介: 任智博(1987),男,硕士,工程师,主要从事飞机发动机一体化设计和进发匹配设计工作;E-mail:renzhibo.123@163.com。

引用格式: *任智博,谢业平,杨瀚超,等.航空发动机进发匹配优化研究[J].航空发动机,2019,45(6):15-19. REN Zhibo, XIE Yeping, YANG Hanchao, et al. Research on optimization of inlet and engine matching of aeroengine [J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 15-19.*

1 降低压力畸变的方法

不同进气道结构类型直接决定其进气压力畸变特性，在进气道结构一定的条件下，发动机所需流量直接影响进气压力畸变，即进气压力畸变随着发动机进口换算流量（马赫数）的增加而增大。故可以通过减少发动机进气流量的方式来减小进气压力畸变。

在不改变发动机部件特性和匹配特性的前提下，通过改变发动机控制规律，直接降低其使用转速，从而减少发动机流量，进而减小进气压力畸变指数；但同时也会损失发动机推力，如图 1 所示。

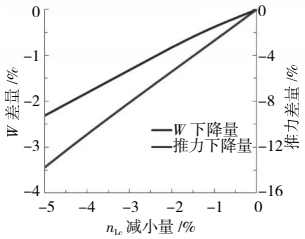


图 1 发动机降转对推力及压力畸变的影响

风扇和压气机对压力畸变敏感系数试验结果如图 2、3 所示。从图中可见，在高转速段，随着转速的降低，风扇和压气机对压力的敏感系数增大。

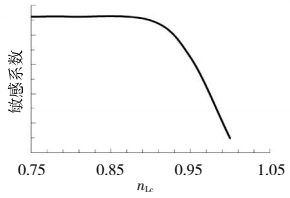


图 2 风扇压力畸变敏感系数

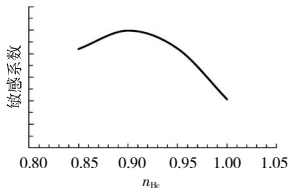


图 3 压气机压力畸变敏感系数

本文评估 2 种降低转速方案（见表 1），来对比其对发动机稳定性的改进效果。

表 1 降转使用方案

参数	现状态	方案 A	方案 B
n_{Lc}	1.0	0.99	0.98

风扇和压气机降转前后的裕度变化见表 2、3。从表中可见，转速从 100%降低到 99%、98%时，风扇与压气机的特性及共同工作线影响，其原始稳定裕度均略有增大，但由于风扇与压气机对压力畸变的敏感系数增大，压力畸变的局部需用稳定裕度增大，降转后，由于原始稳定裕度、压力畸变局部需用稳定裕度的共同变化，导致方案 2、3 中风扇的剩余稳定裕度降低 0.63%和 0.88%，压气机剩余稳定裕度略有提高，分别为 0.03%和 0.02%。

表 2 降转使用方案风扇裕度对比

裕度 /%	方案 A	方案 B
$\triangle S_{MF}$	+0.67	+1.62
$\triangle S_{MW}$	+1.30	+2.50
剩余稳定裕度变化	−0.63	−0.88

表 3 降转使用方案压气机裕度对比

裕度 /%	方案 A	方案 B
$\triangle S_{MC}$	+0.06	+0.12
$\triangle S_{MW}$	+0.03	+0.10
剩余稳定裕度变化	+0.03	+0.02

发动机降转使用，如由现状态降到方案 B 使用，低压换算转速降低 2%，推力损失 5.3%，但裕度基本无收益，通过降低转速来试图提高发动机稳定性的途径不可取。

2 进气道改进方法及试验验证

2.1 进气压力畸变大的原因

某型飞机进气道出口的流场畸变图谱如图 4 所示。从图中可见，飞机在地面起飞时，发动机处于最大流量状态，此时飞机进气道出口畸变处于全包线内的最大值，该畸变图谱上半部是高压区，下半部是低压区，由于高低压区压力变化较大，导致进气压力畸变大。



