

一种进气道/发动机地面匹配试验方法

冯文梁, 姚皆可, 周 伟
(成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

摘要:为了在单发试验架上模拟单发停车与双发正常工作情况下的进/发匹配安全性,提出了一种进气道/发动机地面匹配试验方法。结果表明:在单发试验台架上,通过在进气道入口前飞机对称面位置加装隔板及取消隔板实现单发停车及双发工作状态的模拟,并根据对地面抽吸试验与缩比模型风洞试验进气道出口性能及总压恢复系数图谱的对比,证明加装隔板及取消隔板模拟双发工作与单发停车状态的合理性;根据流量标定试验结果,对抽吸试验进气道出口参数进行修正,获取全尺寸进气道更加精确的性能,并与缩比模型风洞试验结果对比,全尺寸进气道性能优于缩比模型风洞试验结果;通过发动机地面开车,有效模拟了双发工作与单发停车条件下发动机不同转速及加减速过程中的进发匹配特性,确保了飞机滑行及试飞安全。

关键词:进气道/发动机匹配;流量标定;抽吸试验;缩比模型风洞试验;全尺寸进气道;综合畸变指数

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.05.019

A Testing Method for Matching Characteristics of Intake and Engine on the Ground

FENG Wen-liang, YAO Jie-ke, ZHOU Wei

(Technology Center, Chengdu Aircraft Industrial (Group) CO.LTD., Chengdu 610092, China)

Abstract: In order to simulate the safety of intake/engine matching under the conditions of single engine failure and twin-engine operation on a single engine test bed, a ground test method for intake/engine matching was proposed. The results show that on the single engine test bed, the simulation of single engine failure and twin-engine operation can be realized by installing and removing a separator at the symmetrical plane of the aircraft in front of the inlet. Based on the comparison of the performance and total pressure recovery coefficient maps of the intake outlet between the ground pumping test and the scaled-model wind tunnel test, it was proved that the installing and removing separators were suitable to simulate the conditions of single engine failure and twin-engine operation. Results of the flow calibration test were used in correcting the intake outlet parameters from the pumping test to obtain more accurate performance of the full-scale intake, which was better than that of the scaled-model wind tunnel test. Through the ground test, the intake/engine matching characteristics at different speeds as well as acceleration and deceleration were effectively simulated under the conditions of single engine failure and twin-engine operation, which ensured the safety of aircraft during taxiing and flight test.

Key words: intake/engine matching; flow calibration; pumping test; scaled-model wind tunnel test; full-scale intake; complex distortion descriptor

符号表

W_e	实际流量(声速喷嘴测量得到)
W_a	计算流量
Ma/Ma_x	进气道出口平均马赫数
σ/σ_x	进气道总压恢复系数
Tu/Tu_x	紊流度
$\Delta\sigma/\Delta\sigma_x$	周向畸变指数
W/W_x	综合畸变指数

p_{02}/p_{02x}

p_j

p_m

p_{0k}

下标 X

下标 $i=1, \dots, 5$

下标 $j=1, \dots, 8$

下标 $m=1, \dots, 8$

进气道出口平均总压

稳态总压测点测量值

静压测点测量值

脉动总压测点测量值

经过流量修正后的修正值

稳态总压测点沿周向

稳态总压测点沿径向编号

静压测点编号

收稿日期: 2020-09-05 基金项目: 中国航空发动机集团科技创新平台项目(CXPT-2018-027)资助

作者简介: 冯文梁(1981), 男, 硕士, 高级工程师, 从事计算流体力学、飞机与发动机近/发匹配设计工作; E-mail: yjk1106@163.com。

引用格式: 冯文梁, 姚皆可, 周伟. 一种进气道/发动机地面匹配试验方法[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 161-166. FENG Wenliang, YAO Jieke, ZHOU Wei. A testing method for matching characteristics of intake and engine on the ground[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 161-166.

