

先进气动推力矢量控制技术的应用与需求分析

Application and Demand Analysis of Fluidic Thrust Vectoring

■ 富佳伟 王辰 刘超 许保成 / 航空工业沈阳所

随着未来国际战争形势的复杂加剧，对战斗机的能力需求不断提升，飞机气动设计难度不断增大，而气动矢量技术在气动、隐身、控制上的优势，为先进战斗机的气动设计提供了解决方案，随之而来也产生了一系列工程设计难题和新的技术发展需求。

空战制胜机理的演变，促使先进战斗机应同时具备空域、速域、敏捷可控机动、电磁域低可探测性和全向态势感知，以及自主、通信、人工智能等技术赋予的战场信息认知能力^[1]。从波音公司、洛克希德-马丁（洛马）公司此前公布的下一代作战飞机布局发展脉络可以看出，他们均倾向于采用极简式布局。该布局兼顾了全向高隐身、全速域高机动、远航程广域覆盖等平台级能力，但由于飞机取消了安定面和部分操纵舵面，稳定性和操纵能力有限，许用迎角、配平升阻特性等气动设计问题均面临着诸多挑战。气动矢量的问世为极简式布局设计问题提供了可能的解决方案。气动矢量可以提高飞机的机动性和敏捷性，尤其是过失速状态的机动能力，也可以减少飞机舵面面积或数量从而降低飞机的阻力和减轻质量，同时还能缩短起飞/着陆距离，提升飞机起降性能。气动矢量通过喷管内巧妙的气流控制直接实现主喷流的矢量偏转，相比于传统的机械矢量，具有更低的结构复杂度和制造成本、更高的灵敏度和响应速度、更好的内外流气动特性，以及电磁/红外隐身特性。面向先进战斗机高隐身、高机动能力发展需求，具有广泛的应用前景。



洛马公司 / 2012 年方案



波音公司 / 2011 年方案



洛马公司 / 2017 年方案



波音公司 / 2016 年方案

美国下一代作战飞机概念方案向极简式布局方向发展

气动矢量技术的应用

推力矢量技术总体来说经历了两次重大的跨越，一次为机械矢量的诞生，另一次为气动矢量的问世。机械矢量已广泛应用于F-22、苏-57等现役战斗机，能够灵活地实现推力矢量功能，但普遍存在质量大、热防护难、隐身性差、可靠性低、成本高等问题，这些都将限制其在未来具有更高推重比的航空发动机上的使用。因此，技术优势更明显、综合性能更突出的气动矢量走上了历史的舞台。

开创气动矢量技术应用先河的是“北极星”A3导弹，采用激波矢量控制方式对导弹姿态进行控制。激波矢量原理是通过注入二次流动

与喷管超声速气流产生干扰，利用流体经过斜激波后方向发生偏转实现矢量。激波矢量对喷管改造程度较小，易于实现，且控制原理简单，对喷管型面无特殊要求，但推力损失较大，且仅在喷管超声速状态下有效。

英国工业界和多所高校合作研制的无舵面技术验证机“恶魔”（Demon），仅依靠同向流康达（Coanda）附壁气动矢量和环量控制技术于2010年9月完成了俯仰和偏航飞行，在人类航空史上具有里程碑意义。

英国BAE系统公司与曼切斯特大学合作开发的具备射流控制系统的“岩浆”（Magma）无人机于2018

年实现了首飞，该无人机采用了包括机翼环量控制和气动矢量控制的射流控制技术，其气动矢量控制同样利用了康达附壁效应。康达附壁气动推力矢量效率较高，矢量角大，但在高落压比状态下矢量效果较差，不适于宽速域加力战斗机。

南京航空航天大学研制的“暗流”无人验证机和“驭风”无舵面无人验证机采用气动矢量实现了飞行控制。其中，“暗流”验证机采用基于康达效应的无源气动矢量喷管完成了高机动飞行，“驭风”验证机则采用无源双喉道气动矢量喷管实现了无舵面偏航、滚转机动演示飞行。双喉道气动矢量效率高，矢量角大，且适用的落压比范围更宽，但对喷管型面要求较高，须进行特殊设计。

