

推力矢量技术在航空发动机上的应用及发展

李 宁¹, 范 强²

(1. 中航工业贵州航空发动机研究所, 贵阳 550081;
2. 中国人民解放军驻黎阳公司军事代表室, 贵州平坝 561102)

摘要: 本文主要介绍了国外推力矢量喷管的发展状况和主要技术方案, 分析了机械调节的推力矢量喷管的应用局限性, 并介绍了90年代新型的气动控制推力矢量技术的研究方向和技术途径, 对我所推力矢量技术提出了一些建议。

关键词: 发动机; 推力矢量; 喷管; 机械调节; 气动控制

The Application and Development of Thrust Vectoring Technology in Aero-engine

LI Ning, FANG Qiang

(1. AVIC Guizhou Aero-engine Research Institute, Guiyang 550081, China; 2. The PLA Military Representative Office in Liyang aero-engine Company AUIC, Pingba, Guizhou 561102, China)

Abstract: The development and main technical conceptual design of foreign thrust vectoring nozzles were summarized in this paper. The limitations of the mechanism controlled thrust vectoring nozzles were analysed, the research and conceptual design for new fluidic controlled thrust vectoring technology were introduced. Furthermore, some suggestions for thrust vectoring technology research in our institute were presented.

Keywords: aero-engine; thrust vector; nozzle; mechanism control; fluidic control

推力矢量技术是与新一代战斗机的关键技术之一——过失速机动（飞机在超过失速迎角后，仍然有能力完成可操纵的战术机动）相伴而生。通过使发动机喷流方向的偏转产生偏转力矩，代替气动舵面的作用，提高飞机的机动性和敏捷性，同时具有良好的隐身能力和短距起降能力，已成为第四代战斗机的必备技术之一。目前推力矢量技术已受到世界各国的普遍重视，美、俄等航空发达国家经过三十年的研究，已转入工程实用阶段。西欧、日本、以色列、印度、甚至台湾地区都把推力矢量技术作为航空领域的关键技术予以优先发展^[1]。

实现推力矢量的原理比较简单，它是在常规喷气推进系统基础上，借助于机械或合理的空气动力结构布局来改变尾喷气流方向，使之产生附加力矩，进而操纵和控制飞机。当排气流折转角为 Φ 时，便产生一个与飞机轴线垂直的力，其大小与 $\sin\Phi$ 成正比，同时推力损失则与 $1-\cos\Phi$ 成正比。计算和试验结果均表明，在折转角适当的情况下，推力矢量能有效地提高飞机的机动能力。一般来说，当折转角在 $0^\circ-20^\circ$ 范围时是比较合适的。

推力矢量技术较常规喷气推进技术有不可比拟的优点：①提高战斗机的机动性和敏捷性，过失速状态下的机动能力，可迅速改变机头方向，对敌机进行射击，可作高速转弯，在空战中占据有利位置；

作者简介: 李宁，高级工程师，电话：13985310209

②缩短起飞和着陆滑跑距离；③可以用发动机推力矢量代替尾翼进行气动配平，从而减小飞机配平阻力，减少尾翼尺寸，甚至将尾翼完全去掉，成为无尾飞机，从而减轻飞机的阻力和重量；④减少飞机的雷达反射面，提高隐身能力和生存能力。

1 国外推力矢量技术的发展

由于推力矢量技术是一个复杂的系统工程，它涉及到气动、传热、结构、材料、控制等多方面学科，整体和各部件之间的协调特点以及结构性能很大程度上又与基础研究和技术水平有关，因而推力矢量装置的种类较多，结构和功用也不尽相同，综合来看，可以分为以下几类。

1.1 早期的推力矢量技术研究主要集中在垂直起降和反推力装置上，如英国“鹞”式飞机所采用的“飞马”发动机，前苏联的雅克-38飞机所采用的P-27B-300发动机。

1.2 二元收—扩矢量喷管 (2D—CD)

美国从70年代初开始矢量喷管的研究。由于二元喷管的结构简单，推力偏转控制易于实现，所以矢量喷管的研究首先从二元喷管开始。二元收—扩矢量喷管由一个圆转方的过渡段，两块收敛调节板，两块扩张调节板，两块侧壁和两套作动系统组成。在80年代末期开始在F-15STOL/MTD（短距起降/机动性技术验证）上进行飞行试验（图1），比F-15C飞机的性能有很大的提高，如最大升力系数增加78%，起飞滑跑距离减少29%，着陆滑跑距离减少72%，巡航距离增加13%等。随后为简化结构、降低重量，去掉反推力装置，已在F119-PW-100发动机上采用，美国的第四代战斗机F-22安装PW公司的F119-PW-100发动机（图2），它的二元喷管是在F-15STOL/MTD二元喷管的基础上为简化结构、降低重量，去掉反推力装置，F-22的矢量喷管安装在发动机上，而F-15STOL/MTD的喷管却安装在机体上。喷管的扩张调节板制成楔形，以减小雷达反射截面。其主要指标：推力矢量角 $\pm 20^\circ$ （俯仰），矢量角速度为 $45^\circ/\text{秒}$ 。