下标 $k=1, \dots, 8$	脉动总压测点编号
p_0	来流总压
Tu_k	测点紊流度
p_{0k}	测点动态压力值
$\bar{p}_{0k}$	测点动态压力的时间平均值
T	试验段温度
A	进气道出口面积
$q(\lambda)$	气体函数
λ	速度系数
γ	比热比, 对于空气取 $\gamma = 1.4$

0 引言

由于新一代军用飞机更为复杂的作战和隐身要求,使得进气道形状越来越复杂,造成发动机进口的流场畸变增大,导致进气道和发动机匹配问题更加突出,严重影响发动机乃至整个推进系统的稳定性和综合性能。因此,为了保证整个飞行包线内飞机的飞行安全,卢燕等^[1-3]通过试验与数值仿真、赵鹤书等^[4-5]通过理论研究对进气道与发动机共同工作问题进行研究,这些方法具有非常重要的借鉴和参考意义。

国外航空事业起步较早,对进/发匹配问题的研究较为深入,美国动力工程学会的相关报道^[6-8]提出进气道与发动机的匹配工作与流量特性的匹配有关,流量匹配特性不佳导致小流量下进气道与发动机匹配困难;David等^[9-11]指出了进气道与发动机的匹配与流场特性的匹配有关,流场特性匹配不好,会造成进气道出口产生较大的进气压力畸变,严重时可能造成进气道失稳,从而使发动机不能正常工作。针对以上问题,杨国才等^[12-13]提出了进气道与发动机匹配的力学模型方法、缩比模型与全尺寸模型的试验方法等,对航空发动机的发展具有重大的推动作用。中国航空事业起步较晚,在进气道与发动机匹配研究方面公开的资料和文献较少。施磊等^[14]通过改进斜板调节规律解决了发动机在跨声速小流量下出现的失速和喘振问题;任智博等^[15]通过对进气道和发动机开展优化降低了进气道压力畸变及发动机对稳定裕度的需求;刘永泉等^[16-17]对航空发动机的稳定性设计及应用进行了研究。然而,目前国内外还没有飞机采用背负式近距并列双发双S弯进气道的先例;同时根据以往设计经验,地面开车0风速是整个飞行包线内进气道性能较为恶劣的状态点,此时进气道/发动机共同工作点总压恢复系数较低,综合畸变指数较大,严重时可能超出发动机要求。因此,必须对地面状态的进气

道/发动机匹配问题进行研究,以确保飞机地面滑行和飞行安全。

本文以背负式并列双发双S弯进气道为研究对象,提出了一种验证地面状态进气道/发动机匹配安全性的试验方法。

1 试验说明

为了考察全尺寸进气道与真实发动机的地面匹配安全性,主要的试验件有进气道及唇口,同时,增加进气口前机身蒙皮及进气道上部前蒙皮,以便更加真实地模拟进气口周围的气流流动情况。由于地面试验台架上只能安装1台发动机和一侧进气道,因此,为了考察双发工作情况,在进气道进口前飞机对称面位置设置隔板,阻止另一侧气流卷入工作侧进气道,考虑隔板附面层影响,根据地面状态时进气道入口处气流速度及隔板长度,按照平板附面层理论计算得到附面层厚度约为2.2 mm,因此隔板向没有发动机一侧偏移2.2 mm;当模拟单发工作时则去掉隔板。所以,本次试验的试验件包括左侧进气道、唇口、进气口前机身蒙皮、进气道上部前蒙皮、隔板,各试验件的连接如图1所示。

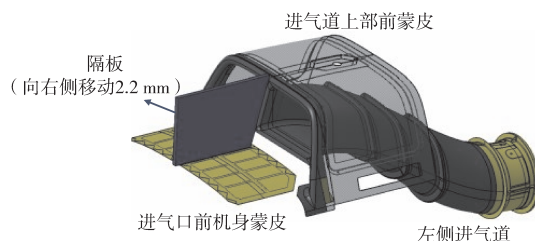


图1 各试验件连接

试验状态定义如下:

状态1:加装隔板模拟双发正常工作;

状态2:取消隔板模拟单发停车。

2 试验原理

2.1 进气道出口参数计算

进气道出口参数测量通过在进气道出口测量段安装测压耙,耙上布置总压、静压、脉动压力测点,测点分布形式为:沿周向布置8个测压臂,每个测压臂上按等环面积布置5个稳态总压测点,共40个点;在最外等环面沿周向布置8个脉动总压测点;在管壁上沿周向布置8个稳态静压测点。进气道出口截面压力测点分布如图2所示。

