

飞机推进系统关键技术——推力矢量技术

陶增元, 李军, 程邦勤

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 首先对飞机推力矢量技术的研究发展概况作了简要介绍;然后以第四代战斗机 F-22/F-119 和三代半战斗机 CV-37/АЛ-37ФЮ 为例,说明了推力矢量技术全面满足了第四代战斗机的战技要求,第三代战斗机采用了推力矢量技术后已发展为三代半战斗机,从而充分论证了推力矢量技术促进了先进战斗机的发展;最后指出了推力矢量技术研究发展的有关项目,并对我国研究发展该项技术提出了建议。

关键词: 飞机推进系统;推力矢量喷管;推力矢量控制

中图分类号: V23.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2000)02-0086-05

飞机推力矢量技术其内涵有二层意思:一是,采用推力矢量喷管(或装置)改变喷气流的推力方向,为操纵飞机直接提供附加的力和力矩;二是,根据飞行的需要,将推力矢量控制与飞机气动舵面控制相互协调、匹配起来进行综合控制,从而满足飞机对提高机动性能的进一步要求。推力矢量控制是当今航空领域中的一项高新技术,它涉及到飞机/发动机一体化设计和飞行/推进系统综合控制等技术,已成为今后高性能战斗机的基本要求和标准技术,为飞机推进系统的关键技术。

1 推力矢量喷管(或装置)发展概况

早在 60 年代,西方航空发达国家就开始对推力矢量技术进行了探索和研究,由于受当时作战思想和技术条件的制约,其技术仅局限在飞机的垂直起落和反推力方面。如英国的鹞式战斗/攻击机上配装的“飞马”涡扇发动机就是针对垂直/短距起落的特殊要求,采用了排气喷管可旋转的推力换向方案,用一台发动机既可提供升力,又可提供推力。由于在垂直起落、悬停和过渡飞行时,飞机无气动力,其操纵性和稳定性完全由喷气反作用推力操纵系统控制。

自 70 年代以来,世界各国(如美、俄、德、英、法、瑞典、以色列和日本等)都对各种推力矢量装置进行了大量的试验研究。第三代战斗机的投入使用以及第四代战斗机战技指标的提出,加快了推力矢量技术研究的进程,推力矢量控制已经成为战斗机机体/发动机一体化,以及飞行/推进/火力系统综合控制一体化中的关键技术。试验表明,喷气尾流的推力方向即矢量角在 0~20 度范围内变化,就能满足飞机高机动性能的要求。经过近 20 年的努力,已研究出偏转喷气尾流的推力矢量装置有如下几种方案,下面作一简要介绍。

(1)折流板 这种方案的特点是发动机无需做任何改装,只是在飞机的机尾罩外侧加装 3 或 4 块可作向内、向外径向转动的折流板,相当于尾舵,或称为燃气舵。此方案中发动机的喷管一定要内缩于机尾罩里面。美国和前苏联都做过这种燃气舵的试验。美德共同研制的 X-31 试验机,曾用这种折流板可相对发动机轴线偏转±10 度,使喷气尾流偏转取得俯仰和偏航力矩用来操纵飞机。X-31 曾获得在迎角为 70 度时仍能操纵自如的好结果。本方案的优点是结构简单,成本较低,作为试验研究有一定价值。缺点是有较大的死重和外廓尺寸,推力矢量工作效率低,对飞机隐身和超音速巡航不利,它仅是一种试验的过渡方案。

收稿日期:1999-12-17

基金项目:空装科研部科研基金资助

作者简介:陶增元(1936-),男,教授,博士生导师。

(2)二元矢量喷管 其结构原理非常简单,它由四块调节板组成,在相向转动上下两块收敛调节板时则改变喉道面积(A8),在转动上下两块扩散调节板时,既可改变排气截面(A9),又可实现推力转向(同向运动时)进入矢量工作状态。早在 70 年代美国就开展了二元矢量喷管的全面研究,其后许多国家也进行了试验研究,美国和前苏联曾做过大量地面和飞行试验。通过研究证实,二元矢量喷管是一种多功能推进装置,易于实现推力矢量化。因此在 80 年代末,两架预研战斗机 YF-22/F-119 和 YF-23/F-120 均采用了这种矢量喷管。90 年代初选中的原型机 F-22/F-119 也是用这种喷管,其主要指标是,推力矢量角(俯仰)为 ± 20 度,矢量角速度为 45 度/秒。F-22/F-119 采用的二元矢量喷管,后部外廓尺寸扁平,大大降低了尾阻和后机身阻力,不仅机动性能优良,而且对红外隐身、超音速巡航都有很大益处。这种喷管的缺点是结构比较笨重,内流特性较差。总的来说二元矢量喷管是一种有实用价值,并已付诸实用的第一种矢量喷管。

