

跨声速小流量进气道与发动机的相容性

施 磊¹, 朱 宇², 赵 肃¹

- (1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;
2. 中国航空工业集团公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 针对飞行试验中遇到的发动机在跨声速小流量状态下出现失速和喘振现象,开展了进气道和发动机相容性的分析研究.结果表明:飞行试验统计的发动机随飞行速度的失稳边界与风洞试验给出的进气道失稳边界相符,进一步证实了进气道与发动机相容性出现了问题.从进气道和发动机两个方面提出了改进措施,进气道方面通过改进斜板调节规律来扩大超声速小流量失稳边界;发动机方面通过提高最小燃油流量和放大喷口面积增加发动机空气流量和稳定裕度,该措施经验证,可以有效缓解小流量状态进气道和发动机相容性问题.进气道和发动机流量匹配设计,应增加小流量状态进气道和发动机匹配的设计准则.

关 键 词: 进气道; 航空发动机; 跨声速; 相容性; 稳定性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Inlet and engine compatibility in transonic speed low-flow state

SHI Lei¹, ZHU Yu², ZHAO Su¹

- (1. Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;
2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: The compatibility analysis of the inlet and engine was conducted, according to the phenomenon of surge and stall in state of transonic speed and low-flow during flight test. The research indicates that, the instability boundaries of the engine from flight tests agree with those of the inlet from the wind tunnel tests, proving there is something wrong in the compatibility of the inlet and engine. Two methods from the perspective of the inlet and engine were presented. One was used to adjust the inlet regulation of the ramp to enlarge the instability boundary of supersonic speed and low-flow. The other was used to increase the minimum fuel flow and the nozzle area to improve the flow and the stability margin. The validated results show that the methods can relieve the problem of inlet and engine compatibility in low-flow. In future, the rules of inlet and engine compatibility in transonic low-flow state should be built.

Key words: inlet; aero-engine; transonic speed; compatibility; stability

进气道与发动机的相容性包含进气道和发动机流量匹配特性和发动机进口动态流场特性两大方面^[1-3],其中动态流场特性与飞机几何外形、飞行状态、进气道控制系统设计及进气道和发动机

流量匹配点等诸多因素有关^[4-5].当进气道和发动机共同工作点处于进气道不恰当的工作区域时,会引起进气道出口气流平面波振幅和主频率特性的急剧变化^[6],这种变化在超声速高马赫数时表

现突出^[7-9],比如在进气道亚临界区域的正激波低频振荡,即喘振现象;类似的小流量不稳定流动现象在超声速低马赫数和跨声速时同样存在^[10-12],对于超声速二元可调进气道往往需要补充设计斜板调节规律来解决,但对于具有隐身特性的 bump 进气道则通常不会出现小流量失稳现象^[13].某型发动机在低超声速、跨声速小流量试飞中多次出现飞机抖动、发动机失速或喘振现象,随着问题的暴露和研究的深入,对这一现象也逐步加深了认识,提出了解决方案,部分方法的有效性也经过了试验验证.

1 研究对象

某型发动机试飞验证过程中,在低超声速、跨声速飞行时,多次出现发动机失速现象.其中之一是在飞行马赫数 $Ma=1.0$ 附近,检查发动机空中起动的过程或发动机处在慢车工作状态时,发动机进口压力波动较大,风扇后和高压压气机后压力也有不同程度的波动,飞行员能感觉到飞机的抖动,严重时发动机出现喘振信号.发动机上实时监测信号:发动机进口总压 p_1 、风扇与高压压气机之间的总压 p_{23} 和高压压气机后的总压 p_{31} 如图 1 所示.油门杆进入慢车之前某一位置时,压力出现波动.当进入慢车后,压力波动振幅增大,持续 5 s 后,发动机出现喘振信号.

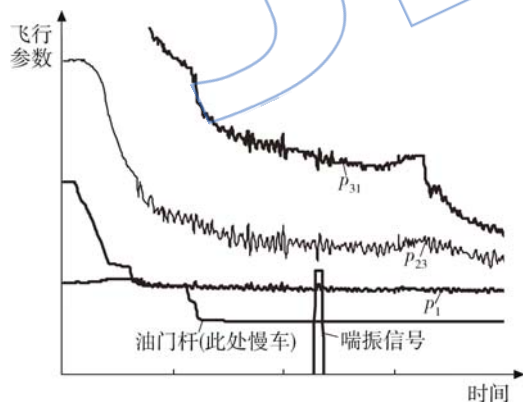


图 1 $Ma=1.0$ 时,发动机慢车状态压力实时监测信号

Fig. 1 Real-time monitoring pressure signal of engine idle state at $Ma=1.0$

其二,发动机失速现象出现在飞机减速过程中,发动机处于慢车转速状态附近,当输入给进气道的飞行马赫数信号小于 1.4 时,进气道可调斜板由较高的板位开始收回,此时发动机上压力实

时监测信号如图 2 所示.当进气道可调斜板由高板位收回低板位后,压力波动振幅增加,并持续出现,飞行员能感觉到飞机的抖动,6 s 后,发动机出现喘振信号.

