

双喉道气动推力矢量喷管的现状及将来 *

Research Status and Development Trend of Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle

徐惊雷 黄帅 潘睿丰 / 南京航空航天大学

具有推力矢量功能的飞机，可以通过推力产生的直接控制力矩完成姿态控制，获得更好的敏捷性、过失速机动能力以及良好的飞行品质，从而在空战中取得优势。气动推力矢量喷管特别是双喉道气动推力矢量喷管的应用逐渐成为大势所趋。

推力矢量喷管是推力矢量控制的核心部件，也决定了飞机和发动机的技术水平，是未来战机的关键技术之一，如图1所示。气动推力矢量喷管大多依靠次流对主流的干扰产生推力矢量，具有结构简单、质量轻及维修性和隐身性好的特点，成为未来推力矢量喷管技术的发展重点。根据美国国家航空航天局（NASA）和美国空军的评估，相较于机械式推力矢量喷管，通过气动方式完成喉道面积和出口面积的控制，实现推力矢量，可使喷管减轻多达80%的质

量，制造成本也可减少一半，发动机推重比明显提高。此外，几何固定的气动推力矢量喷管消除了许多移动部件和缝隙，大大提高了喷管的隐身性能。而且，具有隐身修形的气动推力矢量喷管还可以进一步减弱喷管后半球的红外辐射信号，降低飞行器的可探测性。未来，翼身融合飞行器成为下一代战斗机和无人机主流的布局形式，随之而来的是飞行器的高机动、强隐身需求与固有的操纵性和稳定性的矛盾，气动推力矢量喷管除了可以提高飞行器机动性，还可以实现飞行器姿态控制。

双喉道气动推力矢量喷管原理

常见的气动推力矢量喷管有激波矢量控制型、同向流/逆向流型、喉道偏移型和双喉道型等几种类型。

喉道偏移型气动推力矢量喷管是双喉道气动推力矢量喷管的基础，一般基于拉瓦尔喷管构型实现，如图2所示。常见的喉道偏移式气动推力矢量喷管通过在喉道处注入射流，偏斜声速线，进而使喉道后的气流发生偏转，避免因产生激波造成流动损失。

双喉道气动推力矢量喷管是基

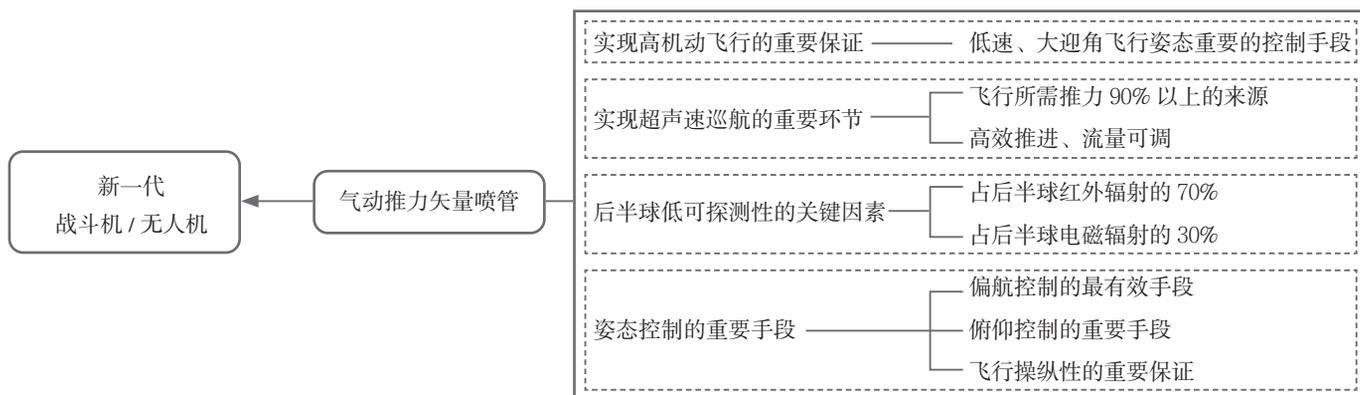


图1 气动推力矢量喷管对于未来战斗机和无人机的意义

* 基金项目：国家科技重大专项（2019-II-0007-0027）；国防基础科研计划资助（JCKY2019605D001）；先进航空动力创新工作站（HKCX2020-02-011）；基础加强计划项目（2022-JCJQ-ZD-115-00）；中国博士后科学基金资助项目（2022M721598）；江苏省“卓博计划”（2022ZB214）等