根据总压传感器测量结果,计算进气道出口参数

$$\sigma = \frac{p_{02}}{p_0} \quad (1)$$

$$p_{02} = \frac{1}{40} \sum_{i=1}^5 \sum_{j=1}^8 p_{ij} \quad (2)$$

$$\Delta\sigma_0 = \max[\Delta\sigma_\varphi] \quad (3)$$

$$\sigma_j = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 \sigma_{ij} \quad (4)$$

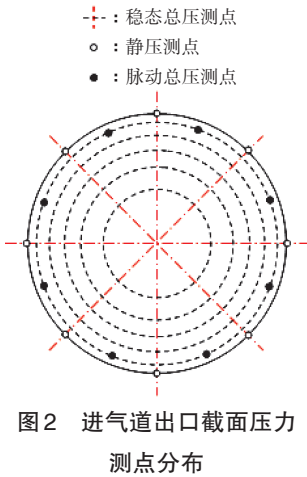


图2 进气道出口截面压力测点分布

按照各测压臂 φ ,将

相邻的 σ_j 用直线连接,得到随 φ 变化的连续函数 $\sigma(\varphi)$,找出低压区($\sigma_j < \sigma$)的个数,对每个低压区用线性插值求出区域边界 φ_1 和 φ_2 ,计算出低压区的 σ_{dj}

$$\sigma_{dj} = \frac{1}{\varphi_1 - \varphi_2} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sigma(\varphi) d\varphi \quad (5)$$

$$\Delta\sigma' = \frac{\sigma - \sigma_{dj}}{\sigma} \times 100\% \quad (6)$$

令: $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$,则

$$\Delta\sigma_\varphi = \begin{cases} \Delta\sigma' & \Delta\varphi \geq 60^\circ \\ \Delta\sigma' \cdot \Delta\varphi / 60^\circ & \Delta\varphi < 60^\circ \end{cases} \quad (7)$$

式(1)~(7)为稳态参数计算。 Tu 根据动态总压测点值计算得到

$$Tu_k = (\Delta p_{rms})_k / p_{02} \quad (8)$$

$$(\Delta p_{rms})_k = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (\Delta p_0)_k^2 dt} \quad (9)$$

$$(\Delta p_0)_k = p_{0k} - \bar{p}_{0k} \quad (10)$$

$$\bar{p}_{0k} = \frac{1}{T} \int_0^T p_{0k} dt \quad (11)$$

$$Tu = \frac{1}{8} \sum_{k=1}^8 Tu_k \quad (12)$$

W 为 $\Delta\sigma_0$ 与 Tu 之和

$$W = \Delta\sigma_0 + Tu \quad (13)$$

根据一元等熵流动关系式

$$\frac{p_{02}}{p_2} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (14)$$

得到

$$Ma = \sqrt{5 \left[\left(p_{02} / p_2 \right)^{1/3.5} - 1 \right]} \quad (15)$$

其中

$$p_2 = \frac{1}{8} \sum_{m=1}^8 p_m \quad (16)$$

根据进气道出口参数计算得到

$$W_a = 0.0404 \frac{p_{02}}{\sqrt{T}} Aq(\lambda) \quad (17)$$

根据一元等熵流动关系式及气体函数与速度系数的关系,推导出^[18]

$$q(\lambda) = 3.8639 \left[\left(\frac{p_2}{p_{02}} \right)^{10/7} - \left(\frac{p_2}{p_{02}} \right)^{12/7} \right]^{1/2} \quad (18)$$

2.2 进气道流量标定试验

在式(17)中,进气道出口流量根据进气道出口参数计算得到,与真实流量有一定偏差。因此,为了获得更加准确的进气道出口参数,将地面吹风试验舱关舱,采用上游供气、下游抽气的方法,通过进气道出口测压靶测量进气道出口总压、静压及脉动总压,同时,在试验过程中保证试验密闭舱内环境与当地大气环境相同。试验采用声速喷嘴进行流量校准,可校准的范围为4.0~8.5 kg/s。流量标定试验原理如图3所示。进气道实际流量 W_e 通过声速喷嘴控制得到,计算流量通过式(17)计算得到,通过流量标定建立计算流量与实际流量的关系