(3)轴对称矢量喷管 有两种方案:一是圆柱段轴线偏转矢量喷管,其主要特点是,把喷管的圆柱段分为前后两截,在搭接处的左右两侧设置了两个侧向销轴,这样后段的排气喷管(即轴对称喷管的收敛扩散段)就可做俯仰平面内的上下摆动,从而获得附加的操纵飞机的力矩。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,这些都使之结构较复杂、重量增大。俄 CV-35 飞机配装的 AJ-31ΦΠ 涡扇发动机采用了这种装置。1996 年在范堡罗航展上进行飞行表演的俄 CV-37 配装的 AJ-37ΦΠ 也采用了此种装置。这种装置对于已定型的飞机/发动机尽快实施推力矢量推进,是一种较好的方案,但其喷管必须伸出机尾罩外一段较长距离。二是扩散段气流偏转的轴对称矢量喷管。该方案完全保留了轴对称收敛扩散喷管的良好气动性能,只是在结构上扩大了扩散段的功能,使之既产生超音速气流,又能按飞行需要偏转气流方向。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。该方案得到了飞机、发动机公司的一致赞扬。其突出优点是,飞机不需要作较大的改装即可实施;新旧飞机都可安装,很容易在现役飞机上作此项技术的试验验证。1988 年初美国通用电气公司首次提出此方案,经过几年的试验研究,已在 F-16D 上完成试飞。同期美国普惠公司也开展了这方面的研究。装有该喷管的 F-15 和 F-16 飞机都进行过试验验证,说明该项技术日臻成熟。

(4)球面收敛调节片式矢量喷管 这种喷管是由美国普惠公司于 1986 年提出的,其用意是取代二元矢量喷管和轴对称矢量喷管,因为它兼有两者的特点。它的收敛段是球形的而喉道下游是二元的,它的转动部分位于收敛段,其轴向转动长度达 1 米左右,也会使外阻较大。尽管利用了球面结构可以使得受力合理,但它的操纵动作系统也难以设计得轻巧。至今尚未见到将它付诸实用的设计。

通过上述几种方案介绍可知,二元矢量喷管和轴对称矢量喷管是具有实用价值的推力矢量装置。

2 采用二元矢量喷管的第四代战斗机 F-22/F-119

以 F-22 为代表的第四代战斗机设计,是基于 21 世纪空战以“空中优势作战”为主,必须在“超视距作战”和“近距离格斗”都能有效作战为基本思想。要求在未来战争中能与强敌对抗,夺取空中优势,先敌发现、先敌发射、先发制人,并兼顾对地攻击,故其战技要求具有以下特点:低可探测性(隐身性能好),超音速巡航($M=1.5$ 左右,发动机不开加力),超机动性(过失速机动、超音速机动、非常规机动)和高敏捷性(飞机迅速和精确改变其状态的能力),短距起降性能,足够的航程和大的有效载荷。与第三代战斗机(如 F-15、CV-27 等)相比,第四代战斗机不但保持或超过了第三代战斗机的跨音速机动能力,而且具有持续超音速巡航和超音速机动能力,好的隐形特性,更为宽广的高度—速度飞行范围。其空战性能将比现代战斗机有大幅度的提高。要提高飞机的敏捷性,为飞行员快速调转机头,提高对目标的击毁概率创造条件,须扩大使用迎角(F-16 的使用迎角限制在 25 度,而 F-22 的则已扩大到 60 度),则一定要采用推力矢量技术。

由空气动力学知,大于对应最大升力迎角的范围称为过失速迎角范围。在此范围内,正常的飞机操纵面都将失效,而未来战斗机的战技指标都要求能无限制地使用迎角,甚至达到 90 度或更高。只有在过失速技术范围内仍能迅速指向敌机并射击,才能保证战斗机的最高格斗能力。美、俄等国正在研究适应于过失速迎角范围的相应措施,实现同时具有俯仰/偏航/滚转全推力矢量控制化将是未来战斗机的方向。