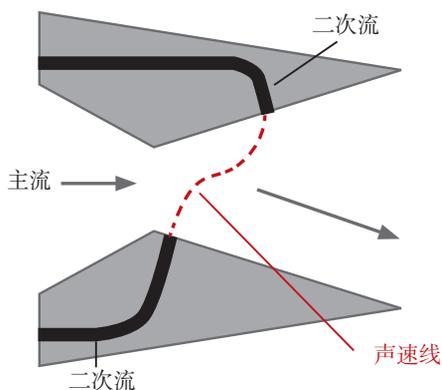


图2 喉道偏移式气动推力矢量喷管

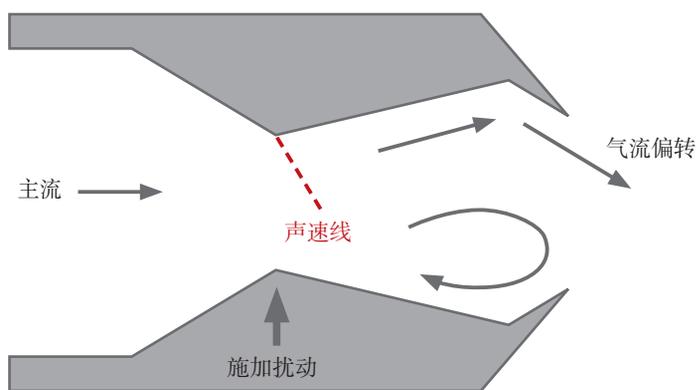


图3 双喉道气动推力矢量喷管

于喉道偏移式气动推力矢量喷管而提出的一种“收敛—扩张—收敛”的喷管，即在拉瓦尔喷管下游又增加了一个收敛段，如图3所示。因此，喷管的主要流动截面分为一喉道截面和二喉道截面（出口截面）。双喉道气动推力矢量喷管一般通过合理控制次流的流量或压强，实现推力矢量连续偏转，矢量偏转线性度较好。

双喉道气动推力矢量喷管分类

作为一种典型的气动推力矢量喷管，双喉道气动推力矢量喷管可以通过矢量产生的来源进行分类，常见可分为有源注气型和无源型，而无源型可以进一步分为零质量射流型、自适应旁路型和机械扰动型等。

有源型通过外加气源或者从航空发动机压气机引气的方式产生矢量扰动，这种方式可以通过更精准的次流控制来实现矢量角的控制，减小了喷管内流不稳定对喷管性能的影响。但是，一旦喷管的流动控制和矢量产生从航空发动机压气机引气，将直接引起发动机性能的变化，最终影响总推力。据统计，每从航空发动机压气机引1%的气流量用于冷却、次流流动控制，将会导

致总推力下降3%~5%。因此，无源型双喉道气动推力矢量喷管是近年来研究的重点，其无须外加气源的特点成为重要的技术优势。

零质量射流型多采用电磁激励器的方式产生扰动，但所产生的扰动强度较低，推力矢量角偏小。一旦应用在工程尺度的喷管上，电磁激励器需要输入的能量更大，而矢量偏转有限。因此，对该扰动方式的研究热度逐渐下降，取而代之的是自适应旁路型。

自适应旁路型通过将喷管进口的一部分气流由特殊的旁路注入一喉道，并在一喉道处对主流产生扰动，从而产生明显的推力矢量。该方式尽可能减小了从发动机引气带来的影响，且推力矢量角大，具有优秀的工程应用前景。