俄罗斯在推力矢量技术方面的研究要略迟于美国，1985年前苏联留里卡设计局设计了一个二元矢量喷管并在SU-27 UBL-PS上进行了试验，但后来发现轴对称矢量喷管更有前途，而把精力集中到轴对称矢量喷管的研制。

二元矢量喷管红外隐身特性较好，喷管后部机身外廓尺寸扁平，大大降低了尾阻和后机身阻力，易于与飞机进行一体化设计。缺点是结构比较笨重，内流特性较差。

1.3 轴对称矢量喷管 (AVEN)

轴对称矢量喷管多是在现役成熟的发动机上进行改装，一种是在喷管进口处实施偏转，该方案的优点在原轴对称收敛扩散喷管做少量的改动即可。缺点是转动段长度大，结构上的附加载荷很大。另一种是在扩张段实施偏转，由于气流偏转是在扩散段内实现的，所以它的气动载荷要小得多，它的操纵动作系统可以做得比较轻巧。另外它是在出口截面上实现喷气流偏转的，飞机不需要作较大的改装。第一种方案的典型代表是AL-37FU发动机（图3），在AL-31F发动机的基础上，在喷管和加力筒体之间增加一个圆形旋转装置，由两个液压作动筒操纵，可以在俯仰面内偏转 $\pm 15^\circ$ 。该装置的优点是运动原理非常简单，原轴对称收敛扩散喷管可以不做任何改动。其缺点是转动段长度达1.3~1.7米，而且转动部件靠前，不仅外阻很大，而且结构上受到的附加载荷很大，另外圆柱段转动带来密封问题，这些都使结构较复杂、重量增大。

第二种方案的典型代表是美国GE公司在F110发动机基础上发展的轴对称矢量喷管（AVEN）（图4）和PW公司在F100发动机基础上发展的俯仰/偏航平衡梁喷管（P/YBBN）（图5），两者都是保留基本原

型喷管的收敛段和喉道面积调节机构不变，增加一套可使扩张段偏转的调节机构，可实现在360° 全方位偏转±20° 由于气流偏转是在扩散段内实现的, 所以它的气动载荷要小得多, 它的操纵动作系统可以做得比较轻巧。另外它是在出口截面上实现喷气流偏转的, 所以新增力矩也最大, 作用效果最佳。为防止因控制系统故障而导致转向控制环位姿失控，一般要给转向控制环加装定心装置，重量增加较多，此外还存在A8/A9控制耦合问题，影响F110-GE-129和F100-PW-229的推广使用。

针对轴对称矢量喷管缺点，西班牙航空涡轮发动机工业公司（ITP）提出一种于1994年为EJ200实施一项推力矢量喷管（TVN）计划。（图6）该喷管由3个同心环和4个作动筒控制，外环对开，上下两半环用销轴连接，与中环机械联动，左右两个作动筒的收放运动可以控制A8及A8偏转。上下两个作动筒的运动使外环绕销轴转动，完成A9及A9俯仰控制。该方案具有阻力小、结构紧凑、重量轻、转向灵活等优点，是一种具有良好应用前景的AVEN装置。

型别	类型	原型机	推力矢量角	喷管控制系统
F119-PW-100	二元	新研制	± 20° （俯仰）	6 个作动筒组成3个独立的驱动系统：收敛部分，上、下扩张调节板
AL-37FU	轴对称	AL-31F	± 15° （俯仰）	两对液压作动筒控制矢量喷管的转向，16个燃油作动筒控制A9，16个气压作动筒控制A8
RD133	轴对称	RD33		12 个作动筒控制收敛段，3个作动筒控制扩张段及转向
AVEN（GE）	轴对称	F110-GE-129	± 17° （全向）	3 个作动筒控制扩张段，4个作动筒控制收敛段
P/YBBN(PW)	轴对称	F100-PW-229	± 20° （全向）	3 个作动筒控制扩张段，3个作动筒控制收敛段
TVN	轴对称	EJ200	± 20° （全向）	2 个作动筒控制A8及使A8偏转，2个作动筒控制A9及使A9俯仰

