

文章编号:1000-8055(2012)11-2462-06

某航空发动机全包线气动稳定性设计方法

刘永泉, 施 磊, 梁彩云

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 根据稳定性基础理论及工程经验,以某型航空发动机为例,按 GJB/Z 224-2005 进行了全包线气动稳定性设计,并进行了试验验证.研究表明:发动机在高空小表速节流状态下风扇和高压压气机的需用稳定裕度均较大;在发动机包线右边界,风扇需用稳定裕度较大,且基本一致;着陆过程受喷管亚临界影响,风扇需用稳定裕度较大.因此,这些工况在发动机设计和使用中应重点关注.在发动机气动稳定性设计时应保证风扇和高压压气机可用稳定裕度大于需用稳定裕度,并留有一定余量.采用的设计方法可以有效地满足复杂工程研制需求.

关 键 词: 气动稳定性; 航空发动机; 包线; 畸变; 风扇/压气机

中图分类号: V231.3; V231.1

文献标志码: A

Aerodynamic stability design method for certain aero-engine in whole engine's flight operating envelope

LIU Yong-quan, SHI Lei, LIANG Cai-yun

(Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: According to the basic theory of aerodynamic stability and engineering experience, an aero-engine, for example, aerodynamic stability design method in the whole flight envelope was presented on the basis of GJB/Z 224-2005, and some experimental verification were performed. The results show that stability margin required of fan and compressor is larger at high-altitude and low-speed state, stability margin required of fan is larger at right boundary of the engine envelope and basically remains the same, affected by the nozzle sub-critical, stability margin required of fan is larger during landing. Therefore, these conditions should be focused in the engine design and use. Engine should be designed to ensure that the stability margin available of fan and compressor is greater than the stability margin required. The design method can effectively meet the demand for complex engineering development.

Key words: aerodynamic stability; aero-engine; flight envelope; distortion; fan/compressor

先进航空发动机的设计必须在推力大、燃油消耗率低、发动机质量轻、可靠性高、寿命长和成本低等要求与气动稳定性之间进行折衷设计,全飞行包线范围内发动机必须具有足够的气动稳

定性,具有先进航空发动机设计能力的国家已经将发动机稳定性作为当代先进航空发动机的三项战术技术指标(性能、可靠性、稳定性)之一加以贯彻.因此,在我国先进航空发动机的研制阶段开展

收稿日期:2012-07-23

网络出版地址:<http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.010.html>

作者简介:刘永泉(1963—),男,辽宁东港人,研究员,主要从事航空发动机总体设计研究.

全包线气动稳定性设计方法研究具有很重要的理论意义和工程应用价值。

从 20 世纪 60 年代开始,美、欧等国家就认识到:进气道气流畸变是降低配套燃气涡轮发动机的飞机可操纵性的重要因素。开始重视发动机稳定性设计及其评定技术,并投入了大量的人力和财力开展研究工作。由美国和英国 16 家飞机、发动机厂商和政府研究机构组成了 S-16 技术委员会,旨在研究进口流场畸变引起的进气道/发动机相容性问题。先后发布了 ARP-1420^[1], AIR-1419^[2], ARD-50015^[3] 等标准,建立了进气道与发动机相容性准则,并阐明了一种关联涡轮发动机压气机气动稳定性的方法。这些评定标准很快成为美国和欧洲的通用规范,以多种形式被用于各种以涡轮发动机为动力的飞行器设计中,使得进气道、发动机部件和整机试验,从设计、试验整个过程具有了系统而规范的研究、试验和评定方法,其技术目前已相当成熟。

俄罗斯气动研究所、中央航空发动机研究院以及留里卡设计局、克里莫夫设计局共同研究,开展了大量的试验研究工作,并颁布了相应的选择和检查航空燃气涡轮发动机气动稳定性的总的技术要求标准,为俄罗斯的飞机、发动机设计部门共同遵守和使用,其目的是将稳定性评定贯穿于动力装置寿命循环的各个阶段之中,以保证有进气畸变时发动机仍能稳定工作。

国内稳定性研究开始于上世纪 80 年代中后期,最初引进了美国的 ARP1420 和 AIR1419,组织消化吸收,于 1994 年编写并发布了国家军用标准《航空涡喷和涡扇发动机进口总压畸变评定指南》(GJB/Z 64-1994)^[4],但受国内试验条件和设计经验的限制,该指南一直未得到工业部门的广泛采纳。到上世纪 90 年代中后期,通过开展对俄科学技术合作,建立了插板式进气总压畸变发生器、燃烧氢气的总温畸变发生器等关键设备,并引进了进气畸变和过渡态仿真软件,逐步开始了国内稳定性评估试验的探索,积累和总结了试验数据和工程经验,于 2005 年发布了国家军用标准《航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南》(GJB/Z 224-2005)^[5],该指南已成为国内航空发动机气动稳定性设计和评定的重要依据^[6]。