图 4 进气道出口畸变

产生这种进气压力畸变大的原因是 2 元外压式进气道结构导致，如图 5 所示。2 元外压式进气道结构由进气可调斜板、唇口、防护网、辅助进气门等组成，进入发动机的气流由 2 部分组成：一部分从进气道正面的进口进气，另一部分从进气道下方的辅助进气门进气。正面进气的气流直接由斜板和唇口之间的流道进入，总压损失小，气流压力高；而下方进气的气流，首先经过辅助进气门，然后通过设置在辅助进气门上方的防护网后，才能进入进气道内部。而防护网由若干小孔构成，气流通过防护网后，总压损失很大，使得从正面进气和下方进气的气流压力相差较大，导致进气道出口、发动机进口的气流不均匀度较大，而这种不均匀度的存在，使发动机进气条件变差，直接影响发动机稳定工作的能力，大大增加了发动机喘振概率。

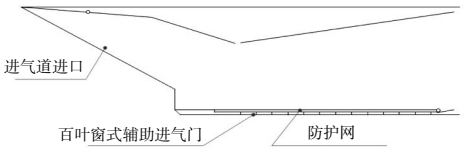
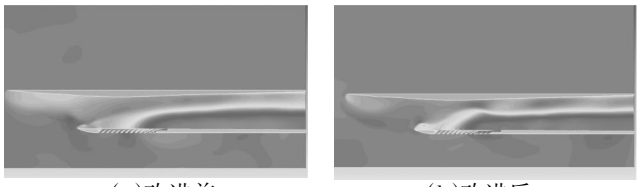


图 5　2 元外压式进气道结构

2.2　进气道改进设计方案

根据起飞过程中发动机进口进气畸变大,针对性的研究防护网改进措施,由于畸变图谱的低压区主要集中在下半部分,对应的气流通过防护网进气,根据仿真结果如图 6(a)所示,气流经过靠近发动机一侧的防护网所产生的压力损失会更大，故对防护网进行优化改进,将防护网靠近发动机一侧的网孔封堵,减少气流通过此处造成的总压损失,如图 6(b)所示。



(a)改进前　　(b)改进后

图 6　进气道流场仿真压力

2.3　试验验证

2.3.1　试验条件

进气道改进设计效果,在地面全尺寸进气道与发动机联合试验台上开展验证,如图 7 所示。该试验台是在常规发动机地面试车台架的基础上升级改造而成的,安装真实飞机进气道作为试验条件,可模拟飞机地面静止条件下的进气道与发动机匹配工作条件[12]。在国外研究中，同样采用地面台架开展进发联合试验,用以分析亚声速条件下的进发匹配特性[13-15]。

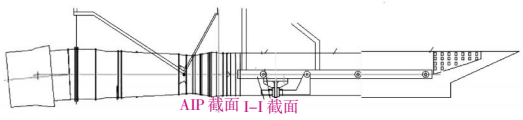


图 7　全尺寸进气道 / 发动机地面联合试验

2.3.2　试验方案

在工程可接受的范围内,制定了 2 种封堵防护网网孔的方案,见表 4。2 种封堵方案仅在封堵面积上有所差别，且增加的封堵面积是沿着发动机轴向增加,而封堵宽度相同。试验分别在 2 种方案条件下,录取进气道特性,获得进气道出口总压恢复系数和综合畸变指数。

表 4　试验方案

方案	封堵占比 /%	说明
方案 1	8.3	防护网放下状态
方案 2	13.9	防护网放下状态

2.3.3　试验结果

2.3.3.1　总压恢复系数

2 种试验方案与进气道原始状态总压恢复系数对比如图 8 所示。方案 1 基本与原状态相同,方案 2 降低了 0.005。封堵部分进气道防护网后,进气道总压恢复系数变化不大,说明 2 种方案对发动机性能基本无影响。

2.3.3.2　进气畸变特性

2 种试验方案与进气道原始状态的综合畸变指数、稳态周向压力畸变指数、面平均紊流度对比如图 9 ~ 11 所示。从图中可见,封堵进气道防护网的优化措施达到了预期效果,综合畸变指数和稳态周向压力畸变指数均有所减小,面平均紊流度变化很小。相对于原始状态,2 种方案的畸变指数减小量见表 5。