1.3 折流板（PV）

70 年代中期，美国与德国合作研制的X-31技术验证机^[2]，在喷口后安装了3块碳纤维复合材料舵面，可使排气方向在360° 全方位偏转±10° 。图7中的X-31尾部折流板清晰可见。在1993年完成了大迎角下过失速180° 转弯，即Herbst机动。对F-18的空战交换率由不使用推力矢量时的1：1提高到使用推力矢量时的63：2。美国还在F-18HARV（大迎角气动特性研究）上安装折流板进行了试验图8。

此外，在推力矢量技术的研究过程中还出现了一些其他的结构形式，如美国曾进行过一种球面收敛调节片的矢量喷管（SCFN）的研究，该喷管具有二元喷管和轴对称矢量喷管的特点，它具有俯仰 / 偏航推力矢量和反推力能力。PW公司的全尺寸验证型SCFN已于1994年装在XTE-65验证机上进行了地面试验，俯仰 / 偏航转角为±20° ，不加力反推力度为60° ~65° ，其重量比F-22 / F119上的二元推力矢量喷管轻30° 。

到80年代末，推力矢量技术进入飞行试验阶段，美国和俄罗斯在几乎所有的第三代战机上进行飞行试验，如F-15 STOL / MTD（短距起落 / 机动性技术验证机）^[3]、F-18 HARV（大迎角气动特性验证机）^[4]、F-16 MATV、F-15 ACTIVE（综合飞行器先进控制技术验证机）（图9），苏-37，米格-29OVT（图10）。将其应用在第三代战机上并不存在问题，但是目前世界上只有印度正式装备有，而航空大国美，俄均没有在第三代战机的改装上使用。这并非技术问题或者是资金问题，而是现有的推力矢量技术在第三代战机上使用收效不大。同时现阶段推力矢量技术的不完善也限制了它的广泛使用。美国认为在第四代战机广泛采用隐形技术后，发现对方的难度加大。由于双方的信号特征都很小，相互之间只有在很近的距离才能够发现对方。隐形战机之间的战斗突然性强，这时近距离格斗很有可能成为主要的作战方式，推力矢量技术就有用武之地了。

国内许多单位开展了推力矢量技术的研究，已在性能分析与运动机理分析，原理样机与试验等方面取得了卓有成效的成绩。

2 技术难点

1) 推力矢量技术最大的难点是喷管和加力燃烧室之间的密封和连接件的设计，这些部件要承受2000K的高温和0.5MPa的高压。

2) 目前的推力矢量装置都是采用机械调节实现燃气的偏转，运动部件结构复杂，结构件数量多，工作环境恶劣，故障率高。如俄罗斯为印度苏-30MKI生产的矢量喷管的使用寿命只有200小时，每次使用后都必须进行全面维护和检查。

3) 推力矢量喷管位于飞机尾部，其增重不仅使负荷增加，而且对飞机机身的配平十分不利。F-22飞机的二元收敛-扩张式矢量喷管的重量占整台发动机的25%，价格更是占到30%。难以满足先进战斗机低成本、高推重比的要求。

4) 推力矢量技术对飞机操纵性能和控制稳定性有很高的要求，要实现气动力和发动机控制的一体化。苏-37和苏-30MKI在这一点上还不太完善，对飞行员的操纵技术要求很高，一些超机动动作只能由试飞员完成。

5) 推力矢量技术的最大优势在于强化近距格斗的机动性和敏捷性，提高飞机的机头的指向能力。现役的第三代或三代半战斗机之间的空战以使用中远程空空导弹的超视距空战为主，限制了现役战斗机改装推力矢量喷管

6) 采用矢量喷管后，矢量喷流与飞机绕流的干扰将会更加复杂，所以必须进行飞机/发动机一体化设计。

3 推力矢量技术的发展趋势

预计2020年投入使用的新一代航空发动机推重比将超过15，继续采用机械调节矢量喷管在价格、重量和可靠性上将难以为继。美国在90年代中期已停止试飞机械调节矢量喷管。

美国从1995年开始了流体射流喷管技术项目（FLINT），该项目属于IHPTET的子项目，研究范围主要是流体射流推力矢量喉道面积及排气掺混抑制技术，研究方法以模型试验和数值分析为主。在FLINT结束后又开展了先进航空发动机动力内流控制（IFC）和喷气主动控制（ACE）研究项目，从基础研究转入应用基础研究。重点对气动控制技术在异形喷管、气动/机械复合喷管及全固定几何喷管的研究。