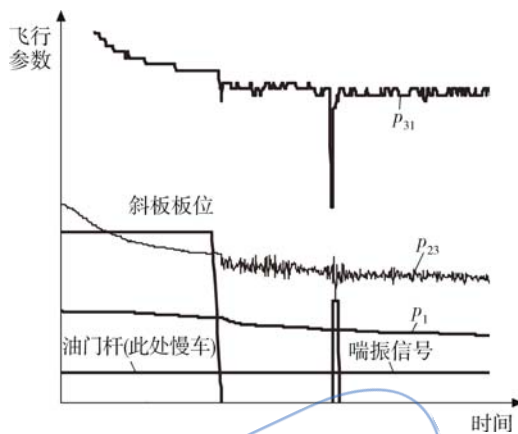


图 2 $Ma=1.3$ 时,发动机慢车状态压力实时监测信号

Fig. 2 Real-time monitoring pressure signal of engine idle state at $Ma=1.3$

对试飞过程中,发动机工作状态为慢车及以下状态,进气道出口压力波动振幅较大的数据进行统计,得出图 3 所示的结果.发动机进口压力严重波动情况多出现在跨声速区域,飞行马赫数范围为 0.8~1.35.飞行高度越低、飞行马赫数越大,发动机进口压力波动幅值越大;飞行高度大于 11 km 时,虽然波动幅值很小,但发动机出现喘振的概率仍较高.此时进气道斜板均为不可调节状态,而发动机需求空气流量较小.

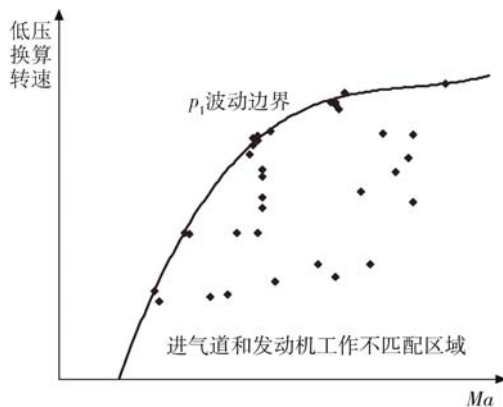


图 3 发动机上压力信号出现波动的区域

Fig. 3 Area of pressure signal pulsation of engine

2 设计分析与改进方案

2.1 进气道与发动机匹配分析

飞机在超声速进行减速飞行时,发动机关加力后,随着飞行马赫数的降低、油门从中间状态进入节流状态,转速减小,进气道会随之进行相应的调节,使进气道与发动机流量匹配点落在进气道稳定工作的区域^[14]。但当飞行马赫数小于某一设定值(通常为跨声速)或飞行高度高于某一设定值时,进气道可调斜板都会进入不可调节的收回状态,此时,当发动机慢车流量小于进气道稳定工作的左边界时,由于进气道出口平面紊流度的增加,就有可能导致发动机喘振问题。

通常在飞机迎角/侧滑角(α/β)包线范围内,发动机设定的限制是进气道综合畸变指数不超过9%^[15-16]。目前还没有明确设定方均根紊流度的上限,特别是对发动机节流或慢车以下状态,当平面紊流度超过进气道进入喘振(简称进喘)标志线一定值时,进气道会进入不稳定工作状态,将影响发动机的稳定工作。因此,从进气道角度应寻找小流量情况降低紊流度的办法。图4给出了进气道亚、跨、超声速畸变特性,进气道亚临界失稳边界对应的换算流量也在增加,这一变化趋势与试飞数据统计结果(图3所示)相吻合。