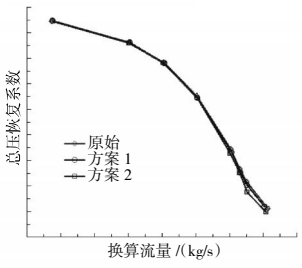


图 8　进气道总压恢复系数对比

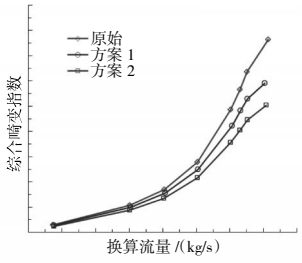


图 9　进气道出口综合畸变指数对比

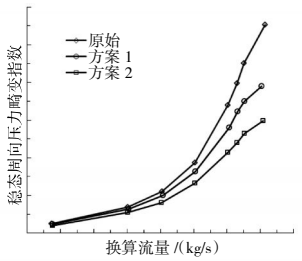


图 10　进气道出口稳态周向压力畸变指数对比

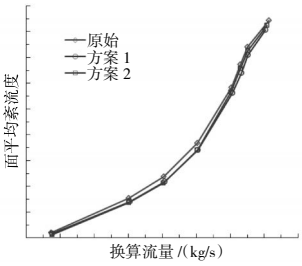


图 11　进气道出口面平均紊流度对比

表 5　100%转速下进气道特性对比　　%

畸变类型	相对减小量	
	方案 1	方案 2
综合畸变	20.4	32.6
稳态畸变	27.2	44.7
动态畸变	2.8	1.3

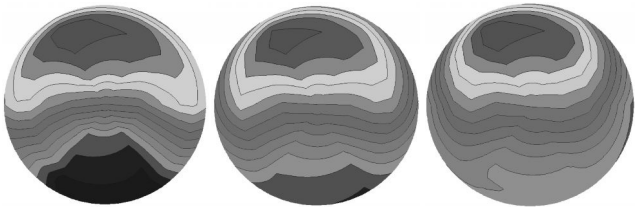
2.3.3.3 进气畸变图谱

选择 2 种优化方案和原始进气道状态下，对发动机在 100%转速下的进气畸变图谱进行对比，如图 12 所示，同时对各周向测耙的详细数据进行对比，如图13 所示。从畸变图谱的变化和压力分布中可见，随着封堵网孔面积的增大，进气道出口图谱特征变化如下：

（1）高压区最高总压恢复系数基本保持不变，高压区范围减小；

（2）低压区最低总压恢复系数有所增大，低压区范围增大；

（3）低压区平均总压恢复系数增大，而面平均总压恢复系数基本不变，所以稳态畸变降低。



（a）原始状态 （b）方案 1 （c）方案 2

图 12 进气道出口畸变图谱对比

3 进发匹配优化对发动机的影响

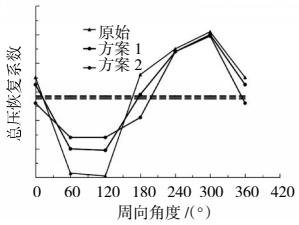


图 13 进气道出口稳态总压分布对比

通过封堵进气道防护网部分网孔，可以达到降低发动机进口进气畸变的效果，同时改变了发动机进口的畸变图谱，为了检验畸变降低对发动机稳定裕度的影响，采用打开高压压气机可调叶片角度来逼喘发动机的方式进行对比试验，试验仅对比进气道原始状态和方案 1。用高压压气机可调叶片角度来衡量发动机的裕度变化，试验结果表明：相对于原始状态，采用方案 1 后，发动机临界状态高压压气机可调叶片角度打开量增加 2°。

畸变降低后，发动机喘振时对应的高压压气机可调叶片角度打开量明显增加，侧面反映出发动机剩余稳定裕度的增大，说明采用进气道防护网堵孔方案后，对增大发动机剩余稳定裕度有益。