总体来看，基于飞机对推力矢量设计的不同需求，目前已形成以激波矢量控制、康达附壁、喉道偏移式等矢量控制方式为代表的较为成熟的气动矢量设计技术体系。

对飞机的增效赋能

越南战争后，美国空军通过对战例的分析，提出了“观察—判断—决策—行动”（OODA）循环理论。该理论是能量机动时代诞生的飞机博弈公理式模型，目前仍决定着第四代甚至未来战斗机的设计与发展。如果空战活动是由一个个OODA环组成，那么空战制胜的核心就是比敌方更快闭合OODA环并能够持续保持实现优势。

气动矢量技术能够对OODA全流程提效赋能。在能量方面，气动矢量通过提高飞机机动能力，可以快速调整有利占位、完成高度/速度的快速转化、保持能量的持续性，实现机头快速指向，使我方飞机更快地完成第一个O。在信息方面，采用气动矢量的飞机往往具有更强的雷达/红外隐身能力，可以更好地阻止敌方获取完整信息，延迟敌方判断，使敌方飞机更难完成第二个O。前两个O建立的时间差优势，为我方后续更快地决策和行动提供了先

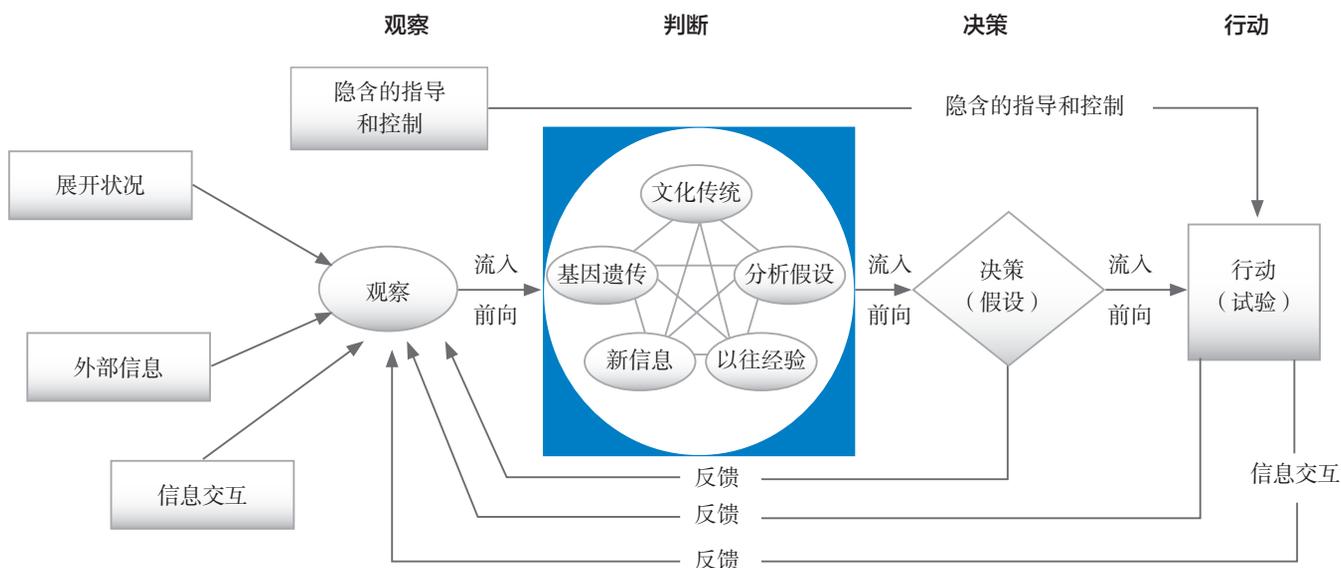
决条件，大幅提高了OODA快速闭环和空战制胜的概率。

从飞行性能上看，一方面气动矢量大幅提升了飞机过失速机动、空中加减速、滚转机动等性能，可以进行包括“眼镜蛇”机动、赫布斯特机动、柯比特筋斗、“榔头”机动和“直升机”机动等动作，实现快速OODA闭环；另一方面小偏度气动矢量可以协同升降舵、副翼参与飞机配平，通过操纵面最佳分配设计可以降低飞机巡航配平阻力，提高飞机航程和作战半径。同时飞机配装气动矢量喷管后，可以在起降时利用矢量偏转产生的推力分量贡献一部分升力，降低起降滑跑距离和着陆速度，解决舰面、高原、恶劣跑道下起降升力不足的问题。

飞发一体化的气动矢量关键技术

矢量喷管/后体型面融合