图3 流量标定试验原理

$$W_e = f(W_a) \quad (19)$$

按照流量标定试验结果对进气道出口参数进行修正,修正方法为:

根据式(17)、(18)得到

$$W_a = f(p_{02}, p_2, T) \quad (20)$$

根据式(19)、(20)得到

$$W_e = f(p_{02}, p_2, T) \quad (21)$$

根据式(21)对 p_{02} 进行修正得到 p_{02X} ,其中,对 σ_X 和 σ_X 不进行修正。修正后的 σ_X 通过式(1)计算得到,根据式(15)对 Ma 进行修正得到 Ma_X 。通过修正前 Ma 与 M_X 的关系拟合插值得修正后 Ma_X 下的 $\Delta\sigma_{0X}$, Tu 反映压力脉动强度,不进行修正。

2.3 进气道地面抽吸试验

为了获取全尺寸进气道出口参数,在地面吹风试验舱内,采用试验舱门敞开、下游抽吸的方法,通过进气道出口截面压力测点测量值,根据式(1)~(18)计算得到进气道总压恢复特性、畸变特性和出口平均马

赫数。地面抽吸试验原理如图4所示。

2.4 进气道/发动机地面匹配试验

将真实进气道与发动机对接,固定在地面试车台上,起动发动机,考察发动机在慢车、80%、90%、95%、100%转速下以及加减速过程中,单发停车和双发工作时进气道与发动机的匹配安全性。

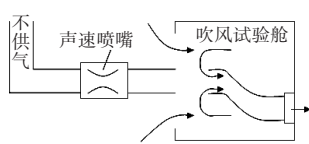


图4 地面抽吸试验原理

3 结果及分析

3.1 流量标定试验

在流量标定试验中,实际流量 W_e 通过声速喷嘴控制得到,计算流量根据进气道出口测压靶测量值并通过式(17)计算得到。对于试验状态1、2,通过最小二乘法拟合,得出流量校准曲线如图5所示。从图中可见,试验状态1、2流量修正系数分别为 $C_1=0.958$ 、 $C_2=0.957$,二者数值相当,可以认为不同试验状态对流量标定结果无影响,因此,取流量修正系数为0.957。

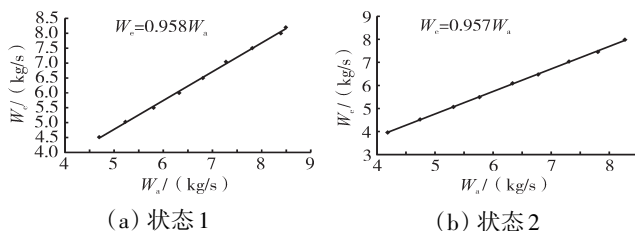


图5 不同试验状态流量校准曲线

3.2 地面抽吸试验

3.2.1 试验结果分析

目前进气道性能的获取主要以缩比模型进气道测压风洞试验为主,该方法是国内外公认的进气道性能获取的主要手段之一^[19]。在首次飞行之前,为了确保进/发匹配安全,进气道性能研究的主要手段是风洞试验,其数据准确度可满足工程使用要求。为了对比全尺寸进气道性能,选取的对比数据为该进气道缩比模型在南京航空航天大学NH-2低速风洞的吹风试验结果。

不同试验状态地面抽吸试验与缩比模型进气道风洞试验进气道出口性能的对比如图6所示。

从图中可见:

