

喷管偏转对航空发动机特性影响的试验

李建榕^{1,2}, 白伟²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 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: 通过整机地面试验的方法,对喷管偏转后发动机不同工作状态下各参数的分析,获得了矢量偏转时发动机推力损失、偏转效率、发动机工作特性变化等数据。试验结果表明:在相同高压转速下,随着几何矢量角的增大,发动机的推力损失增大,偏转效率先增大后减小;在相同几何矢量角下,随着转速的增加,发动机推力损失经历由增大到减小的过程,矢量喷管的偏转效率增大,但偏转效率均小于1;节流状态时发动机转速差随着几何矢量角的增大而增大,中间状态时发动机转速差不受几何矢量角的影响;发动机节流状态时的矢量偏转使风扇工作线上移,风扇裕度减小,工程应用中需考虑扩稳措施。

关 键 词: 工作特性; 矢量喷管; 航空发动机; 地面试验; 推力损失; 偏转效率; 转速差

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on influences of nozzle deflection on aeroengine characteristic

LI Jian-rong^{1,2}, BAI Wei²

- (1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on the engine overall performance ground test and parameter analysis in case of nozzle deflection under different working conditions, the effect of nozzle deflection on engine thrust loss, deflection efficiency and engine working characteristics were obtained. The experimental results showed that the engine thrust loss increased and deflection efficiency increased at first and then decreased with the increase of geometric vector angle when compressor speed remained unchanged. The engine thrust loss increased at first and then decreased, and the deflection efficiency increased with the increase of rotor speed when geometric vector angle remained unchanged, but the deflection efficiency was always less than 1. Engine speed difference increased with the increase of geometric vector angle when engine worked in throttle rating and speed difference almost kept constant with the increase of geometric vector angle when engine worked in middle rating. Fan co-operating line moved upward and fan surge margin decreased in case of nozzle deflection. So the method of expanding stability should be adopted for the engineering application of vectoring nozzles.

Key words: working characteristics; axisymmetric vectoring nozzle; aeroengine; ground test; thrust loss; deflection efficiency; speed difference

推力矢量技术是航空发动机特指的一个专项技术,通过改变发动机喷管排气流方向提供给飞

机额外的操纵力矩,实现飞机的姿态控制。采用推力矢量技术能有效提升飞机机动性和敏捷性,大

幅扩展飞行包线,实现过失速机动飞行,能够缩短起飞和着陆滑跑距离,改善起飞着陆性能,从而大大提高飞机的作战效能和生存能力.同时推力矢量控制技术可以减少尾翼面积,从而降低后机身阻力,减轻飞机质量,减少后机身雷达反射面积,使先进战斗机的超声速巡航能力和隐身性能力得到充分的发挥.推力矢量技术引发了战斗机发动机的第三次革命技术^[1-6].

推力矢量技术从概念提出发展至今已有60余年的历史,从概念探索、理论研究直至形成装备,推力矢量形式不断变化.上世纪50年代,航空巨擘冯·卡门教授首次提出通过改变排气方向来操纵飞行器的思想;60年代,英国鹞式战斗配备了可在 $0^{\circ}\sim 95^{\circ}$ 范围偏转的转向喷管,是推力矢量技术首次在装备上应用;70年代,美国和前苏联均大力开展推力矢量技术研究,着重进行矢量喷管气动性能、冷却方法、安装结构等理论探索和模型试验研究;80年代,矢量技术研究进入工程研制和试验阶段,美国、德国和俄罗斯进行了多项飞行试验计划;90年代,矢量技术研究投入工程试飞和使用阶段^[7-10],美国将推力矢量技术应用于型号研制,在配装F-22战斗机的F119发动机上采用了二元矢量喷管,在配装F-35B飞机的F135发动机上采用了三轴承矢量喷管;俄罗斯重点围绕苏-27飞机配装带有轴对称矢量喷管的AJL-31Φ发动机开展推力矢量技术工程应用,获得成功应用于苏-30MKI飞机、苏-35飞机以及T-50战机;2000年以后,美、俄等国配装推力矢量喷管的飞机形成装备,投入部队使用.