气动矢量喷管与飞机后体融合设计的全机设计参数多，气动、隐身



OODA循环模型

等多学科目标敏感性强, 需要考虑发动机推力、后体阻力、矢量效能、隐身等多方面因素, 综合设计难度极大。后体融合设计内容主要包括喷管宽高比设计、飞机后体扁平融合设计和喷管出口锯齿化设计。

喷管宽高比设计一方面影响后体收缩角、喷管扩张比等内外流设计参数, 决定了飞机的内外流气动特性, 也影响尾焰掺混及电磁波屏蔽效果, 决定了飞机的红外隐身特性。对于极筒式布局飞机, 宽高比从1:1增加到4:1, 可将马赫数(Ma) 0.8的升阻比提升5%~8%, 将 Ma 1.2的零阻系数降低2%~3%, 有利于飞机的亚声速巡航和跨声速加速特性。随着宽高比逐渐增加, 飞机的后向和侧向雷达截面积(RCS) 散射特性逐渐降低, 红外辐射特性也逐渐降低, 可见增大宽高比对飞机气动隐身特性均产生收益。但当宽高比过大时, 飞机喷流内管道圆转方带来的推力损失、后体的布局适应性设计难度, 以及对尾梁强度的影响逐渐增大, 因此宽高比

的设计须考虑总体布局、发动机尺寸、主承力结构等多专业限制与约束, 并权衡气动隐身特性, 追求综合性能的最优。

后体扁平化融合设计, 需综合全机横截面积分布、喷管侧壁尾梁等部件干扰阻力、RCS等多方面因素, 对于双发飞机, 发动机间距也作为后体融合设计的重要参考维度, 发动机大间距设计时, 发动机间尾锥往往较大较长, 这样既能减小喷流间的相互干扰, 又能降低飞机的底阻。发动机小间距设计时, 往往直接取消尾锥, 双喷管紧密布置, 这样可以尽可能消除喷管间“死水区”带来的额外阻力。因此, 在一定宽高比和侧壁板高度设计的前提下, 通过喷管侧壁与后体尾梁的扁平化融合与合理的喷管间距设计, 可以改善飞机后体表面流动分离结构, 降低跨声速干扰阻力约5%, 同时有利于降低飞机侧向RCS, 改善隐身特性。