(1)与状态2相比,状态1的总压恢复系数较低、畸变指数较大,表明单发停车状态进气道性能优于双

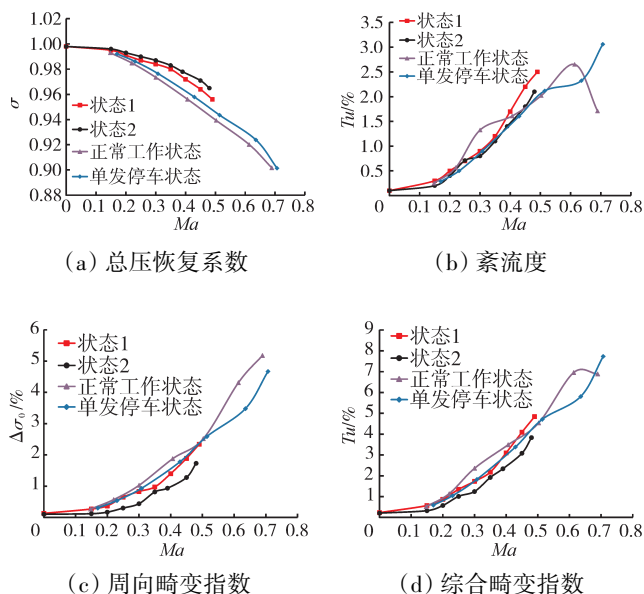


图6 进气道性能对比

发正常工作状态的,这主要是由于地面状态为进气道抽吸状态,单发停车时进气道从四周抽吸进气,而双发工作时无法从另一侧进气道抽吸进气,因此单发停车进气道进气较双发工作进气道进气均匀,从而导致单发停车时进气道性能优于双发工作时的,这与缩比模型风洞试验结果一致,证明了在进气道入口前飞机对称面位置加装隔板起到一定的模拟双发正常工作的作用;

(2)与缩比模型风洞试验结果相比,采用同样形式和测压点分布的测量段,状态1、2的总压恢复和畸变均优于缩比模型风洞试验结果,这是由于缩比模型尺寸较小,总压测量靶对流场的阻滞干扰较全尺寸的大;

(3)对于进气道稳态畸变的获取可以通过试验或CFD仿真得到,而紊流度的获取只能在试验中通过脉动压力传感器测量得到。因此,进气道的综合畸变指数只能通过试验测量得到,对于进气道性能的获取CFD仿真无法替代试验。

3.2.2 图谱分析

由于全尺寸进气道地面抽吸试验与缩比模型风洞试验的流量点不同,所以仅选取了进/发共同工作点附近($Ma \approx 0.5$)的流场特性进行了对比。

(1)状态1:加装隔板模拟双发正常工作。在发动机工作点附近,全尺寸抽吸试验(状态1)与缩比模型风洞试验(双发正常工作)时进气道出口的总压恢复系数对比如图7所示。从图中可见,真实进气道与风洞试验的图谱分布规律一致、梯度略有差别,且缩

比模型风洞试验进气道总压恢复特性较差,这主要是

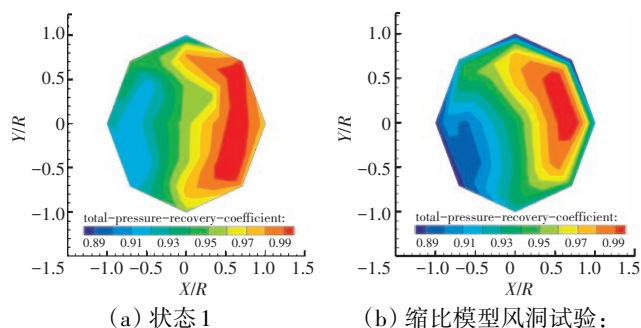


图7 全尺寸抽吸试验(状态1)与缩比模型风洞试验(双发正常工作)时进气道出口的总压恢复系数对比

由于缩比模型进气道测压耙对气流的阻滞作用较大造成的。同时,结合图6试验结果可知,全尺寸进气道性能优于缩比模型风洞试验结果,进一步证明加装隔板模拟双发工作状态是合理的。

(2)状态2:取消隔板模拟单发停车。在发动机工作点附近,全尺寸抽吸试验(状态2)与缩比模型风洞试验(单发停车后正常工作侧)进气道出口的总压恢复系数对比如图8所示。从图中可见,二者压力梯度分布规律一致。证明取消隔板具有一定模拟单发