国内在推力矢量技术的理论分析、数值仿真及模型试验研究等方面开展了较多工作^[11-16],矢量喷管单项技术取得突破,但理论分析及模型试验与矢量喷管在整机条件下的性能表现差异较大.同时矢量喷管偏转后,其有效流通面积变小,必将对发动机的匹配工作和性能参数产生影响.本文针对轴对称矢量喷管配装涡扇发动机的整机试验工作,开展了矢量偏转对发动机工作特性和矢量推力特性影响的技术研究,为矢量喷管的工程应用提供技术支持.

1 矢量喷管工作过程

配装轴对称矢量喷管的推力矢量发动机,保留了轴对称收敛—扩张式喷管的良好气动性能,只在结构上通过喷管扩张段的偏转来改变气流方

向,使之既产生超声速气流,又能按飞机需要偏转气流方向,进而产生矢量推力,如图1所示.扩张段通过矢量执行机构和转向驱动机构实现收放和偏转,可在周向 360° 范围内实现矢量推力.

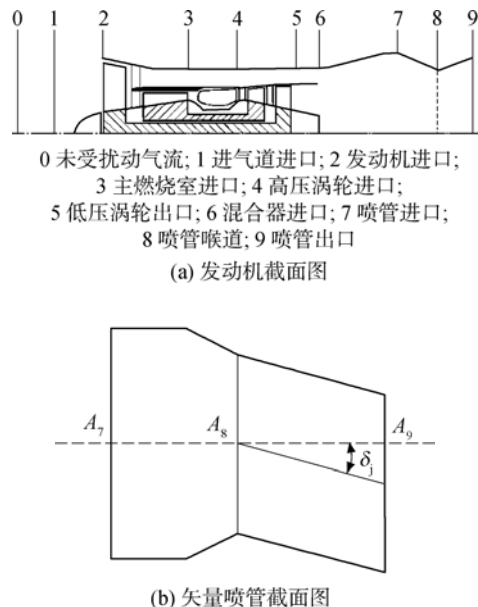


图1 推力矢量发动机及矢量喷管偏转示意图

Fig. 1 Thrust-vectoring engine and vectoring nozzle

同常规收敛扩张喷管一样,轴对称矢量喷管主要由3个截面构成: A_7 为喷管进口截面,与发动机加力筒体出口相连,面积是固定的; A_8 为喷管的喉道截面,影响着发动机主机的工作状态; A_9 为喷管的出口截面,其调整包括面积大小的变化和矢量偏转, A_9 大小决定气流在喷管中的膨胀状态,也就决定了发动机总推力的大小, A_9 偏转的角度决定了发动机矢量力的大小和偏转方向,是推力矢量发动机最主要研究的对象. $A_7\sim A_8$ 形成了喷管的收敛段, $A_8\sim A_9$ 形成喷管的扩张段.轴对称矢量喷管具有独立控制喷管喉道面积 A_8 和出口面积 A_9 的能力,通过 A_8 调节机构驱动收敛调节片来实现 A_8 面积的收放,通过 A_9 转向驱动机构同步和异步运动来控制 A_9 面积的大小和实现推力矢量偏转.

轴对称矢量喷管的气动性能参数包括流量系数、推力系数及推力矢量角 δ_j (偏转后实际矢量推力方向与喷管中心轴线的夹角).矢量喷管在非偏转状态和偏转状态时的等马赫数线分布如图2.在非偏转状态时,喷管内流场的等马赫数线呈对称均匀分布,声速线在喷管喉道位置附近,气流没有发生分离.矢量喷管偏转后,喷管内流场的等马赫数线呈非对称分布,同时喷管的临界截面位置