喷管出口锯齿化设计是由于喷管后缘需基于隐身要求采用斜切相等角度的方式设计, 通过锯齿化设

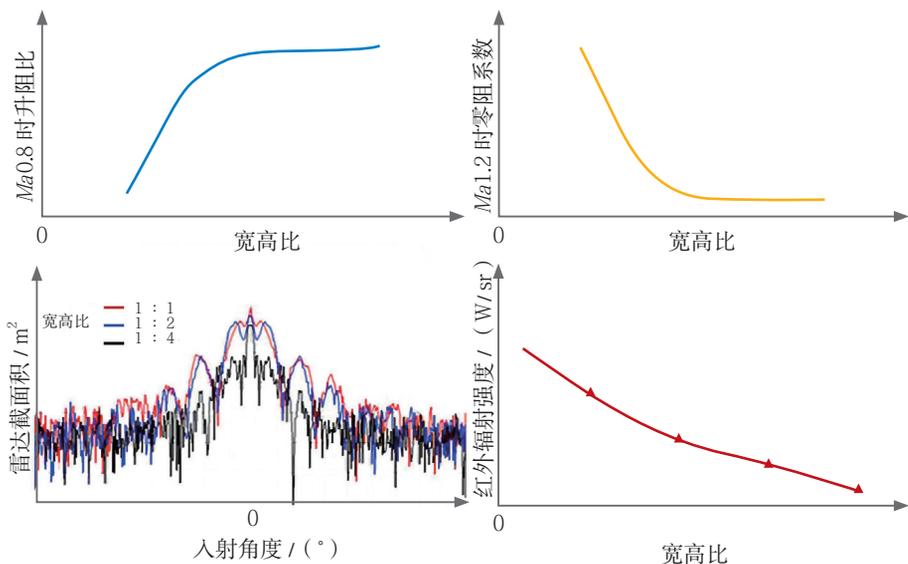
计可以减少低频电磁波边缘行波绕射, 提高隐身性能, 但锯齿对气动矢量效能影响较大, 切锯齿后喷管矢量角明显减小, 飞机俯仰控制能力降低, 在低速相同喷管落压比条件下, 有无锯齿设计的矢量角可以相差50%, 因此喷管锯齿化设计是气动与隐身折中权衡设计的结果。

高效低推力损失气动矢量

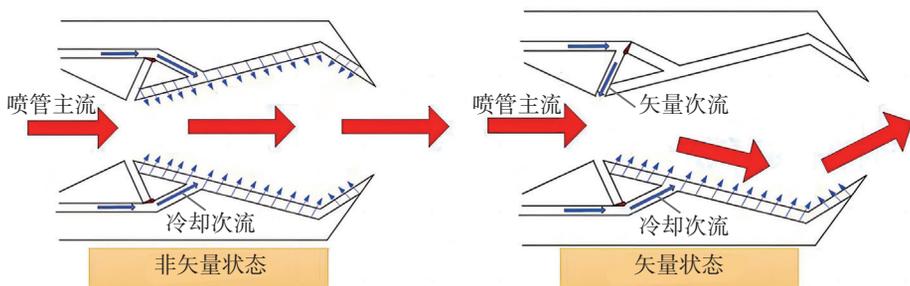
考虑气动矢量对布局平台的综合能力提升, 在矢量效能方面一般要求在小落压比条件下有不低于 20° 的矢量角, 在4~6甚至更大落压比条件下仍具备一定的矢量控制能力, 在控制精度方面要求气动矢量调节具备较好的线性度和较快的调节速率, 在推力性能方面矢量状态下的推力损失应尽可能控制在5%以内。而现有的气动矢量控制形式, 在矢量状态甚至非矢量状态下, 通常会产生推力损失。对于激波矢量控制, 高落压比矢量状态下激波可使推力损失增加10%以上, 对于双喉道等特殊气动矢量型面作用段, 在非矢量状态下也会产生7%~10%的直接推力损失, 这对于飞机往往是不能接受的。如何对气动矢量进行多参数敏感性分析与优化设计, 以最小的推力损失实现较大的矢量偏转, 是气动矢量控制的关键。随着激光、电子束、等离子体等流动控制技术的发展, 基于多物理场的先进流动控制机制为气动矢量的高效低推力损失设计提供了解决思路。

气动矢量与后体/喷管冷却次流一体化

发动机喷管作为热端部件, 需要消耗大量的冷却气, 如二元喷管, 其冷却气流量通常占到发动机进气流量的10%以上, 导致极大的推力损失,



喷管宽高比对飞机气动和隐身特性的影响



喷管冷却次流一体化方案设想

同时也带来了设计与非设计状态下的次流分配、次流通道的综合设计与总体布置、次流一体化后的红外隐身设计等一系列问题。如何实现气动矢量次流与飞机后体/喷管冷却次流的一体化设计将成为制约气动矢量进入工程应用的关键技术之一。