从公开发表的资料来看气动控制推力矢量技术可分为流体喉道控制和气动推力矢量技术两个研究方向，最终目标是发展通过流体控制喉道面积，并实现推力矢量功能的固定几何喷管。

3.1 流体喉道控制

为了适应加力时产生的高温、高压燃气，涡扇加力发动机的喉道面积变化可达一倍以上。对于喉道几何面积为加力状态（面积最大）的固定喷管，通过在喉道附近引入二次流、产生局部分离区，改变气流流通面积。目前的研究侧重于减小二次气流量。再入射流技术有望使50%喉道面积控制率所用二次流流量下降到主流的10%。

3.2 气动推力矢量

目前，气动推力矢量技术研究的内容主要有：Coanda表面效应^[5]，逆流控制，激波诱导，气动喉道偏转和主动控制^[6]等。其中研究较多的有以下三种：

1) 激波诱导 (Shock Wave Control)

在喷管扩张段注入二次流产生一道强的斜激波,使超音速气流偏转从而获得矢量推力,图11。研究表明^[7],每1%的二次流可产生1~2°的矢量角。尽管这种技术能有效的偏转主流,但也具有膨胀面积比高、推力损失大、矢量角随喷管落压比变化缓慢等缺点。

2) 气动喉道偏转 (Throat Skewing)

Miller等人又进行了气动喉道偏转技术研究^[8],将喉道面积控制与气动推力矢量技术第一次结合使用,图12,将固定几何喷管的研究更进一步。其特点是:在喉道附近引入射流实现主流面积控制,射流不对称时,主流的音速面发生偏转,从而使亚音速气流发生偏转。在喷管扩张调节片上设置二次流缝,进一步偏转音速面。由于气动喉道偏转技术在偏转喷流时不需要在喷管内形成激波,因此与激波诱导矢量控制技术相比,其对推进效率的影响更小。

3) 逆流控制 (Counter Flow)

逆流推力矢量的原理是由Strykowski和Krothapalli首先提出的。其原理为:把主流附近抽成真空,真空使周围环境的气流流入,在主流附近产生一股二次逆向气流。通过对套筒内表面的扩张形设计,使二次流加速,引起套筒表面压力下降。如果真空区域是非对称的,则射流将会向压力底的一侧偏转,图13。在最小抽吸功率和较低二次流流量(低于主流质量流量的1%),矢量角可达15°。但是,该方法必须克服推力损失大、重量增加、高过渡膨胀的不稳定性及寻找合适的吸气源等困难。

国内对个别形式的气动矢量喷管开展了模型试验和数值分析,但还处于理论探索阶段^[9-11]。

按照IHPTET计划,通用电气公司和爱利逊预研公司论证了一种新的发动机,它把变循环技术与射流推力矢量喷管(用空气喷射代替机械结构来提供推力矢量和面积控制)结合在一起,而且推重比和单位推力高的足以差一点可以取消加力燃烧室的程度。按照研究人员的说法,这种发动机可以使JSF式的战斗机的航程增加多达40%。这种发动机的大部分硬件已经制造和试验过的,但是计划的全尺寸验证机却因为在90年代末IHPTET计划经费减少而没有完成。

随着IHPTET计划的结束,美国空军实验室(AFRL)及其工业伙伴发起了一项IHPTET计划的后继计划——多用途经济可承受先进涡轮发动机(VAATE)计划,也将气动矢量喷管列入首选方案。

总之,气动矢量喷管具有结构简单,可靠性高,重量轻,信号特征低,成本低等优点,预计到2020年即可投入使用。这也在一定程度上解释了美国为何对机械调节的推力矢量喷管的应用缺乏热情。

4 对我所推力矢量技术研究的建议

我所推力矢量技术研究应根据我所的所情,借鉴国外的经验,提出以下几点建议:

1) 充分认识推力矢量技术的优势,引起足够的重视,统一规划,借助发动机研究院的成立,充分利用全行业的力量加快研制。

2) 着眼第四代战斗机,重点开展机械调节推力矢量喷管的研制,尽快开展气动推力矢量技术的预先研制,力争通过跨越式发展缩短与国外的差距。

3) 在成熟机种上采用燃气舵实现推力矢量,评估大迎角飞行姿态和气动特点,推力矢量与分析控制系统的相关规律以及推力矢量对飞机性能和作战能力的影响。

5 结束语

推力矢量控制技术由于其突出的优点,近年来得到广泛的应用。然而,由于推力矢量技术是一项高新技术,涉及发动机、控制、空气动力学、飞行力学等多学科、多专业,是一项复杂的系统工程,具有高效益,但同时也需要高投入。我国作为发展中国家,为缩短与世界航空先进水平的差距,必须选择合适的突破口,将推力矢量技术作为重要技术,优先发展。争取尽快突破关键技术并形成战斗力。