也变化,声速线偏离几何喉道,且随着矢量偏转角的增大偏离越严重,此外喷管大角度偏转时喷管壁面附近气流可能会发生分离^[17-18]。

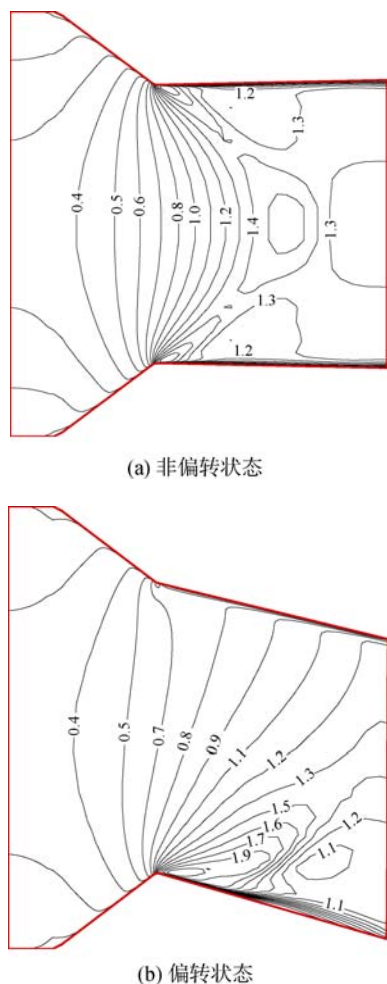


图2 轴对称矢量喷管不偏转和偏转时的等马赫数线分布

Fig. 2 Mach number contours of nozzle at nondeflection and deflection location

矢量喷管偏转时声速线位置的改变使得喷管的气动喉道面积发生变化,有效喉道面积减小,即喷管的流量系数减小,进而影响了发动机主机工作状态和工作稳定性。同时有效喉道面积的减小,相当于喷管出口/喉道面积比变化,因此偏转后矢量喷管的推力系数会下降,进而导致发动机的推力损失。推力矢量角的大小与几何矢量角、喷管的落压比、壁面气流分离以及喷管的几何变形等多方面因素有关。

矢量喷管偏转后其性能参数的变化,影响到发动机的工作特性和稳定裕度,发动机主要特性参数随之变化,进而影响飞机的飞行特性。

2 发动机整机试车中矢量偏转的试验方案

为摸清矢量喷管在发动机不同工作状态下偏转特性参数的变化及对发动机工作的影响,获得推力矢量角与几何矢量角的关系、矢量喷管偏转后的推力损失等参数,本文在发动机整机试验中开展了发动机稳定状态下喷管偏转的试验研究工作。

2.1 发动机技术方案

结构方案:保持发动机主机状态不变,将原来的收敛扩散喷管换装为轴对称矢量喷管,矢量喷管的 A_7 截面与主机对接, $A_7 \sim A_8$ 收敛段保持原主机状态, $A_8 \sim A_9$ 扩张段可在周向 360° 范围内偏转。

主控制方案:发动机节流状态按原发动机主转速控制,喷管喉道面积保持在机械限位,喷管偏转时喉道面积 A_8 值不能调整,即保持喉道几何面积不变;发动机中间及以上状态,喷管喉道面积按给定涡轮落压比控制,当喷管偏转时,调整喉道面积,保持发动机主机转速、温度等参数与偏转前一致。

矢量偏转控制方案:发动机稳定在给定节流转速或中间状态,喷管出口扩张段 $A_8 \sim A_9$ 按给定的方位角和几何矢量角偏转。

2.2 试验方案

试验设备:在六分力矢量试车台进行试验,台架能够测量推力矢量轴向、侧向及垂向3个分力,测试系统满足发动机主要截面温度、压力等参数测量要求。

发动机主机工作状态:发动机在慢车状态、不同转速的节流状态、中间状态分别稳定运转。

矢量喷管偏转:方位角(定义见图3)分别为

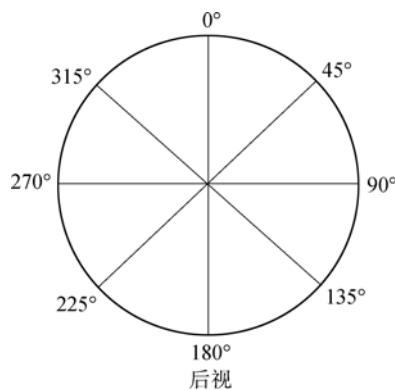


图3 顺航向几何方位角的角度位置

Fig. 3 Azimuthal angle at course heading

$0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$; 几何矢量角分别为 $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ 偏转, 测取发动机的主机特性和矢量偏转特性。

3 试验结果及分析

重点分析矢量偏转对推力损失、偏转效率、转速差等特性的影响; 因发动机慢车状态的喷管喉道面积较大, 且推力较小, 矢量特性参数除受喷管偏转和主机状态变化的影响外, 受测量误差、噪声和其他干扰影响较大, 不进行试验结果的分析。