4 结论

本文通过进气道与发动机匹配优化设计，达到降低发动机进口进气压力畸变的目的，得到以下结论：

（1）在现有飞机进气道和发动机前提下，采用降低转速的方式来降低进气畸变对发动机稳定性的影响效果不明显；

（2）采用封堵进气道防护网的方式，可有效降低发动机进口畸变相对量 20.4% ~ 32.6%，大大提高进气道与发动机的匹配性，降低发动机喘振概率；

（3）通过发动机逼喘试验验证，进发匹配优化后，可有效增大发动机剩余稳定裕度；

（4）本文探索了 1 种基于优化进气畸变图谱的进发匹配优化设计方法，该方法操作简便，无需对进气道进行大幅改动，可在现役飞机上推广使用。

参考文献：

[1] 施磊，朱宇，赵肃.跨声速小流量进气道与发动机的相容性[J].航空动力学报，2014，29(3)：631-636.
SHI Lei，ZHU Yu，ZHAO Su. Inlet and engine compatibility in transonic speed low-flow state[J].Journal of Aerospace Power，2014，29(3)：631-636.（in Chinese）

[2] 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 design [J]. Aeroengine，2015，41(3)：1-5.（in Chinese）

[3] 刘永泉，施磊，梁彩云.某航空发动机全包线气动稳定性设计方法[J].航空动力学报，2012，27(11)：2462-2467.
LIU Yongquan，SHI Lei，LIANG Caiyun. Aerodynamic stability design method for certain aero-engine in whole engine's flight operating envelope[J].Journal of Aerospace Power，2012，27(11)：2462-2467.（in Chinese）

[4] Willam T C. History，philosophy，physics，and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[R].ASME-GT-2004-54210.

[5] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 64A-2004 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南 [S]. 北京：中国标准出版社，2004：1-15.
National Defense Science and Technology Industry Committee. GJB/Z 64A-2004 Aero turbojet and turbofan engine inlet total-pressure-distortion assessment guidelines [S].Beijing：Standards Press of China，2004：1-15.（in Chinese）

[6] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 224-2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南[S].北京：中国标准出版社，2005：1-36.
National Defense Science and Technology Industry Committee. GJB/Z 224-2005 Guide of stability design and assessment for aircraft gas turbine engine [S].Beijing：Standards Press of China，2005：1-36.（in Chinese）

[7] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE ARP 1420B. Gas turbine engine inlet flow distortion guide-lines[S].US：SAE Technical Standards Board，2002：1-24.

[8] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE AIR 5687. Inlet/Engine compatibility-from model to full scale development[S].US: SAE Technical Standards Board,2011:1-9.

[9] The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space. SAE AIR 1419A. Inlet total-pressure-distortion considerations for gas turbine engines [S]. US: SAE Technical Standards Board, 2011:10-27.

[10] 田宁,陈金国,张恩和.畸变对航空发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2002(4):25-28.
TIAN Ning,CHEN Jinguo,ZHANG Enhe. Effect of distortion on aeroengine stability [J]. Aeroengine,2002(4):25-28. (in Chinese)

[11] 好毕斯嘎拉图,周胜田,张志舒,等.总压畸变对整机稳定性的影响研究分析[J]. 航空发动机,2012,38(4):34-37.
Haobisigalatu,ZHOU Shengtian,ZHANG Zhishu,et al. Effect of total pressure distortion on aeroengine stability[J]. Aeroengine,2012,38(4): 34-37. (in Chinese)

[12] 高为民,任智博,王勤,等.某型飞机进气道 / 发动机台架联合试验及匹配特性研究[J].航空发动机,2017,43(4):74-78.
GAO Weimin,REN Zhibo,Wang Qin,et al. Combination test and match characteristics research of an aircraft inlet/engine testbed [J]. Aeroengine,2017,43(4):74-78.(in Chinese)

[13] Stevens C H,Spong E D,Hammock M S. F-15 inlet/engine test techniques and distortion methodologies studies [R].NASA-CR-1987-1444866.

[14] Bowditch D N,Coltrin R E.A survey of inlet/engine distortion capability[R].AIAA-1983-1166.

[15] Andrew J Y,Ronald J R,Richard R B,et al.Design and development of an F/A-18 inlet distortion rake:a cost and time saving solution[R]. AIAA-1994-2132.

(编辑:刘　亮)