图1 F-15S/MTD 的试飞结果增强了对推力矢量控制的信心



图2 F119-PW-100发动机采用的二元收一扩矢量喷管

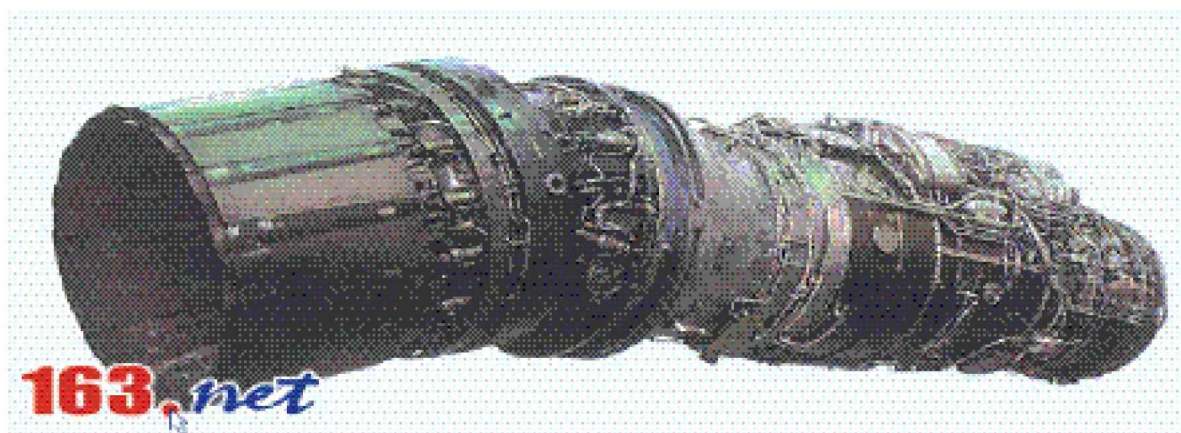


图3 AL-37FU发动机

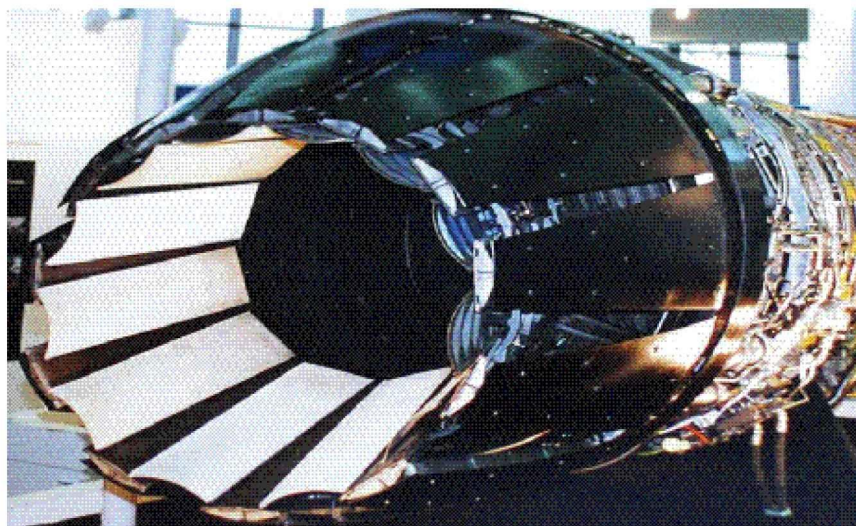


图4 GE公司在F110发动机基础上发展的轴对称矢量喷管 (AVEN)

