航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Apr. 25 2023 Vol. 34 No.04 11-20

机载高超声速飞行器中的轴对称旋成体气动布局研究综述

王奕权，曹军伟，袁成
中国航空研究院，北京 100029

摘　要：气动布局设计是机载高超声速飞行器总体设计的必要内容之一，轴对称旋成体布局作为一种机载飞行器应用的主流布局形式之一，有着极为重要的研究价值。本文从总体和气动的视角概述了三款使用轴对称旋成体布局的机载高超声速飞行器。分析了采用此种布局的飞行器在研发过程中可能遇到的难题和阻碍，并站在工程应用的角度给出了解决这些难题和阻碍的手段。最后，展望了轴对称旋成体布局的机载高超声速飞行器在未来的发展趋势，为国内机载高超声速飞行器的研制工作提供借鉴与参考。

关键词：高超声速；轴对称旋成体；机载武器；气动布局

中图分类号：V221　　**文献标识码：**A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2023.04.002

国内外目前关于高超声速飞行器的定义有很多种，其中认可程度较为广泛的是飞行速度超过 *Ma* 5的飞行器即可称为高超声速飞行器[1]。高超声速飞行器凭借其极高的飞行速度，使得攻击方可以用其对时敏目标进行打击，并使防守方难以拦截，近年来被诸多航空航天大国列为重点研究领域[2]。

高超声速飞行器按其布局形式可分为乘波体、升力体、翼身融合体和轴对称旋成体4类[3]。具体为：(1)乘波体是一种前缘上下表面高低压隔离、边缘压力封闭的布局形式[4]，其优点是升阻特性较好，缺点是内部容积率较小，需要对外形进行修形变成类乘波体布局才能实际投入使用。(2)升力体飞行器是一种即便没有机翼等部件产生升力，也能依靠飞行器本体产生升力的飞行器，其特点是拥有很高的内部容积率。此种飞行器一般采用非吸气式的火箭发动机作为其动力来源，若要发展为吸气式飞行器，会面临巨大的外形设计挑战。(3)翼身融合体飞行器是一种将机翼和机身等部件融合而成的一体化布局形式。此种布局在气动热防护和气动控制等领域的相关技术较为成熟。但此种布局是完全三维意义上的设计，激波流场非常复杂，较难满足多模块发动机的入口条件。此种布局多用于再入式飞行器。(4)理论意义上的轴对称旋成体的外形由一条母线绕中心轴线回旋而成。实际飞行器会因追求内部装载空间和气动性能等目标，对理论外形做出一定程度的修形，并增加弹翼和舵面等结构。其优点是飞行器的外形和结构相对简单，外部激波流场复杂度较低，内部空间相对规整，装载率较高[5]。缺点是无法像乘波体那样充分利用乘波特性，因此升阻比较低，常作为高超声速导弹的构型设计。

目前，国际上已有包括俄罗斯和美国在内的多个国家宣布开展对于高超声速飞行器的研究工作。俄罗斯总统普京在2018年3月1日的国情咨文中介绍了“匕首”高超声速机载武器[6]。美国在2017年7月举办的推进与能源会议上透露洛克希德-马丁公司正以SR-72为载体开展高超声速飞行器的研究。截至2021年，美方在高超声速领域的科研预算已达32亿美元[7]。我国也开启了对于高超声速飞行器的研究工作，由厦门大学和北京凌空天行科技有限公司联合开发的“嘉庚一号”带翼可回收重复使用火箭于2019年4月发射成功，目的是验证火箭的回收使用技术。

作为一项高新技术，国内外对于高超声速飞行器的研究尚有较大空间，而对于机载高超声速飞行器这一细分研究领域的研究更是相对不足。本文以机载高超声速飞行器

收稿日期：2022-10-18；退修日期：2023-01-12；录用日期：2023-02-05
引用格式：Wang Yiquan, Cao Junwei, Yuan Cheng. Review of aerodynamic layout of axisymmetric rotating body in airborne hypersonic vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(04): 11-20. 王奕权，曹军伟，袁成. 机载高超声速飞行器中的轴对称旋成体气动布局研究综述[J]. 航空科学技术, 2023, 34(04): 11-20.