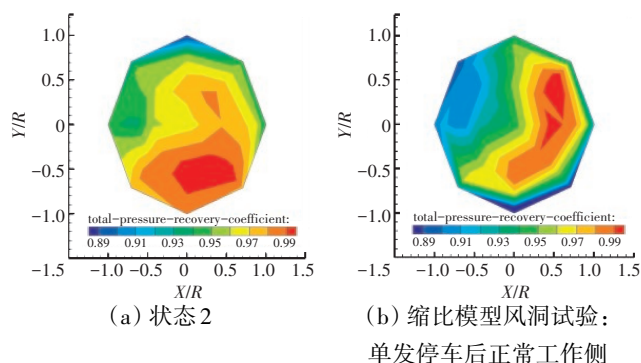


图8 全尺寸抽吸试验(状态2)与缩比模型风洞试验(单发停车后正常工作侧)进气道出口的总压恢复系数对比

停车的效果,状态2高压区位置相比风洞试验向顺时针方向略有移动(图2中也可见),这主要是由于状态2右侧没有安装真实进气道,同时进气口前只有机身上蒙皮,导致进气环境不真实而造成的。

3.3 地面抽吸试验结果修正

根据流量标定试验所得到的流量修正系数,对地面抽吸试验状态1、2进气道出口参数进行修正,修正前后进气道性能与缩比模型风洞试验结果的对比如图9所示。

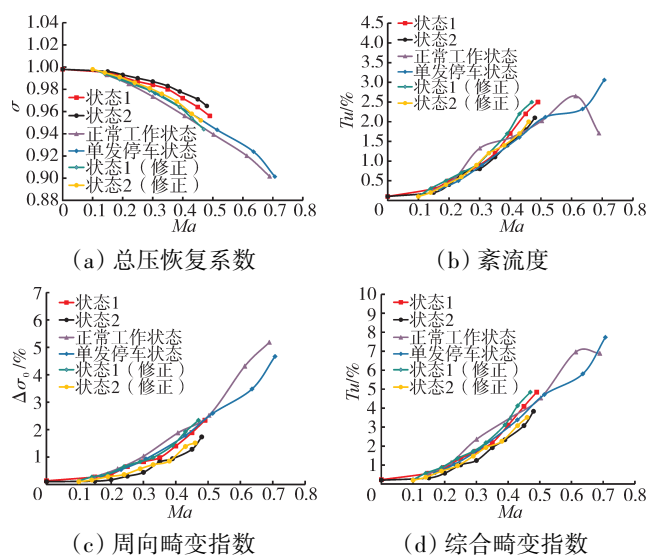


图9 修正前后进气道性能与缩比模型风洞试验结果的对比

从图中可见,使用声速喷嘴控制的实际流量比计算流量偏小,所以修正后进气道总压恢复系数减小,综合畸变指数增大,但与缩比模型风洞试验值相比,总压恢复系数仍然较大,综合畸变指数仍然较小。因此,全尺寸进气道性能优于风洞试验缩比模型的。结果表明:当缩比模型进气道性能满足发动机需求时,真实飞机的进/发匹配安全性是可以保证的。

3.4 进气道/发动机地面匹配试验验证

将发动机与进气道对接固定在地面试车台上,通过加装隔板模拟双发工作,去掉隔板模拟单发停车,起动发动机,在慢车、80%、90%、95%、100%转速下以及加减速过程中,发动机工作正常,未出现停车和喘振,说明对于单发停车或双发正常工作状态,进气道和发动机在地面状态的匹配是安全的。地面试验台架如图10所示。



图10 地面试验台架

4 结论

(1)由于地面试车台上只能安装1台发动机和一侧进气道,本文通过在进气道入口前飞机对称面位置巧妙设计隔板,通过地面抽吸试验进气道出口的性能及总压恢复系数对比表明,加装隔板模拟双发工作及取消隔板模拟单发停车是合理的;

(2)根据全尺寸进气道流量标定试验获得计算流量 W_c 和实际流量 W_e 的关系,并拟合得到流量修正系数,对地面抽吸试验进气道出口参数进行修正,结

果显示:由于实际流量 W_e 较计算流量 W_a 偏小,所以修正后与修正前相比,总压恢复系数 W 降低、综合畸变指数 W 增大,与风洞试验值相比, W 高于风洞试验结果, W 低于风洞试验结果,这是由于全尺寸模型总压测量靶对气流的阻滞作用较缩比模型的小所致;