3.1 推力损失

推力损失即喷管偏转后总推力的减小值(相对于非偏转时的推力)与不偏转时总推力比值的百分比, 是推力矢量发动机的重要指标之一, 表征矢量喷管综合设计有效性。

发动机从节流状态到中间状态, 不同方位角和几何矢量角的推力损失情况见图4~图6(图中横坐标 n_2 为发动机高压相对转速)。

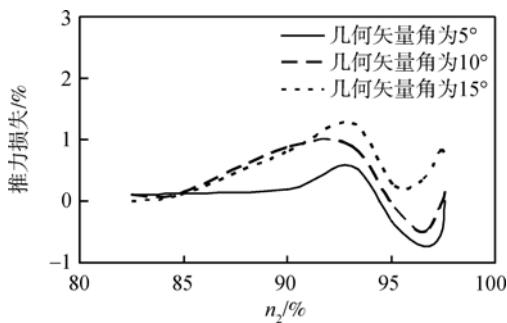


图4 不同状态下的推力损失(180° 方位角)

Fig. 4 Thrust loss versus working state (180° azimuthal angle)

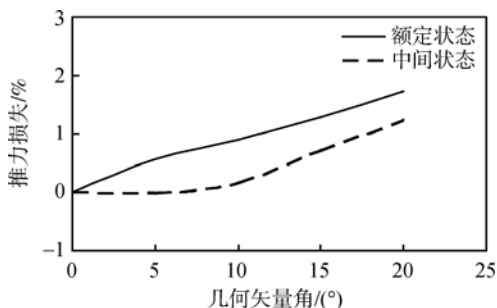


图5 额定及中间状态下不同几何矢量角的推力损失(180° 方位角)

Fig. 5 Thrust loss versus geometric vector angle at normal rating and middle rating (180° azimuthal angle)

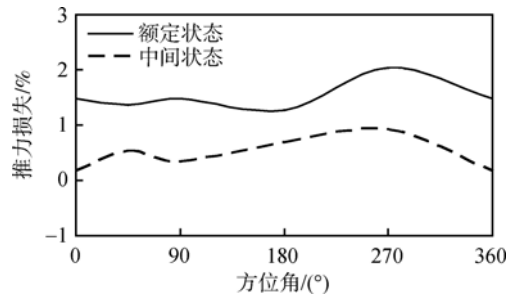


图6 额定及中间状态下不同方位角的推力损失(几何矢量角为 15°)

Fig. 6 Thrust loss versus azimuthal angle at normal rating and middle rating (15° geometric vector angle)

在相同几何矢量角下, 随着发动机转速的增加, 发动机推力损失逐渐增大, 达到额定转速附近, 推力损失又逐渐下降。分析认为, 随着转速增加, 排气速度增大, 使喷管偏转段气流分离有所增加, 喷管的推力系数降低, 发动机推力损失相应增加; 但由于发动机节流状态的喷管喉道面积按最小机械面积控制, 喷管矢量偏转时, 有效喉道面积减小, 使发动机工作状态提高, 发动机主机状态的提高部分抵消了部分偏转损失。综合这两方面因素的影响, 在节流状态时推力损失先增加, 达到额定转速后随转速增加而减小。在中间状态, 发动机按给定涡轮落压比控制, 矢量偏转后主机状态保持不变, 中间状态的推力损失仅受喷管推力系数单个因素的影响。

在相同发动机状态下, 发动机的推力损失随着几何矢量角的增大有增大的趋势。分析认为, 随几何矢量角的增加, 喷管推力系数降低, 在大角度偏转时, 喷管出口气流分离越发严重, 使发动机推力损失进一步增大。

在相同转速、相同几何矢量角下, 喷管不同方位偏转时的发动机推力损失略有差异, 270° 方位角时的推力损失最大, 这主要与矢量作动机构的布置及喷管承力构件的弹性变形有关。

3.2 偏转效率

偏转效率定义为发动机推力矢量角与几何矢量角的比值, 表征了矢量喷管设计偏转与真实工作特性的对应关系。发动机从节流状态到中间状态, 不同方位角和几何矢量角的偏转效率情况见图7~图9。

在地面台架状态, 发动机不同工作状态各偏转角下的偏转效率均小于1, 即推力矢量角始终小于几何矢量角。

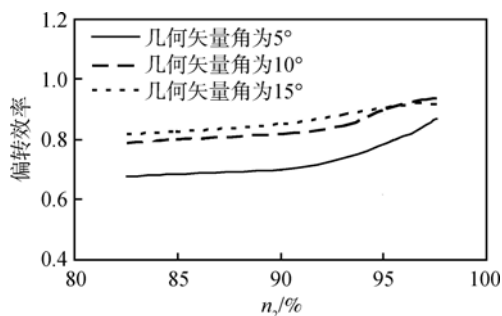


图7 不同状态下的偏转效率(180°方位角)