1 稳定性设计方法在某型发动机中的应用分析

影响发动机气动稳定性的因素很多,外部扰

动主要是进气畸变,包括总压畸变、总温畸变、平面波和雷诺数的影响。发动机内部因素主要包括:过渡过程、加力通断、提取功率和引气等。另外,还有生产偏差、性能恶化、控制容差、过渡态非定常热等因素^[7-8]。

在发动机方案设计阶段,稳定设计过程主要利用补偿各个降稳因子的局部需用稳定裕度的方法,确定风扇和压气机的需用稳定裕度,作为发动机气动稳定性设计的依据。工程验证阶段开展部件试验确定风扇/压气机的畸变敏感系数、稳定裕度、畸变的传递等,对方案进行初步验证,开展整机进气畸变试验、高空台试验等精确确定降稳因子的影响和整机环境下的差异。使用评估阶段通过试飞验证整个设计方案的可行性。

某型发动机在方案设计阶段依据国家军标准 GJB/Z 224-2005,进行了稳定性设计方法的应用,并对该设计方法进行了工程验证阶段和使用评估阶段的验证。本文主要介绍该发动机稳定性设计和验证情况。

1.1 计算方法

目前,国内主要使用 STARCOM 或 ESA (engine stability analysis) 软件对进气总压、总温畸变对发动机整机稳定性的影响进行计算分析和研究^[9-10];采用 Wassell 方法对部件特性进行雷诺数修正^[11-14];采用发动机过渡态模型对过渡过程、加力通断等对风扇、高压压气机稳定裕度进行评估^[15];采用整机稳态性能计算模型研究提取功率、引气、雷诺数等对发动机气动稳定性的影响。其余因素研究较少,尚无工程可用的计算评估方法,一般采用国军标推荐统计值加以考虑。

依据文献^[5]确定稳定性评估状态点,选取 6 个典型评估点

- 1) 起飞状态,发动机为全加力状态,重点研究进气畸变、提取功率和加速过程。
- 2) 着陆状态,发动机为节流状态,重点研究进气畸变、提取功率和加速过程。
- 3) 飞机在最大高度以最小速度飞行,发动机功率为节流状态,重点研究雷诺数、提取功率、进气畸变以及减速过程。
- 4) 在地面以最大气动负荷飞行状态,发动机功率为全加力状态,重点研究加力加速过程、加力切断等。
- 5) 最小高度上以最大速度飞行的状态,发动机功率为全加力状态,重点研究加力加速过程、加力切断和进气畸变等。

6) 最大高度上以最大速度飞行的状态,发动机功率为全加力状态,重点研究加力加速过程、加力切断和进气畸变等。

1.2 稳定裕度计算分析

采用 1.1 节介绍的计算方法,以某型航空发动机为例,按文献[5]确定的 6 个评估点对风扇和高压压气机各主要降稳因素逐个进行量化分析,

得出了某型发动机各主要评估状态的需用稳定裕度,计算结果详见表 1~表 2。计算时,风扇进口综合畸变指数按 9%考虑;风扇压力畸变传递系数按 67%考虑;发动机全加力状态未考虑过渡态影响;仅在高压压气机考虑了温度畸变;压气机引气量按实际工况分别考虑;功率提取按固定值考虑;随机因子按均方根之和考虑。

表 1 风扇降稳因子对发动机稳定裕度的影响
Table 1 Destabilizing factors of fan effect to engine stability margin

降稳因子		状态 1	状态 2	状态 3	状态 4	状态 5	状态 6
风扇压力畸变		9	13.7	13.5	13.7	13.7	13.7
温度畸变							
雷诺数				5			
发动机过渡态			4.0	1.2			
加力燃烧室		2			3	3	3
	400			-0.7			
压气机引气量/(kg/h)	1 000		-0.31				-0.5
	2 000	-0.08				-0.3	
	3 000				-0.3		
提取功率/kW	200	0.28	1	3.5	0.3	0.2	0.6
高度/速度			5				
生产偏差		1.3	1.3	1.3	1.3	1.3	1.3
非定常热状态		0.5					
寿命老化		0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
控制容差		1.1	1.1	1.1	1.1	1.1	1.1
随机因子影响总裕度		1.84	1.77	1.77	1.77	1.77	1.77
需用稳定裕度		13.04	25.16	24.27	18.47	18.37	18.57

表 2 压气机降稳因子对发动机稳定裕度的影响
Table 2 Destabilizing factors of compressor effect to engine stability margin