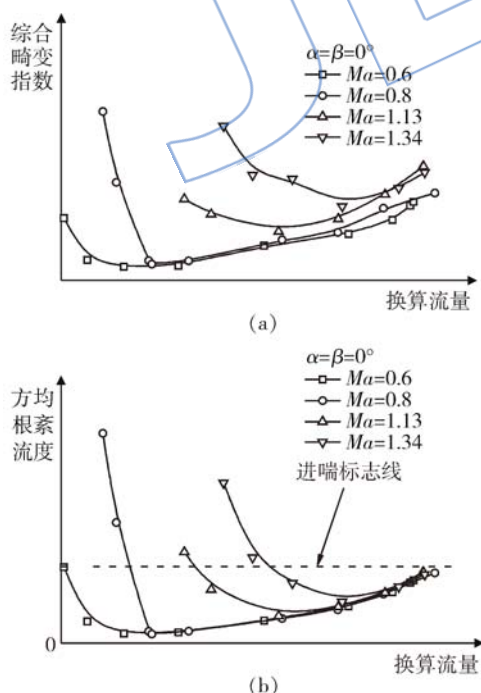


图4 进气道畸变特性

Fig. 4 Distortion characteristics of inlet

从发动机角度应该研究如何避免工作在图3

所示的进气道与发动机工作不匹配区域。发动机空中慢车状态主要由空中慢车状态控制规律决定,典型的发动机空中慢车特性如图5所示。发动机空中慢车特性与飞行马赫数和飞行高度 H 有关,相同飞行马赫数下,飞行高度越低,发动机空中慢车空气流量越小,也就越容易进入进气道亚临界失稳边界,也是导致发动机进口压力波动幅值较大的原因。另外,从发动机角度也应该研究提高进气道与发动机工作在不匹配区域的气动稳定性,来弥补进气道出口紊流度高带来的发动机稳定性的损失。

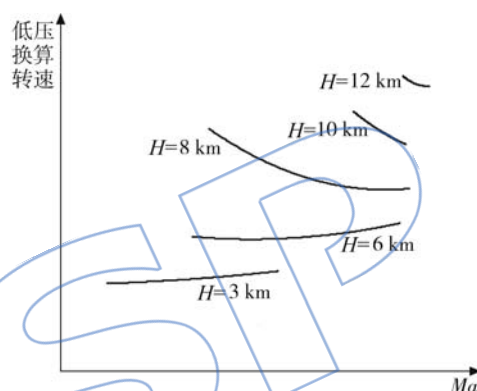


图5 发动机空中慢车特性

Fig. 5 In-flight idle characteristics of engine

2.2 发动机方面改进措施

当进气道进入不可调节状态,如声速附近,改善进气道与发动机小流量匹配问题还须从发动机的角度入手。按高压换算转速控制的发动机空中慢车状态,能够保证较低的推力水平,但由于随着飞行高度增加,空气密度的降低,保证相同高压换算转速所需的燃油流量逐渐减小,最后由发动机最小燃油流量来控制发动机的中、高空慢车状态,因此提高发动机最小燃油流量可以明显提高发动机空中慢车状态转速,改善进气道与发动机匹配出现的问题。如果将发动机最小燃油流量提高100 kg/h,可以提高发动机低压换算转速5%~6%,空气流量增加5~7 kg/s。最小燃油流量的调整需要保证不影响发动机空中起动性能,另外,提高最小燃油流量也将改善发动机空中加速时间。

发动机中、高空慢车状态发动机喷口面积为最小喷口控制,由于喷口对风扇的稳定裕度影响最直接,可以通过扩大喷口面积的方法提升发动机空中慢车状态及附近转速状态的稳定裕度。同时由于喷口面积放大,也带来低压换算转速的提高,对改善进气道与发动机匹配问题也有一定好

处. 鉴于发动机消喘系统在出现喘振信号时可以有效地退出失速或喘振过程, 可以参考消喘系统投入工作时喷口放大的量值, 制定放大喷口面积方案. 喷口面积放大 10%, 可使发动机风扇喘振裕度提高约 11%. 以上措施经过分析, 不影响发动机巡航性能.

2.3 进气道方面改进措施

进气道亚临界失稳边界通常随着斜板角度的增加而向左移动, 如图 6 所示为飞行马赫数 $Ma=1.34$ 、斜板角度 θ 对进气道综合畸变指数和方均根紊流度影响风洞试验曲线. 进气道风洞试验时, 当流量从临界位置向亚临界减小到一定值时, 通过动态压力传感器观测到进气道出口总压会呈现出具有明显主频特征的波动, 但振幅并不大, 流量进一步减小, 则振幅会急剧增大, 平面波主频特征更加明显, 因此, 将这一流量值认为是进气道进入喘振的开始, 图 6(b) 中用半填充符号标记出来.