Fig. 7 Deflection efficiency versus working state (180° azimuthal angle)

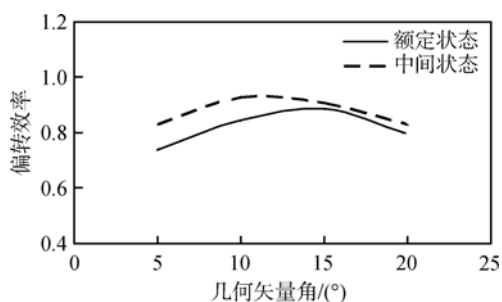


图8 额定及中间状态下不同几何矢量角的偏转效率 (180°方位角)

Fig. 8 Deflection efficiency versus geometric vector angle at normal rating and middle rating (180° azimuthal angle)

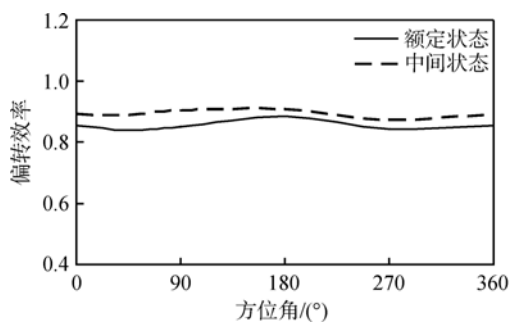


图9 额定及中间状态下不同方位角的偏转效率 (15°几何矢量角)

Fig. 9 Deflection efficiency versus azimuthal angle at normal rating and middle rating (15° geometric vector angle)

在相同几何矢量角和方位角下,随着发动机转速增加,矢量喷管的偏转效率增大,即在高状态下,发动机的偏转更接近要求值.偏转效率只表征几何矢量角与气动矢量角的关系,与主机状态是否变化关系不大,因此中间状态的变化规律可参照其转速状态确定.

在相同转速条件下,随几何矢量角的增加,偏转效率呈现先增大后减小的趋势.在偏转角度较小时,随着偏转角度的增加,喷管偏转壁面的气流膨胀程度增大,壁面压力低,喷气流向壁面压力低的方向偏转,因此偏转效率增加;在较大几何矢量角(20°)时喷管壁面附近气流会发生分离,使推力矢量角减小,偏转效率下降.

在相同转速、相同几何矢量角条件下,喷管不同方位偏转时的偏转效率略有差异,方位角 180° (向下偏转)时偏转效率稍高.

3.3 矢量偏转对发动机转速特性的影响

对双转子发动机而言,高低压转速的变化直接影响到发动机工作的协调性及与飞机进气道的匹配性,在发动机以高压转速 n_2 不变为控制状态时,喷管偏转时低压转速 n_1 及转速差将产生相应的变化,见图 10~图 12.

在节流状态转速下,随着几何矢量角的增大,发动机转速差增大,这主要因为发动机在中间以下状态是按转速控制,喷管喉道几何面积不可调

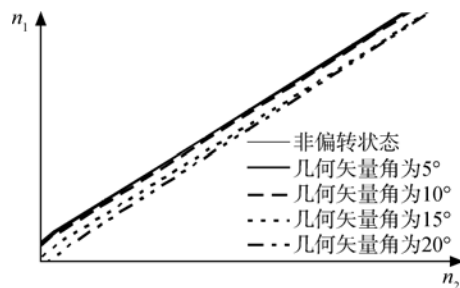


图10 不同状态下发动机转速的变化(180°方位角)

Fig. 10 Rotor speed versus working state (180° azimuthal angle)

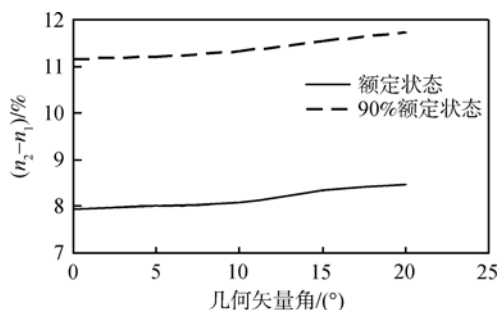


图11 额定及90%额定状态下不同几何矢量角的转速差(180°方位角)