降稳因子		状态 1	状态 2	状态 3	状态 4	状态 5	状态 6
压气机压力畸变		4.5	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3
温度畸变		1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5
雷诺数				3			
发动机过渡态			2.9	4			
加力燃烧室		1			1	1	1
	400			-1.6			
压气机引气量/(kg/h)	1 000		-0.78				-1.55
	2 000	-0.58				-0.78	
	3 000				-0.99		
提取功率/kW	200	0.28	1.1	4.7	0.3	0.4	1.3

续表

降稳因子	状态 1	状态 2	状态 3	状态 4	状态 5	状态 6
高度/速度						
生产偏差	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35	1.35
非定常热状态	1					
寿命老化	1	1	1	1	1	1
控制容差	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15
随机因子影响总裕度	2.27	2.04	2.04	2.04	2.04	2.04
需用稳定裕度	8.97	13.06	19.94	10.15	10.46	10.59

从分析结果看,发动机在高空小表速节流状态风扇和高压压气机的需用稳定裕度均较大,发动机设计和使用中应重点关注.在发动机包线右边界,风扇需用稳定裕度均较大,且基本一致.着陆过程受喷管亚临界影响,风扇需用稳定裕度均较大.发动机气动稳定性设计应保证风扇和高压压气机稳定裕度大于需用稳定裕度,并留有一定余量.具体余量的大小根据风扇和高压压气机自身设计特点以及发动机推力需求决定.

1.3 试验验证

试验分为部件试验、整机试验.

1) 部件试验:风扇、高压压气机均匀流场和畸变流场的试验,获得了风扇的畸变敏感系数、风扇的畸变传递系数、高压压气机的畸变敏感系数,并获得了各主要转速下风扇和高压压气机的均匀流场和畸变流场的部件特性.设计计算结果与部件试验结果基本吻合.

2) 整机试验:通过整机地面台架插板试验,获得了发动机各主要转速状态的临界畸变指数,过渡过程临界板位,并验证各种可调机构对发动机稳定性的影响.设计分析计算的进气畸变、过渡过程及部件试验结果等得到整机环境下的验证.风扇和压气机经过验证的可用稳定裕度与需用稳定裕度对比见图 1 和图 2.

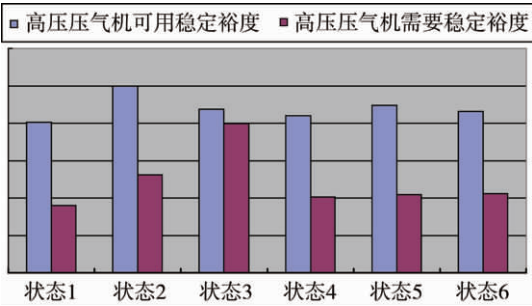


图 2 高压压气机可用稳定裕度与需要稳定裕度对比

Fig. 2 Comparison of compressor at stability margin available and required

1.4 使用情况评估

通过试飞对发动机气动稳定性和进发匹配等进行评估,评估项目包括:机动特技、加力通断、推力瞬变、应急切加力、静升限、慢车等速下滑、进气道调节与发动机匹配性等科目试飞.试飞中出现过高空小表速节流状态发动机喘振,以及飞机在跨声速附近时,发动机在低流量状态喘振的问题.这些问题基本为进气道低流量工况的进气道/发动机相容性问题,这在整机稳定性评估过程中受评估点的限制,部分未能得到充分考虑.通过对空中裕度不足点应用几何扩稳等措施,这些问题都迅速得到了解决.

2 设计评估方法分析

2.1 雷诺数影响

目前国内受试验条件限制,尚无法开展低雷诺数对压气机及涡轮特性影响的深入试验研究^[16],计算方法借用了国外上世纪 60 年代发布的经验公式和统计曲线,对先进的三代航空发动机是否适用尚缺少试验依据.国内通过高空台试验开展了低雷诺数对发动机影响研究,但目前开展此类试验研究发动机样本较少.

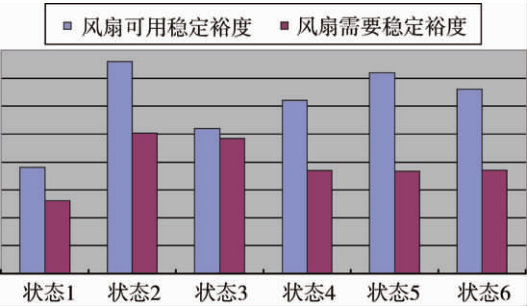


图 1 风扇可用稳定裕度与需要稳定裕度对比

Fig. 1 Comparison of fan at stability margin available and stability margin required

2.2 低转速风扇畸变敏感系数

低转速下风扇部件畸变试验获得的畸变敏感系数与整机插板试验结果有明显的差距,这可能是由于风扇畸变试验在低转速下进口畸变偏小,并没有对风扇喘喘产生的。另外,整机试验和部件试验环境条件的不同也可能带来一定的差别,具体需要重新试验进行验证。