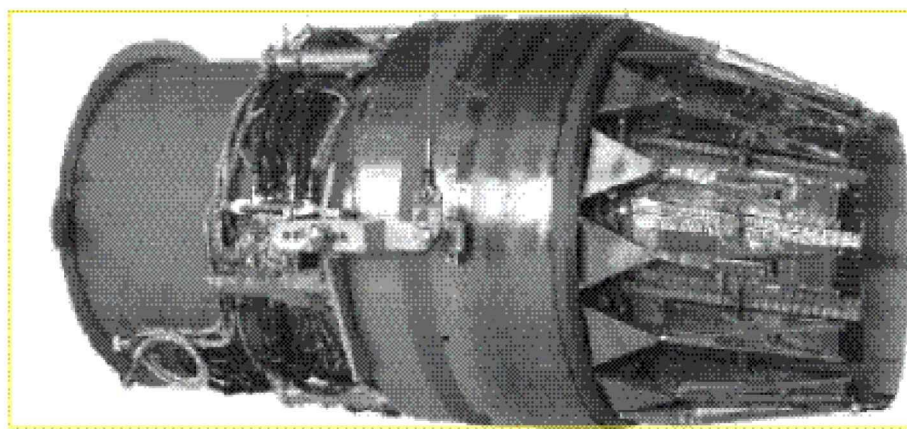


Figure 3. Pitch/Yaw Balance Beam Nozzle module.

图5 PW公司在F100发动机基础上发展的俯仰/偏航平衡梁喷管 (P/YBBN)