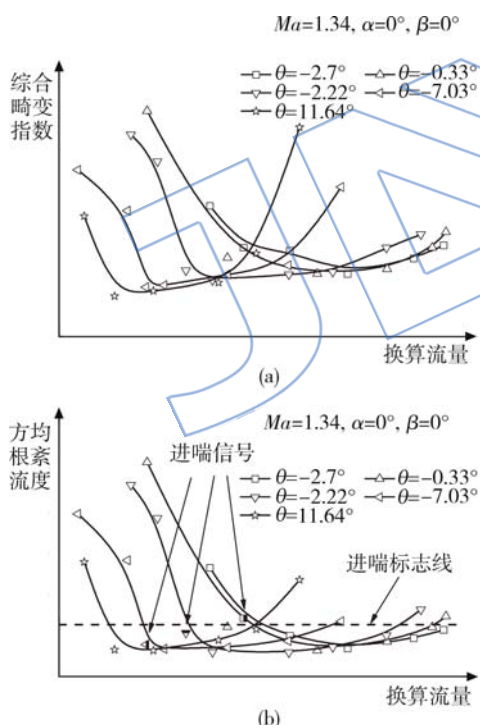


图 6 进气道斜板角度对畸变特性影响

Fig. 6 Effect of inlet ramp angle to distortion characteristics

如果以进喘标志线为边界, 可以给出低超声速不同板位的小流量边界, 如图 7 所示, 当发动机转速降低时, 通过设计补充调节规律调节斜板可以始终保持与喘振边界有一定的距离, 从而避免了按收上板位调节, 当转速减小到一定值时进入喘振边界.

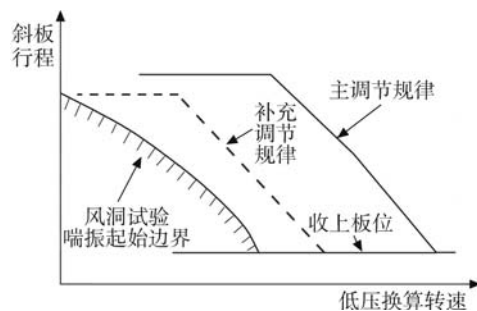


图 7 进气道补充调节规律

Fig. 7 Renewed inlet control law

增加补充调节规律, 也可使超声速小流量状态下, 斜板板位从主调节规律线回落到补充调节规律线上去, 从而减小了板位的变化范围, 降低进气道出口的紊流度.

3 试验结果与分析

针对发动机落实“增大最小燃油流量, 提高慢车转速”和“扩大喷口面积”改进措施进行了试飞验证, 重点验证了进气道处于跨声速小流量工作状态时的进气道与发动机相容性, 试飞结果对比详见表 1. 从表中可知, 落实改进措施后, 同状态下发动机低压换算转速明显提升, 整个飞行过程发动机无喘振信号, 发动机工作稳定, 飞机机身无明显抖动.

落实改进措施前后发动机进口总压 p_1 、风扇与高压压气机之间总压 p_{23} 和高压压气机后总压 p_{31} 的 15 s 内波动量对比见图 8, 从图中可知, 落实改进措施后, 慢车转速的提升有利于改善跨声速小流量进气道与发动机相容性, 发动机各区域总压波动均大幅降低.

受研制条件限制, 未进行进气道方面改进措施的验证.

表 1 落实改进措施前后试飞结果对比

Table 1 Comparison of flight test data before and after improvement

试飞状态	H/km	Ma	低压换算转速 $n_{lr}/\%$	喘振信号 个数	喘振信号持续 时间/s	发动机工作 状态	飞机抖动 (飞行员判断)
原状态	11	1.3	55	3	0.5	慢车	有
落实改进措施后	11	1.3	65	0		慢车	无