下面以 F-22 战斗机采用了二元矢量喷管的 F-119 涡扇发动机来说明,推力矢量技术在满足第四代战斗机战技要求中所起的促进作用。

(1) 超机动性、高敏捷性和短距起降性能

在飞机上使用推力矢量技术具有下述优点:为使飞机改变姿态,使用推力矢量控制比操纵舵面更直接、需要的时间更短;操纵舵面可能出现的气流分离问题,在使用推力矢量控制时不会出现。由此可见,推力矢量化可以充分满足飞机的超机动性和高敏捷性的要求。用推力矢量控制可缩短起飞着陆的滑跑距离。飞机起飞时,推力矢量控制可使飞机后轮对地面的压力减小从而减小摩擦阻力,增大滑跑速度,可在较短的滑跑距离内达到起飞速度。飞机着陆时,由于推力矢量控制可在比常规飞机低得多的速度下保证可控性,从而可以大大降低着陆速度与缩短滑跑距离。

(2) 隐身性能

采用推力矢量喷管,进行飞机后体与排气系统一体化设计,可使飞机尾翼面积减小,其雷达反射截面也会相应减小,从而提高飞机的隐身性能。F-22 战斗机采用的二元矢量喷管与后机体进行一体化设计,其大宽高比(即扁平形)的二元喷管,可大幅度降低喷管射流的红外辐射强度,减小可探测程度,明显地改善隐身性能。

(3) 超音速巡航、足够的航程和大的有效载荷

要求发动机不开加力,飞机具有超音速巡航能力,应从两方面努力:一是提高发动机的中间推力(即不开加力时的最大推力)和推重比;二是减小超音速飞行时的阻力,提高飞机的升阻比。采用推力矢量技术、并与飞机进行一体化设计,可使飞机的阻力减小、重量减轻,对超音速巡航有利。推力矢量化不仅因喷流升力而提供直接升力增量,还因喷管靠近机翼后缘,喷流对机翼形成超环量而提供部分间接升力增量。飞机阻力减小,航程可增大。飞机重量减轻,升力增大,可使有效载荷增大。

美国于 80 年代中后期进行了 F-15 短距起落/机动性技术验证机(F-15 SMTD)的试验研究工作。F-15 SMTD 是目前世界上第一架也是唯一的在飞行中验证了采用二元矢量/反向喷管实现推力转向的飞机。通过 F-15 SMTD 飞机的海平面试验、高空试验和飞行试验,与 F-15C 比较,其飞行性能改善情况如表 1 所示。

表 1 所示性能还只是在现有飞机改装二元矢量喷管所得到的,如将矢量喷管与机体设计一体化技术相结合,则性能改善将更为显著。美国第四代战斗机 F-22 配装的 F119 发动机,由于考虑到重量、成本和可靠性问题,取消了原二元矢量喷管的反推力功能,仅采用了带俯仰推力转向的二元矢量喷管。即使如此,使用表明,F-22/F119 具有极好的过失速超机动性能、超音速巡航能力、隐身能力和短距起降能力。

表 1 F-15 SMTD 与 F-15C 性能比较表

指 标	数 值
最大升力系数	+78%
爬升率(M0.3/H6098 米)	+37%
加速率(M1.4/H12195 米)	+30%
飞行中减速率	+72%
滚转率(M1.4/H12195 米)	+53%
巡航距离	+13%
起飞滑跑距离	-29%
着陆速度(等迎角条件)	-16%
着陆滑跑距离	-72%

3 采用轴对称矢量喷管的三代半战斗机 CV-37/AJL-37ΦЮ

目前有几种新研制的先进战斗机,由于它们尚不具备超音速巡航能力,隐身性能也不突出,尽管其性能优于第三代战斗机,但还不如第四代战斗机,故称其为“三代半战斗机”。其典型机种有欧洲战斗机 EF2000、法国的“阵风”、俄罗斯的 CV-37。