机械扰动型则是自适应旁路型的进一步发展，主要通过小尺寸的机械扰动片在喷管内流场最敏感的位置作动，对主流施加影响，从而产生推力矢量。这种方式不仅继承了自适应旁路型的优点，还可以控制喷管最小流动面积，满足发动机加力时喷管的调节需要。

此外，双喉道气动推力矢量喷管还可以通过二喉道（出口）与一喉

道的面积比来分类，可分为扩张型、收敛型和等面积型。一般来讲，扩张型双喉道气动推力矢量喷管内部流场较为稳定，综合气动性能较优。

双喉道气动推力矢量喷管发展历程及现状

1998年，喉道偏移气动推力矢量喷管的首次试验由NASA兰利研究中心的迪尔（Deere）等完成。在后续研究中，该喷管的扩张段改成凹腔形状，形成了双喉道气动推力矢量喷管的雏形，如图4所示。研究表明，喉道偏移法与凹腔的流动分离控制技术相结合，可以有效地增加推力矢量效果，并且具有明显的性能优势，为双喉道气动推力矢量喷管凹腔型面设计、次流注入等优化设计

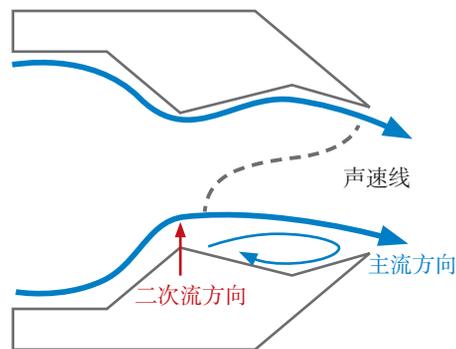


图4 NASA的双喉道气动推力矢量喷管构型

指明了方向。

2006年，空军工程大学王庆伟、张相毅等展开了双喉道气动推力矢量喷管的相关研究，对双缝射流的矩形拉瓦尔喷管的流场进行了二维数值模拟，探索了两道射流的注入角度对喷管的流场结构和矢量性能产生的影响。此后，空军工程大学的郭飞飞、夏雪峰、高峰等人不断通过数值计算的方法，进一步研究了旁路式双喉道矢量喷管典型工况的流场特性。

北京航空航天大学卿太木等针对轴对称双喉道气动推力矢量喷管的气动性能、内流特性进行了详细的数值模拟。额日其太、王健等针对典型扩张型双喉道矢量喷管内常见的激波结构进行了研究，指出喷管不起动现象可以通过在凹腔扩张段再注入次流、提升凹腔内主流静压来解决，进一步地提出了多种在凹腔内注入次流的方案，解决了喷管不起动问题。

南京航空航天大学团队自2008年起开始进行气动推力矢量喷管的研究工作，针对双喉道气动推力矢量喷管进行了细致、丰富和连续的工作。李明针对高压次流注入、产生矢量偏转的喉道偏移式气动推力矢量喷

管的流动机理进行了研究，并结合研究结果，提出了多种无须外加高压气源就可以完成矢量偏转的双喉道气动推力矢量喷管方案，并进行了探索和尝试，最终采用喷管入口的气流、通过特殊的旁路注入到一喉道附近，产生稳定、高效推力矢量，命名为“旁路式双喉道气动推力矢量喷管”，奠定了团队后续研究的基础，其典型构型如图5所示。范志鹏接着对次流流量及二喉道高度对双喉道气动推力矢量喷管的性能影响开展了研究，计算发现推力矢量角随次流流量的增加呈先增大后减小趋势，当喷管主流为完全超声速且二喉道处声速线消失时，喷管达到最大推力矢量角，获得了二喉道高度与推力矢量角的关系。顾瑞随后使用基于多学科多目标优化设计分析软件Isight平台，针对旁路式双喉道气动推力矢量喷管的关键几何参数，进行了多变量、多目标优化；并针对典型喷管构型进行了矢量开启的动态研究，并提出了使用补充流量通道，进行加力状态下流量调节的方案研究。汪阳生则针对双喉道气动推力矢量喷管起动问题进行了细致的工作，获得了喷管气动性能随喷管几何参数的规律；开展了