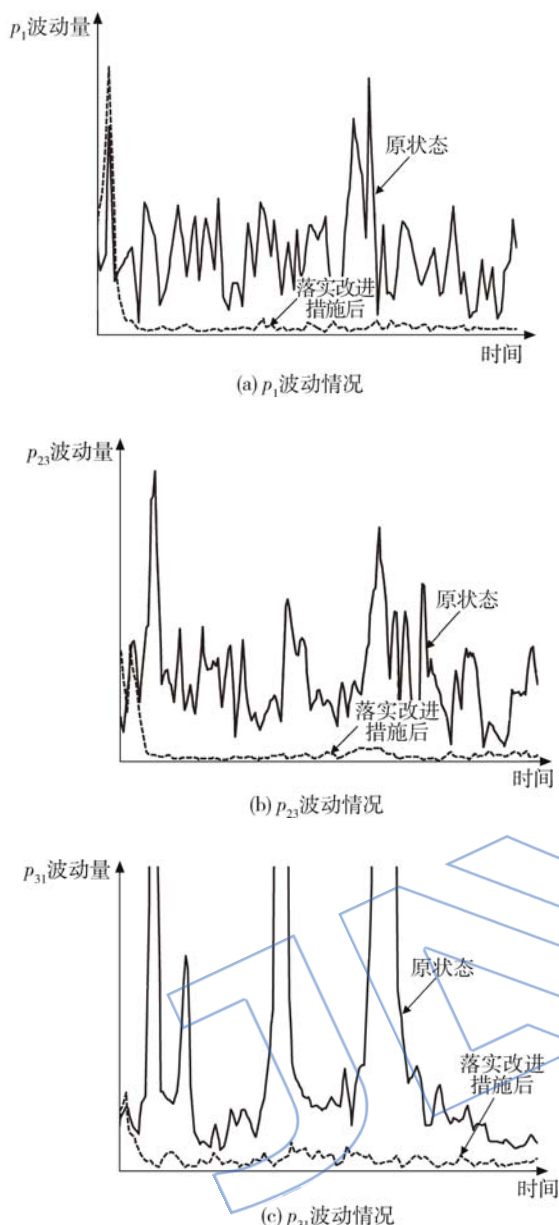


图8 落实改进措施前后飞行参数对比
Fig.8 Comparison of flight parameters before and after improvement

4 结 论

本文通过对某型发动机跨声速小流量状态进气道与发动机相容性的研究,得出结论如下:

1) 飞行试验统计的发动机随飞行速度的失稳边界与风洞试验给出的进气道失稳边界相符,这说明进气道与发动机在跨声速小流量状态面临进气道与发动机匹配问题,存在进气道与发动机工作不匹配的区域,发动机小流量状态的性能和稳定性设计需要考虑和重视这个区域。

2) 从进气道和发动机两个方面提出了改进措施,进气道方面通过改进斜板调节规律来扩大

超声速小流量失稳边界;发动机方面通过提高最小燃油流量和扩大喷口面积增加发动机空气流量和稳定裕度,该措施经验证,可以有效缓解小流量状态进气道与发动机相容性问题。

3) 进气道与发动机流量匹配设计,必须兼顾发动机全转速范围内的流量特性,既要保证大流量状态推进系统的工作效率,也要兼顾小流量状态推进系统的工作稳定性,需要增加小流量状态进气道与发动机匹配的设计准则。

参考文献:

- [1] Society of Automotive Engineers. Inlet/engine compatibility-from model to full scale development[R]. Aerospace Information Report, AIR-5687, 2011.
- [2] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines [R]. Aerospace Recommended Practice, ARP-1420B, 2002.
- [3] Society of Automotive Engineers. Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines[R]. Aerospace Information Report, ARP-1419, 1983.
- [4] Steenken W G, Williams J G, Yuh A J, et al. Factors affecting inlet-engine compatibility during aircraft departures at high angle of attack for an F/A-18A aircraft [R]. NASA/TM-1999-206572, 1999.
- [5] Society of Automotive Engineers. Statistical stability assessment[R]. Aerospace Information Report, AIR-5656, 2008.
- [6] Society of Automotive Engineers. An assessment of planar waves [R]. Aerospace Information Report, AIR-5866, 2008.
- [7] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 64-2004 航空涡喷和涡扇发动机进口总压畸变评定指南[S]. 北京:中国标准出版社, 2004:1-3.
- [8] 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, 2005:29-32.
- [9] 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.
- [10] Philhower J S, Robinson D E, Brown R J. Development of a highly offset induction system for a supersonic STOVL fighter[R]. AIAA 98-3417, 1998.
- [11] Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, et al. Development of the F/A-18 E/F air induction system[R]. AIAA 93-2152, 1993.
- [12] 朱宇,李椿萱,李天. 一种 CARET 进气道超音速特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 279-282.
ZHU Yu, LEE Chunhuan, LI Tian. Experimental studies of a CARET inlet at supersonic speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 279-282. (in Chinese)
- [13] 杨应凯. 枭龙飞机 Bump 进气道设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(4): 449-452.

- YANG Yingkai. Design of bump inlet of Thunder/JF-17 aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(4): 449-452. (in Chinese)
- [14] 骆长天. 某型战斗机进气道/发动机相容性研究[J]. 飞机设计, 2000, 1(1): 5-13.
- [15] 赵海刚, 屈霁云, 史建邦, 等. 高机动飞行下进气道/发动机相容性试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2077-2082.
ZHAO Haigang, QU Jiyun, SHI Jianbang, et al. Filghtting test of inlet/engine compatibility during rapidly changing aircraft maneuvers[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2077-2082. (in Chinese)
- [16] 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)

JAS