(3)全尺寸进气道性能优于缩比模型风洞试验的,当缩比模型进气道性能满足发动机需求时,真实飞机的进/发匹配安全性可以保证;

(4)在地面试车台上,将发动机与真实进气道对接,考察发动机工作时与进气道的匹配情况,结果表明:发动机在双发工作或单发停车状态下,在不同转速及加减速过程中工作正常,进一步验证了进气道/发动机在地面状态匹配良好;

(5)本文采用加装隔板在单发试验台架双模拟双发工作的方法适用于背负式近距并排进气道,但其流量标定方法可以应用到任何类型的全尺寸/缩比模型进气道性能测量及结果修正。

参考文献:

- [1] 卢燕,樊思齐,马会民,等.超声速进气道与发动机的匹配[J].推进技术,2003,24(4):323-325.
LU Yan, FAN Siqi, MA Huimin, et al. Matching between supersonic inlet and aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 323-325. (in Chinese)
- [2] 陈大光,张津.飞机-发动机性能匹配与优化[M].北京:北京航空航天大学出版社,1990:6-25.
CHEN Daguang, ZHANG Jin. Aircraft engine performance matching and optimization [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1990: 6-25. (in Chinese)
- [3] 李树人.发动机工作基本原理[M].北京:航空工业出版社,2006:24-65.
LI Shuren. Basic working principle of engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006: 24-65. (in Chinese)
- [4] 赵鹤书,潘杰元,钱翼稷.飞机进气道气动原理[M].北京:国防工业出版社,1989:198-218.
ZHAO Heshu, PAN Jieyuan, QIAN Yiji. Aerodynamic principle of aircraft intake duct [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1989: 198-218. (in Chinese)
- [5] Steenken W G, Williamns 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.
- [6] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines [R]. SAE-ARP-2002-1420B.
- [7] Society of Automotive Engineers. Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines [R]. SAE-AIR-1983-1419.
- [8] Society of Automotive Engineers. Inlet/engine compatibility from model to full scale development [R]. SAE-AIR-2011-5687.
- [9] David C, Pascal C. Fluid dynamic modeling of junctions in internal combustion engine inlet and exhaust systems [J]. Journal of Thermal Science, 2010(19): 410-418.
- [10] Willam T C. History, philosophy, physics, and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration [R]. ASME 2004-GT-54210.
- [11] Society of Automotive Engineers. Statistical stability assessment [R]. SAE-AIR-2008-5656.
- [12] 杨国才. S形进气道和发动机相容性 [J]. 推进技术, 1995, 16(6): 26-29.
YANG Guocai. Engine S-shaped inlet compatibility [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(6): 26-29. (in Chinese)
- [13] 车杰先,叶巍,孙海涛,等.全尺寸埋入式进气道地面特性试验 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(3): 12-15.
CHE Jiexian, YE Wei, SUN Haitao, et al. Experimental investigation of full-scale submerged inlet in ground running [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3): 12-15. (in Chinese)
- [14] 施磊,朱宇,赵肃.跨声速小流量进气道与发动机相容性 [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)
- [15] 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 and aeroengine [J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 15-19. (in Chinese)
- [16] 刘永泉,施磊,梁彩云.某航空发动机全包线启动稳定性设计方法 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2462-2467.
LIU Yongquan, SHI Lei, LIANG Caiyun. Aerodynamic stability design method for certain aeroengine in whole engine's flight operating envelope [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2462-2467. (in Chinese)
- [17] 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): 1-6.
LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine design [J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 1-6. (in Chinese)
- [18] 陆志良.空气动力学 [M].北京:北京航空航天大学出版社,2009: 80-107.
LU Zhiliang. Aerodynamics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2009: 80-107. (in Chinese)
- [19] 赵鹤书,潘杰元,钱翼稷.飞机进气道气动原理 [M].北京:国防工业出版社,1989:9-17.
ZHAO Heshu, PAN Jieyuan, QIAN Yiji. Principle of inlet for aircraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1989: 9-17. (in Chinese)

(编辑:程海)