Fig. 11 Speed difference versus vector angles at normal rating and 90% normal rating (180° azimuthal angle)

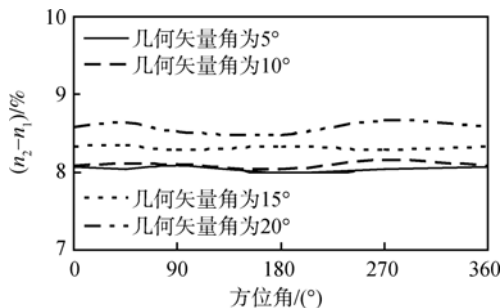


图12 额定状态时发动机转速差随方位角的变化

Fig. 12 Speed difference versus azimuthal angle at normal rating

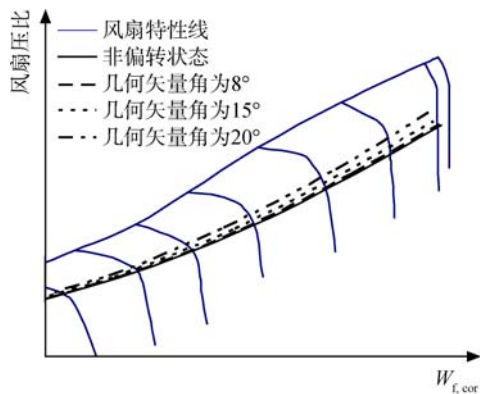
整, 喷管偏转角度增大时, 当量面积不断缩小, 风扇工作线上移, 低压转子负载变大, 低压转速下降. 中间及以上状态, 喷管面积自动调整保证偏转前的主机状态, 发动机转速差不会随几何矢量角变化.

在相同转速、相同几何矢量角条件下, 喷管方位角对转速差影响较小.

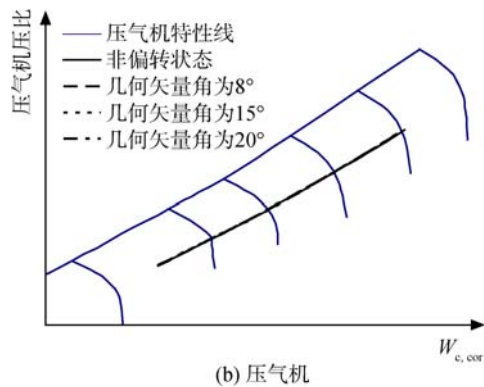
3.4 矢量偏转对发动机共同工作点的影响

发动机共同工作线决定了高低压转子的喘振裕度, 影响发动机的稳定工作. 不同几何矢量角下风扇工作线和压气机工作线的变化见图13(图中横坐标 $W_{f, \text{cor}}$ 为风扇进口换算流量, $W_{c, \text{cor}}$ 为压气机进口换算流量).

从图13可知, 矢量喷管偏转对风扇部件的共同工作影响较大, 低压转子共同工作线向左上方移动, 即靠近喘振边界, 对压气机工作特性线没有影响. 发动机在节流状态按转速控制, 喷管喉道面积为机械限位且不可调整, 喷管偏转时, 当量喷管面积的缩小, 使风扇共同工作线上移, 在相同节流状态下, 随着几何矢量角增大, 风扇稳定裕度逐渐降低, 最大几何矢量角为 20° 时, 风扇稳定裕度降低较多. 因此在矢量喷管的实际工程应用中, 发动



(a) 风扇



(b) 压气机

图13 不同几何矢量角下发动机工作线的变化

Fig. 13 Engine co-operating line versus geometric vector angle

机应考虑矢量偏转后的扩稳措施, 如喷管面积调整、风扇进口导叶角度调整等, 进而保证风扇的工作点基本不变.

4 结论

本文通过矢量喷管偏转的整机试验研究, 得到了矢量偏转状态的发动机工作特性, 以及发动机不同工作状态、不同几何矢量角下的推力损失和偏转效率等参数变化, 结论如下:

1) 地面台架状态, 各几何矢量角下的偏转效率均小于1, 即推力矢量角始终小于几何矢量角.

2) 在相同发动机状态下, 发动机的推力损失随着几何矢量角的增大而增大; 在相同几何矢量角下, 随着转速的增加, 发动机推力损失经历由增大到减小的过程, 转折点在额定状态附近.