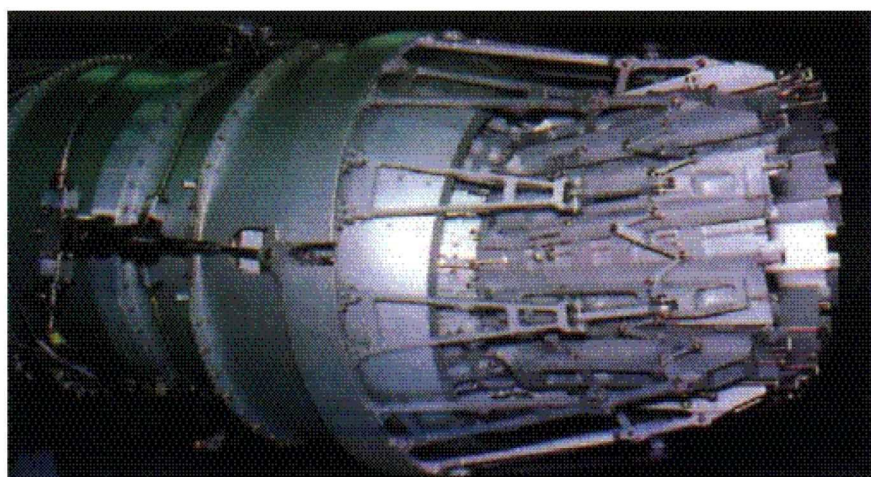


图6 EJ200矢量喷管



图7 X-31验证机采用在尾喷管后安装燃气舵的方法实现全向推力矢量



图8 F-18HARV上安装折流板可使排气方向 10°

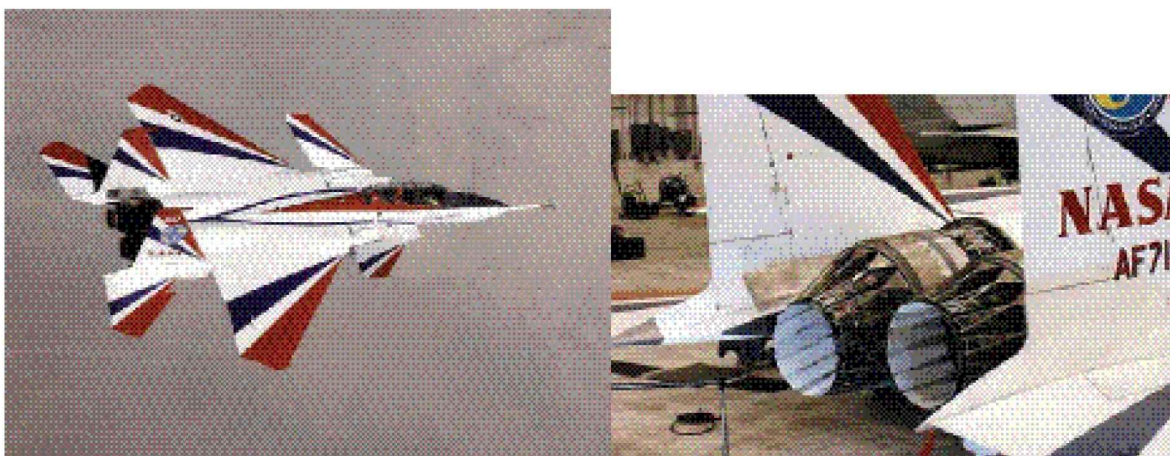


图9 F-15 ACTIVE 验证机，PW公司P/YBBN矢量喷管试飞平台

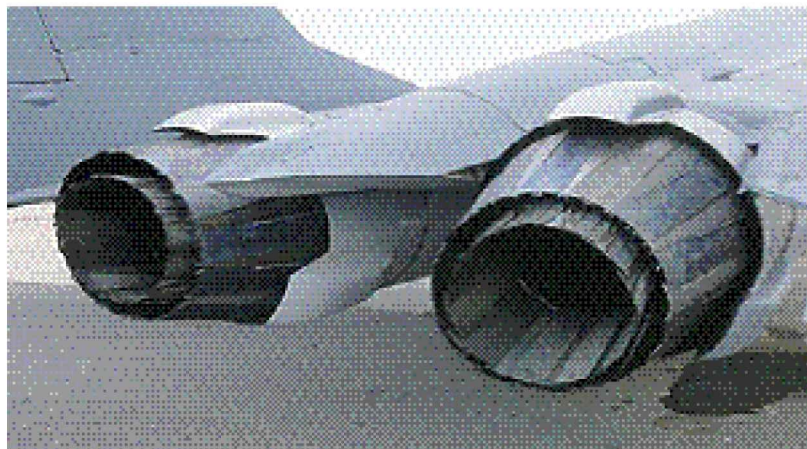


图10 米格-29VT安装了新型的RD-330VT矢量推力发动机

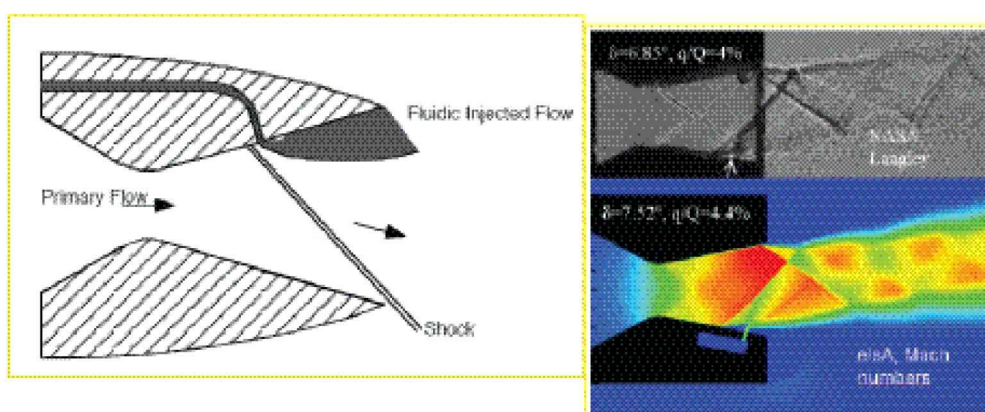


图11 激波诱导原理图和计算对比

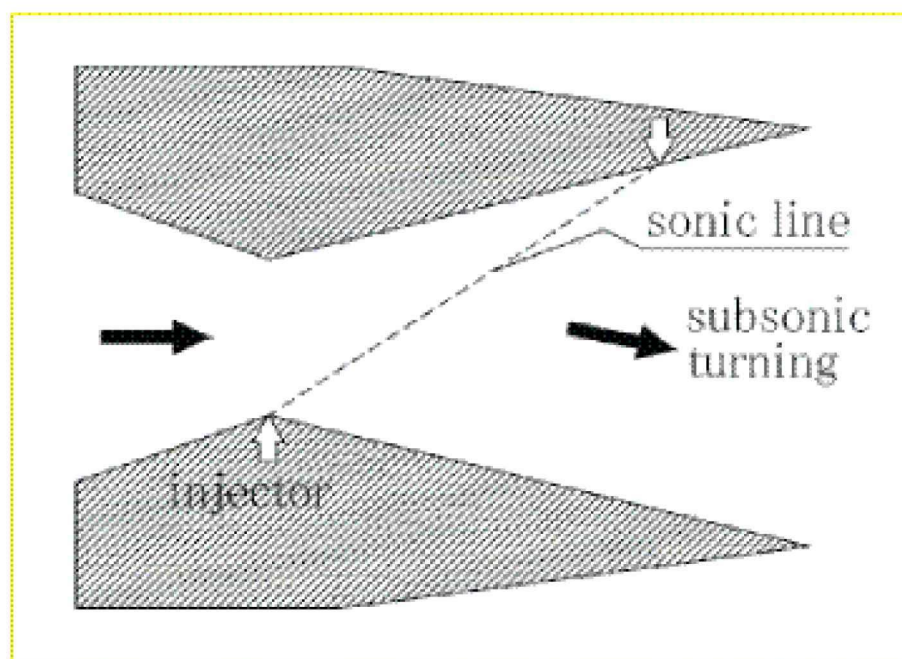


图12 气动喉道偏转原理图

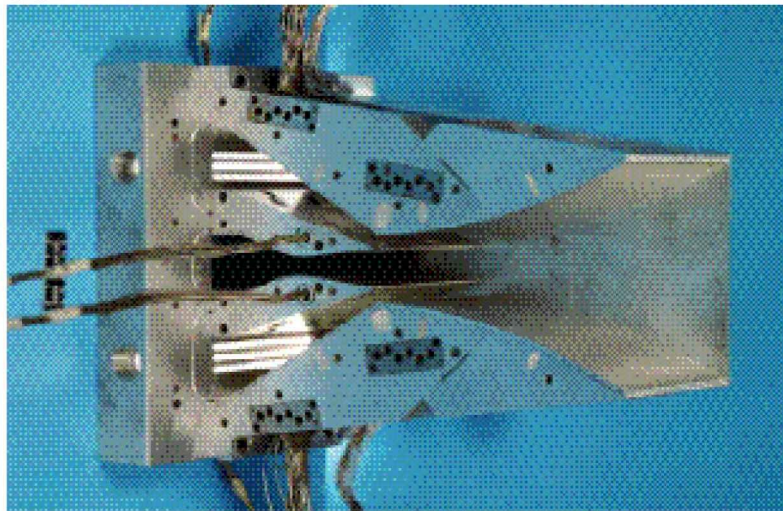
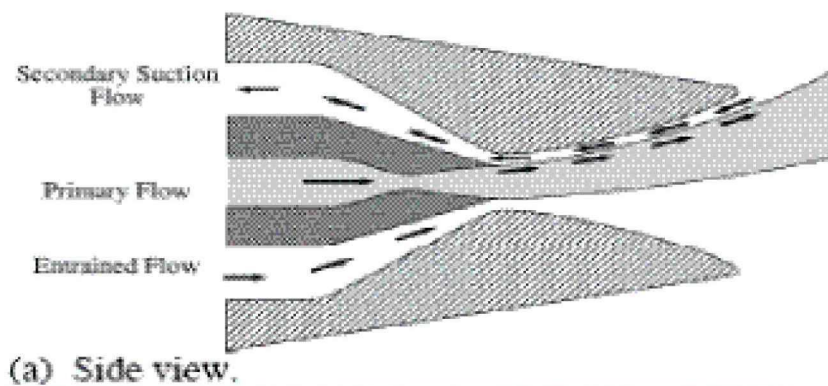


图13 逆流控制原理图和试验装置

参考文献

- [1]梁春华, “国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究”, 航空发动机, 1998, 1
- [2] Knox, F. and Scellenger, H. “X-31 Flight Test update” AIAA-92-1035
- [3]Bursey, R. Dickinson, R. “Flight Test Results of the F-15 SMTD Thrust Vectoring/ Thrust Reversing Exhaust Nozzle” AIAA-90-1906