轴对称构型旁路式双喉道气动推力矢量喷管关键几何参数的优化设计；采用记忆合金材料，完成了轴对称构型旁路式双喉道气动推力矢量喷管流量调节方案的设计，并进行了初步的演示实验。在汪阳生的研究基础上，团队进一步设计了多种针对气动推力矢量喷管的流量调节方案。黄帅、潘睿丰、蒋晶晶和张玉琪等提出了以反推、短距/垂直起降为代表的多种功能双喉道气动推力矢量喷管改型，探索了隐身修形的双喉道气动推力矢量喷管，并率先开展了相应的实验。林泳辰和黄帅等进一步完成了基于旁路式双喉道气动推力矢量喷管的高机动无舵面飞行器飞行实验。

研制难点和未来研究重点

与其他类型相比，双喉道气动推力矢量喷管在推力矢量角、响应速度等方面具有出色的性能，可以作为未来研究和发展的研究对象。面向未来工程应用，双喉道气动推力矢量喷管的设计优化和研究还存在以下问题，需要进一步攻关。

优化目标多，迫切需要建立高效优化设计方法

双喉道气动推力矢量喷管沿流向截面主要几何参数包括一喉道前部收敛角及长度，一喉道面积（高度），扩张收敛段的扩张段角度、长度和收敛段角度、长度等7个参数，并存在一定耦合关系。一旦在双喉道气动推力矢量喷管的基础上进一步进行旁路式无源双喉道气动推力矢量喷管的设计优化，将引入自适应旁路通道相关几何参数，增加优化变量的个数。

而对于双喉道气动推力矢量喷

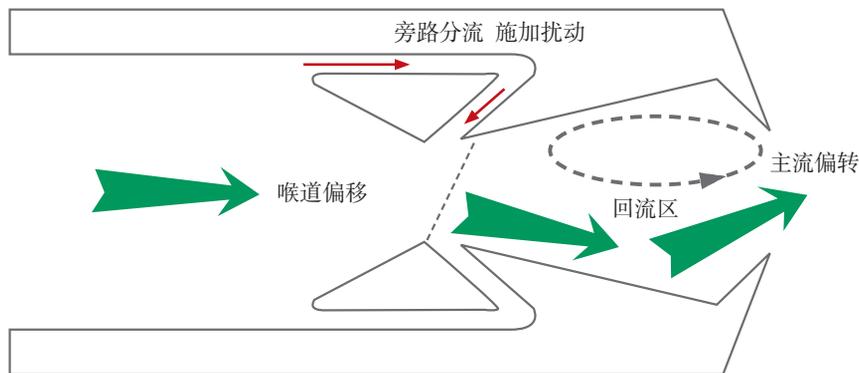


图5 旁路式双喉道气动推力矢量喷管

管的优化目标来说，除了需要考虑的喷管推力系数、推力矢量角、流量系数等3个典型的气动参数外，还要考虑喷管矢量和非矢量等两个典型的模态及其气动性能。同时，由于本喷管使用过程中会牵涉到矢量的动态调节问题，因此，上述气动参数的变化规律也应作为优化目标需要加以重点考虑。

综上所述，双喉道气动推力矢量喷管在优化设计中优化变量多，优化目标多，使用传统的优化设计方法工作量非常大，耗时长。因此，在喷管设计理论的指导下，通过已有数据，建立喷管典型性能的数据库，结合最新的优化设计算法，建立满足双喉道气动推力矢量喷管设计需要的高效优化设计方法，是下一步的研究重点。