舵面 / 推力矢量复合操纵

气动矢量作为额外控制舵面参与飞行控制，需要获得舵面/推力矢量复合操纵控制下多种匹配设计方案与全机操纵特性的对应影响规律，设计舵面分配管理与控制架构，实现布局方案舵面/推力矢量最佳匹配设计。此外，特定飞行状态下由气动矢量带来的俯仰操纵能力，可以充分释放平尾同偏的需求，进而增强差偏的滚转能力。利用气动矢量对飞机多轴方向配平及操控的额外贡献，还可以降低飞机需用升力面积、减小舵面面积、简化布局形式，因此通过舵面/推力矢量复合操纵控制的优化设计，使极简式布局飞机的高敏捷性和高操控品质得以实现。

未来气动矢量技术的发展需求

航空武器装备是国家国防力量的重要组成部分，气动矢量技术作为飞发一体化设计的核心技术问题，是决定平台能力的关键因素之一。飞

机作为气动矢量技术的需求牵引方，从平台总体设计的角度，对气动矢量技术发展提出以下建议。

面向先进战斗机后体设计极致扁平化与融合化的设计要求，发展可定制化、与后体高度融合的异形矢量喷管形式。矢量效能方面，传统的轴对称或二维喷管具有一定的设计通用性，难以实现与后体的高度融合，飞机将更多采用如单边膨胀喷管甚至非常规几何形状喷管等异形喷管，在极大程度地释放飞机后体气动隐身设计压力的同时，也带来了矢量效率、推力损失、控制范围等一系列新的问题。

采用二维或异形喷管虽然带来了高隐身、后体扁平化减阻等收益，但受限于喷管几何形状的限制，传统的二维机械矢量多通过操纵上下调节板的偏转用于俯仰方向控制，随着气动矢量技术的引入，如何通过多自由度气动调节，或气动矢量结合轻量化的机械调节，实现具有航向或斜向多自由度推力矢量效能的设计，是先进战斗机对气动矢量的另一大需求。

随着航空工程技术的不断发展，飞机机体、机载系统对散热的需求越来越高，先进战斗机将面临更严峻的热防护和热管理问题。气动效能将不再是气动矢量的绝对唯一指标，气动

矢量对喷管甚至全机的散热冷却热综合作用将与其控制特性、推力特性同等重要，未来的气动矢量系统需把散热冷却作为主要指标输入，开展力热综合一体化方案设计。

传统的喷管由液压系统驱动调节环和喷管扩张调节片，实现喉道面积以及喷口面积比的变化控制，该结构组件具有质量大、喉部控制率低、可靠性差、部件冷却要求高等缺点。如何从气动矢量获得启发，发展气动喉道设计，使次流流动控制能同时实现内流道截面的控制以及尾喷流方向的偏转，获得飞机平台的综合收益，是广义次流流动控制的一个重要发展方向。

结束语

经过30多年的发展，成熟度的不断提升，不可替代的技术优势，使得气动矢量成为未来推进系统设计的重要方向，成为先进战斗机扩展高机动、强隐身能力的重要途径。此外，为实现在飞机上的应用，气动矢量目前仍存在诸多有待解决的工程实际问题。进一步发展具有更高矢量效率、更宽控制范围、更低推力损失、更轻结构质量的气动矢量技术仍然是战斗机设计的核心需求。与此同时，为适应先进战斗机的更高性能，后体融合、复合操纵、散热冷却、气动喉道等设计需求也给气动矢量技术的应用带来了新的挑战。

航空动力

(富佳伟，航空工业沈阳所，高级工程师，主要从事战斗机气动布局 and 进排气设计)

参考文献

- [1] 孙聪.从空战胜机机理演变看未来战斗机发展趋势[J].航空学报,2021,42(8):8-20.