- [4]Regenie, V. Gatlin, D. “The F-18 High Alpha Research Vehicle: A High Angle-of-Attack Testbed Aircraft” NASA TM-104253, 1992.
- [5]Chiarelli, C. Johnson, R.K. and Shieh, C.F., “Fluidic Scale model Multi-Plane Thrust Vector Control Test Result” AIAA-93-2433
- [6]Smith, B.L. and Glezer, A. “Vectoring and Small-Scale Motions Effectuated in Free Shear Flows Using Synthetic Jet Actuators” AIAA-97-0213
- [7]Giuliano, V.J. and Wing, David J. “Static Investigation of a Fixed-Aperture Exhaust Nozzle Employing Fluidic Injection for Multi-axis Thrust vector Control” AIAA-97-3149
- [8]D.N. Miller, P.T. Yagle, and J.W. Hamstra, “Fluidic Throat Skewing for Thrust in Fixed Geometry Nozzles” AIAA-99-0365
- [9]乔渭阳, 蔡元虎. “基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究”. 航空动力学报, 2001年
- [10]王强, 付晓明, 额日其太. “基于流体注入控制的轴对称矢量喷管三维流场计算及分析”. 推进技术, 2002. 6
- [11]张群锋, 吕志咏, 王戈一等. “轴对称射流矢量喷管的试验和数值模拟”. 推进技术, 2004. 4

(责任编辑 吴一黄)