CV-37 是在 CV-27 的改型机 CV-35 的基础上换装了具有推力矢量控制的 AJL-37ΦЮ 发动机而研制成的。1996 年在范堡罗国际航展上, CV-37 进行的超机动飞行表演,轰动了整个航空界。它的发动机推力矢量控制与飞机的电传操纵系统实现了一体化设计。在表演中,它先后出色地完成了著名的“布加乔夫眼镜蛇”机动,在垂直平面内作直径很小的“库尔彼特”斤斗以及类似“尾冲”的“钟”机动飞行。在飞“眼镜蛇”机动时,最大迎角达到了 120 度(CV-27 飞这一动作时为 110 度),并处于飞行员可控状态下,从而使这种机动具有了实战价值。在飞小直径圆形斤斗“库尔彼特”机动时,利用一体化设计的电传飞行控制系统和推力矢量控制系统,使飞机从水平姿态迅速抬头拉起,飞机在垂直平面内转向 90 度、180 度、270 度……最后转向一周退出机动作(见图 1)。与一般飞机的常规斤斗相比,它的斤斗半径要小得多,时间要快得多。如果在实战中利用这一动作,可有效地迫使尾追的敌机冲过头,变被动为主动,反过来可对敌机实施尾追攻击。这种机动形式,还可使机头快速指向敌机,使其迅速落入我火力包线内,达到“先敌发现、先敌发射、先发制人”的目的。在飞“钟”

机动时飞机先是垂直爬升,达到最高点时,飞行员利用推力矢量控制使飞机在这一位置保持 2 至 4 秒钟,然后飞机后仰,机背朝下,最后转身退出机动,恢复正常飞行状态(见图 2)。钟式机动可快速改变飞机的高度位置和飞行方向,在实战中非常有用。

俄对推力矢量技术的预研工作,起步比西方晚,但推力矢量技术的试验工作几乎与西方国家同时进行。西方研制最早的具有一定推力矢量控制能力的是美国的 F-15 SMTD 短距起落/机动技术验证机,后来美、德合作又搞了 X-31 试验机。在推力矢量技术的发展途径上,俄与西方国家不同之处,在于他们重视实际应用,不是依靠大量投资搞全新的型号或试验机,而是在现役先进飞机上进行改进和应用研究,总结经验教训不断改进,因而使推力矢量技术较早地达到了实际应用阶段,目前已走在了西方前面。CY-27 的新改进型还有从 CY-30MK 双座型改进而来的 CY-30MK-2,它装有前翼和轴对称矢量喷管的 AL-31ФП 发动机。

轴对称矢量喷管在新研制和现役飞机上都可安装,使飞机和发动机均能保持良好的相容性。目前采用轴对称矢量喷管的美国的 F100 和 F110 发动机已分别装在 F-16 和 F-15 上试验。此外,还有西欧的 EJ200 以及俄罗斯的 РЛ-33 也都采用了这种技术。法国、印度、日本和以色列也都开展了此项研制工作。优先发展轴对称矢量喷管发动机已是国际航空界的共识。

4 推力矢量技术研究的有关项目

(1) 矢量喷管的气动设计及其试验。应对不同矢量推力条件下,喷管的内、外流场特性进行计算分析和试验研究。其中包括数值模拟计算,模型吹风试验,全尺寸试件的冷、热态气动试验等。

(2) 矢量喷管的运动机构、结构强度设计与试验。矢量喷管是在多工况、高温、高压、高交变载荷下工作的部件。其结构设计、强度分析和试验,应包括结构流道设计(如喉道面积、出口面积和矢量角按需要进行调节变化等)和在高温、高压、高交变载荷下工作时,结构的传热、隔热、冷却、密封性以及承力构件的使用可靠性、耐久性等问题。在结构设计中还应考虑新型减重材料的应用(如耐高温的复合材料—碳—碳纤维复合材料、陶瓷基复合材料和钛超塑性成形材料等)。

(3) 加装矢量喷管后,直接影响到发动机性能和飞机阻力。应进行矢量喷管在不同矢量条件下,对于喷管前发动机各部件(如风扇、高压压气机、燃气发生器和加力燃烧室)的影响,以及飞机阻力变化的计算分析和试验研究,该试验包括风洞试验、地面台架试车、高空台试验以及飞行试验验证等。

(4) 推力矢量控制系统的设计。推力矢量控制系统应包括:根据发动机控制系统的要求,保证发动机正常工作的喷管功能的控制;根据飞行控制系统的要求,以提供推力矢量的喷管功能的控制;最终实现飞行员、飞机和发动机的协调、匹配的喷管功能的控制。