3) 相同几何矢量角和方位角下, 随着发动机转速增加, 矢量喷管的偏转效率增大; 相同转速条件下, 随几何矢量角的增加, 偏转效率先增后减, 与大角度气流分离有关; 喷管向下偏转时偏转效率略高.

4) 节流状态转速下, 随着几何矢量角的增大, 发动机转速差增大; 中间及以上状态, 发动机转速差不会随几何矢量角变化. 喷管方位角对转速差影响较小.

5) 在发动机节流状态, 矢量偏转使风扇工作点上移, 风扇裕度减小, 工程应用中需考虑增加裕度的措施, 高压压气机工作点基本不受矢量偏转的影响.

参考文献:

- [1] Jimenez A. Thrust vectoring for advance fighter aircraft, propulsion package development [R]. AIAA-2001-3991,

- 2001.
- [2] Mace J, Smereczniak P, Krekeler G, et al. Advanced thrust vectoring nozzles for supercruise fighter aircraft [R]. AIAA 89-2816, 1989.
- [3] Weber Y S, Bowers D L. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[R]. AIAA 98-3100, 1998.
- [4] 梁春华. 机械式推力矢量喷管的结构特点和试验验证重点[J]. 航空发动机, 1998, 24(1): 49-54.
LIANG Chunhua. Structure characteristics and verification key of mechanical thrust vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 1998, 24(1): 49-54. (in Chinese)
- [5] 陈大光, 张津, 朱之丽. 推重比 15 一级发动机有关总体性能的关键技术和难点分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 8-12.
CHEN Daguang, ZHANG Jin, ZHU Zhili. Performance related key technologies and difficulties of engines with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 8-12. (in Chinese)
- [6] 王占学, 刘帅, 周莉. S/VTOL 战斗机用推力矢量喷管技术的发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 1-6.
WANG Zhanxue, LIU Shuai, ZHOU Li. Development and critical technology analysis on thrust vector technology of short/vertical take-off and landing fighter[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 1-6. (in Chinese)
- [7] Capone F, Smereczniak P, Spetnagel D. Comparative investigation of multilane thrust vectoring nozzles[R]. AIAA 92-3263, 1992.
- [8] Chepkin V. New generation of russian aircraft engines conversion and future goals[R]. ISABE 99-7042, 1999.
- [9] Neville W E, O'Flarity S M, Selvidge C M. Flight testing the prototype advanced tactical fighter engine[R]. AIAA 92-1036, 1992.
- [10] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P. Geometric evaluation of thrust-vectoring nozzles for aerodynamic performance predictions[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2003, 20(4): 275-288.
- [11] 陈玉春, 黄兴, 高本兵, 等. 发动机总体与尾喷管三维并行设计研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1695-1699.
CHEN Yuchun, HUANG Xing, GAO Benbing, et al. Parallel design of turbo engine and three-dimensional nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1695-1699. (in Chinese)
- [12] 金捷, 赵景芸. 轴对称矢量喷管内流特性的模型试验[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 144-146.
JIN Jie, ZHAO Jingyun. Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 144-146. (in Chinese)
- [13] 丁凯峰, 樊思齐. 矢量喷管与发动机的共同工作研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 96-98.
DING Kaifeng, FAN Siqu. A study on co-operating between thrust vectoring nozzle and aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 96-98. (in Chinese)
- [14] 张群峰, 吕志咏. 机械式轴对称矢量喷管动态偏转的矢量特性研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 294-299.
ZHANG Qunfeng, LÜ Zhiyong. Performance of mechanical axisymmetric vectoring nozzle during dynamic deflection[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 294-299. (in Chinese)
- [15] 屈裕安, 谢寿生, 宋志平. 矢量喷管控制对发动机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 300-304.
QU Yuan, XIE Shousheng, SONG Zhiping. The effect of thrust vector on the performance of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 300-304. (in Chinese)
- [16] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 822-829.
SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)
- [17] 马会民, 樊思齐, 卢燕. 分离流动对矢量喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 25(5): 421-424.
MA Huimin, FAN Siqu, LU Yan. Effects of flow separation on the performance of thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 25(5): 421-424. (in Chinese)
- [18] Matessnz A, Velazquez A, Rodrigues M, et al. Performance analysis of an axisymmetric thrust-vectoring nozzle by using the FUNSIF3D code[R]. AIAA 95-2743, 1995.

(编辑: 叶 青)