2.3 提取功率和引气量值

飞机的功率提取和引气对发动机稳定性影响较大,尤其在高空小表速状态以及发动机低转速状态。但目前飞机无法准确提供包线内提取功率和引气量值。因此,给发动机稳定性评定也带来了不确定因素。

2.4 进气畸变评估标准

目前对某型机稳定性设计的各评定点,进气总压畸变均按进口综合畸变指数 9% 考虑,如果飞机进气道设计能够保证飞行包线内其出口综合畸变指数不大于 9%,那么考虑实际的飞机使用情况,部分选择的评定点总压畸变不会达到综合畸变指数 9%。这样进行稳定性评定指标偏严格,会损失部分发动机性能。按欧美稳定性研制体系,飞机设计部门应提供评定点流场畸变图谱以便发动机进行稳定性设计和评估,可以有效实现性能和稳定性的折衷。

2.5 降稳因素的数据库

国内对需要统计研究的发动机降稳因子,如:生产偏差、性能恶化、控制容差、过渡态非定常热等因素研究较少,尚未建立工程可用的数据库,目前设计过程此类因素均采用国军标推荐统计值考虑,这将降低稳定性设计的精度。

3 结论与展望

目前,某型航空发动机全包线气动稳定性设计工作是依据 GJB Z224-2005 开展的,并在该型航空发动机全过程研制中得到验证,此种设计方法可以有效地满足复杂的工程研制需求,为风扇和压气机气动稳定性设计提供依据,为整机环境下风扇和压气机气动稳定性评估提供手段,并为发动机喘振故障的快速识别提供技术帮助。

受国内基础试验和使用经验有限的限制,该类方法在工程应用中也遇到具体的实际难点,研究内容和评定手段尚未形成体系。为此提出发动机气动稳定性发展提出 3 点展望。

1) 完善我国的航空发动机稳定性设计体系,

加强基础理论、软件和数据库等设计工具的研究,提高设计精度和研究工作的系统性,并加速发动机气动扩稳技术及稳定性主动控制技术的基础理论和工程应用研究,保证利用这些技术储备,可以满足下一代飞机对先进航空发动机的需求。

2) 建立符合国情的完整的航空发动机稳定性评定体系,深入研究评定点的选择依据,积极探索部件和整机试验的研究内容和试验方法,形成国内各航空发动机研制单位共同遵守的分阶段、分层次逐步降低气动稳定性不确定因素的评估项目和方法。

3) 建议成立专门的气动稳定性学术机构,联合国内高校和研究院所,加大基础理论和基础试验的研究力度,紧密结合工程研制,对理论和方法进行验证,并规划我国稳定性评估体系的中长期发展思路。

参考文献:

[1] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines [R]. SAE Aerospace Recommended Practice, ARP-1420, 1978.

[2] Society of Automotive Engineers. Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines [R]. SAE Aerospace Information Report, AIR-1419, 1983.

[3] Society of Automotive Engineers. A current assessment of the inlet/engine temperature distortion problem [R]. SAE Aerospace Resource Document, ARD-50015, 1991.

[4] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 64-1994 航空涡轮和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, 1994.

[5] 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.

[6] 李亮. 进口总压畸变稳定性评定方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

LI liang. Research on evaluation method of inlet total pressure distortion [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)

[7] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.

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

[9] 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.

HAO bisigalatu, ZHOU Shengtian, ZHANG Zhishu, et al. Effect of total pressure distortion on aeroengine stability [J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 34-37. (in Chinese)

[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] 李建榕. 雷诺数对压气机及双轴涡喷发动机性能的影响[J]. 航空发动机, 1993(5): 1-16.

[12] Wassell A B. Reynolds number effects in axial compressor [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1968, 90(2): 149-156.

[13] 王进, 骆广琦, 陶增元. 雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 20-23.

WANG Jin, LUO Guangqi, TAO Zengyuan. Effects of Reynolds number on compressor performance and engine stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 20-23. (in Chinese)

[14] 刘太秋, 黄洪波, 杜辉. 压气机低雷诺数叶型设计技术研究[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 56-58.

LIU Taiqiu, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number [J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 56-58. (in Chinese)

[15] 杨琳, 秦臻. 航空发动机压缩系统切断加力过渡态的性能分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(3): 38-41.

YANG Lin, QIN Zhen. Performance analysis of compression system in transition state during cut off afterburning [J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 38-41. (in Chinese)

[16] 郭捷, 王咏梅, 杜辉, 等. 低雷诺数条件对涡扇发动机风扇/压气机性能和稳定性影响的试验研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 4-6.

GUO Jie, WANG Yongmei, DU Hui, et al. Experimental investigation of low Reynolds number effects on fan/compressor performance and stability for turbofans[J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 4-6. (in Chinese)