(5) 飞机/发动机一体化设计。为了全面提高飞机的性能(包括超机动性、敏捷性,起降性能,隐身性能和超音速巡航等),采用推力矢量技术必需进行飞机/发动机一体化设计,即将矢量喷管的气动结构与飞机的外形、结构设计结合起来,并实现飞机的飞行/推进系统的综合控制。

上述气动性能、结构强度、控制系统的设计,除了要进行数值模拟计算分析和实验外,还要进行整机的地面台架、高空台和飞行台以及原型机上的试验验证。因此,发展推力矢量技术时,还应发展相应的测试技术,建立相应的试验系统。

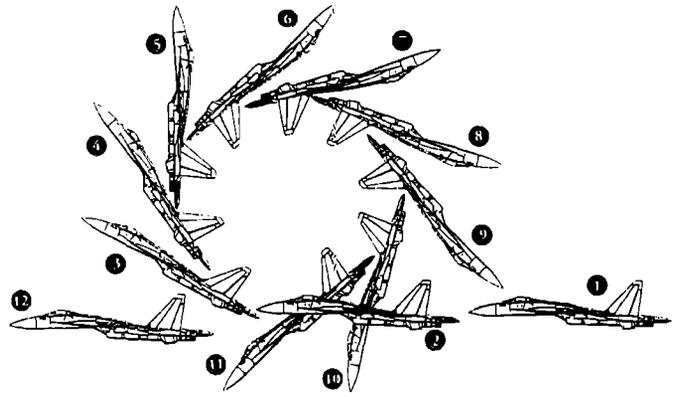


图 1 “库尔彼特”机动

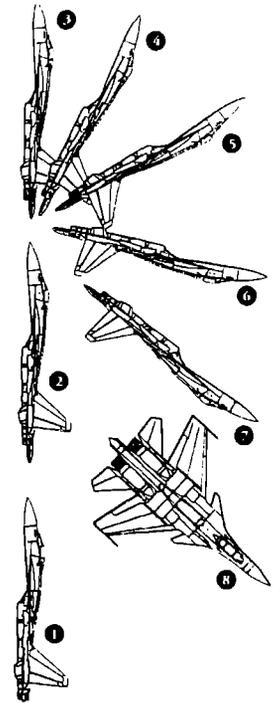


图 2 “钟”机动

5 几点建议

(1) 推力矢量技术是一项综合性很强的高新技术,它不仅包括了矢量喷管的气动设计、运动机构、结构设计,还涉及到气动、热力、传热、控制、材料、测试、飞机/发动机一体化设计等多学科的内容,研究难度大。为了协调各学科人员、集中财力、物力开展多方面的工作,建议成立国家级的“飞机推力矢量技术研究专家组”,负责顶层设计,指导飞行/推进/火力三个分系统的一体化设计工作。

(2) 结合国情对美、俄的推力矢量技术的发展模式进行论证,制定出切实可行的推力矢量喷管方案和飞行/推进综合控制方案,及早全面开展工作。

(3) 为了争取时间、少走弯路,在推力矢量喷管和飞行/推进综合控制的关键技术方面可开展对外合作,并引进技术和人材。

参 考 文 献

- [1] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J]. 航空发动机,1997(1).
- [2] 孟庆明,李清盛. 推力矢量喷管及其控制技术综述[J]. 航空发动机,1995(3).
- [3] 计秀敏. 俄超机动战斗机与推力矢量技术[J]. 航空知识,1997(1).
- [4] 黄熙君. 二维矢量推力喷管技术的发展[J]. 国际航空,1992(3).
- [5] 希 军. 轴对称矢量喷管研制的进展[J]. 国际航空,1992(6).

Thrust Vector Technique, the Vital Technology of Aircraft Propulsion System

TAO Zeng-yuan, LI Jun, CHENG Bang-qin
(The Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China)

Abstract: Firstly the general situation of thrust vector technique (TVT) research and development is briefly accounted. Taking the development of the 4th generation aircraft (F22/F119) and the third-half generation aircraft (CY-37/AJL-37ФЮ) for example, this paper illustrates that TVT completely satisfies the tactical and technical requirements of the 4th generation aircraft and the third generation aircraft is evolved to the third-half generation aircraft since applying TVT, and fully demonstrates that TVT promoted development are pointed out and some advice about these technology's research in our nation is put forward.

Key words: aircraft propulsion system; thrust vector nozzle; thrust vector control