尺寸略长，迫切需要进行紧凑型喷管的设计方法

双喉道气动推力矢量喷管的凹腔是矢量产生的重要部件，而凹腔的存在使得喷管长度明显增加。对于旁路式无源双喉道气动推力矢量喷管来说，一喉道前部的收敛段决定了自适应旁路通道入口和出口的压差，进一步决定了喷管的矢量性能。同时，自适应旁路的存在进一步增加了喷管的轮廓尺寸。因此，在长度、轮廓约束下，如何优化双喉道气动推力矢量喷管的型面，使得各方面性能尽可能高，是一个需要综合优化的问题。如果能将发动机进口的其他部件融于喷管内一起设计，会是一个缩短喷管总长的解决思路。

流道复杂，迫切需要进行轻便的流量可调结构设计

由于双喉道气动推力矢量喷管是依靠流场改变来实现推力矢量功

能的，相比传统的拉瓦尔喷管或者收敛喷管，双喉道气动推力矢量喷管的流道相对复杂。但是，面向现役超声速飞行器和具有加力功能的涡喷、涡扇发动机，甚至变循环发动机，开加力时必须放大喉道面积，这对于原本流道复杂的双喉道气动推力矢量喷管来说难度进一步增加。单纯依靠结构简单的气动调节方式实现的发动机喉道面积调节范围较小，难以满足工程需要。如何利用尽可能少的结构、付出尽可能少的代价，实现尽可能大的喉道面积调节，成为双喉道气动推力矢量喷管能否与具有加力功能的发动机适配的重要因素。

型面精度要求高，迫切需要进行“气动-冷却-结构”一体化设计研究

特殊设计的流道是双喉道气动推力矢量喷管矢量产生的关键，也是决定喷管在矢量模态和非矢量模态性能的最重要因素。因此，在加工和使用过程中，需要特别关注喷管型面的精度。一旦喷管关键型面出现轻微的偏差，喷管的关键气动性能则会出现天壤之别。而在实际使用过程中，双喉道气动推力矢量喷管始终处于高温高压的工作状态，有时内外压差将达到十余倍的环境压力；同时喷管需要承受1500K左右的高速气流冲刷，极易导致型面变形。因此，为了保证型面精度，需要综合考虑气动、热变形和结构强度因素进行喷管的设计。

控制难度大，迫切需要进行“飞机-发动机-喷管”一体化控制

对于气动推力矢量喷管来说，大多数情况下推力矢量的产生本质上就是喷管内流场中流动的分离与再附，存在一定的非定常性。仅依

靠针对气动推力矢量喷管阀门、开关等的监控难以实现实时的闭环反馈控制，为喷管的精确控制带来了难度。需要研究建立喷管关键型面壁面压力分布或者分离点监控的手段，或者通过大量计算和试验建立起较为准确的数据库，来确定喷管的控制方法和控制程序。若需要从航空发动机压气机引气，或者影响喷管进口静压（即涡轮背压），部分工况下会对发动机总体工作产生影响，则需要站在发动机整体的角度，综合控制发动机和喷管。而推力矢量喷管产生的力和力矩对飞行器姿态产生影响，从这个角度上来说，对于具备推力矢量功能的发动机、特别是装备气动推力矢量喷管的发动机来说，需要站在更高的总体角度谋划控制系统，将气动推力矢量喷管作为和飞行器、发动机同样的层次参与控制。

结束语

作为气动推力矢量喷管的重要分支，双喉道气动推力矢量喷管凭借优异的综合气动性能，具备优秀的工程实用潜力。短期内，双喉道气动推力矢量喷管有望在无人机、靶机、导弹等平台上开展应用研究，积累喷管与飞行器、发动机总体匹配相关经验。未来，凭借高落压比推力矢量角大、响应迅速的特点，双喉道气动推力矢量喷管完全可以作为推力矢量喷管的典型代表，在超声速战斗机和无人机上取得应用。

航空动力

（徐惊雷，南京航空航天大学能源与动力学院副院长，教授，主要从事发动机内流气动力学、推力矢量技术、宽速域高超声速飞行器推进系统、流动控制、风洞试验技术等研究）