常用的轴对称旋成体布局为背景展开研究，梳理采用此种布局的飞行器，并以总体和气动设计的视角对应用轴对称旋成体布局的机载高超声速飞行器在研发过程中可能碰到的难点和阻碍进行分析，并给出工程化的应对手段和突破现阶段“瓶颈”的发展方向。

1 采用轴对称旋成体设计的高超声速飞行器

为尽可能直观且全面地展现轴对称旋成体布局在高超声速飞行器上的应用，本节选取了三款研发时间不同、研发进展不同、采用动力不同的飞行器，主要站在总体和气动角度针对三款使用轴对称旋成体布局的高超声速飞行器进行剖析：(1)已经在实战中使用的“匕首”高超声速武器；(2)发展历史较早的HyFly项目；(3)美国空军近几年重点投入研发的HAWC和HACM项目。值得一提的是，立项时间较早的项目受到当时技术水平的限制，倾向于采用传统意义上的轴对称旋成体作为其外形，以降低研发时的技术难度，进而保证项目的推进速度；而立项时间较晚的项目，得益于技术积累，会倾向于在传统意义上的轴对称旋成体基础上对外形做出一定程度的改变，以提高飞行器的气动性能。

1.1 “匕首”

“匕首”导弹外形和基本参数如图1和表1所示，此导弹的外形与2006年率先列装俄罗斯陆军的“伊斯坎德尔-M”地地导弹极为相似，可在某种程度上理解为将路基发射的地地导弹改装为空基发射的空地导弹。“伊斯坎德尔-M”导弹的外形和基本参数如图2和表2所示。从表2中可见，其二者的基本参数一致度较高，但在最大速度和最大射程方面，“匕首”相较于“伊斯坎德尔-M”有了巨幅提升，造成此种巨大差异可能有如下几方面原因：(1)载机可提供相较于地面车辆更高的发射高度和发射初速度。(2)“伊斯坎德尔-M”的480km标称射程受到《中导条约》限制，其实际射程很可能超过500km，造成“匕首”相较于“伊斯坎德尔-M”的射程提升幅度可能存在一定的虚度。(3)“伊斯坎德 尔-M”所采用的低平弹道会抑制有效射程，而“匕首”采用的是有利于增长射程的高抛弹道。

从上述对比可看出，空射相较于路基发射能够使几乎同样的作战装备产生巨大的性能变化，但为了适应机载空射的使用需求，导弹在机载适配性方面可能面临一些难题：

(1) 在外形方面，“伊斯坎德尔-M”导弹尾部直径较大且截面较为平直，此种外形会在机载外露飞行模式下产生较大的气动阻力，进而使飞机的作战半径减小，最终导致战略、战术目标的规划受到影响。为了解决这一难题，设计人员在

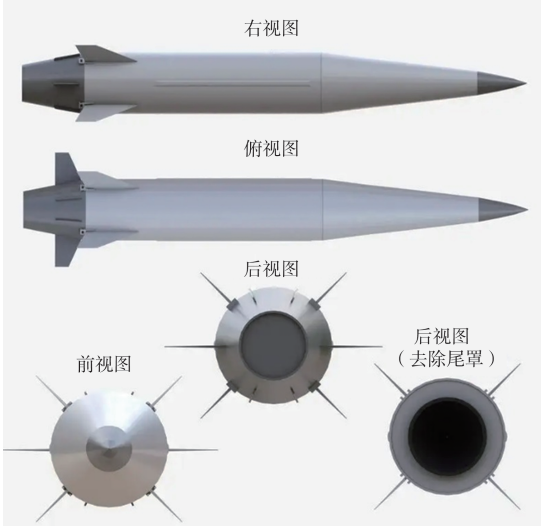

图1 “匕首”高超声速导弹

Fig.1 The Kinzhal hypersonic missile

表1 “匕首”导弹的基本信息[9]

Table 1 Basic information about the Kinzhal missile[9]

基本参数	长度/m	7.2
	直径/m	1.2
	翼展/m	1.6
	发射质量/kg	4300
基本性能	最大速度	*Ma* 10
	最大射程/km	2000
分系统	战斗部	核或高爆战斗部
	制导	INS，飞行中段更新指令，末段雷达导引
	助推	固体燃料火箭发动机

“伊斯坎德尔-M”的尾部加装了一个拥有一对水平小翼的尾罩，用以减小机载外露飞行模式下的底阻，同时此尾罩还能起到对导弹内部发动机喷管及部分控制元件的保护作用。

(2) 在使用模式方面，从地面发射的“伊斯坎德尔-M”在竖起后可直接点火发射，而改为机载空射后，需要对发射方式进行重新设计。为此，设计人员为其设计了机载挂点和相配套的载机发射架。为了保证载机发射时的安全，导弹的发射模式改为：先由发射架将全弹以弹射方式离机，至安全距离后，导弹抛掉尾罩，随后弹体尾部的助推器点火，开启自主飞行模式。

目前，“匕首”导弹可形成两种作战样式：(1)由米格-31K携带一枚，米格-31K虽为一款较老的机型，但其最大速度依然可达*Ma* 2.83，“匕首”导弹配合此载机可以实现一种“快+快”组合的方式进行作战。(2)由升级后的轰炸机图-22M3携带4枚。凭借单机较大的挂载量，形成“多+快”[8]的作战样式。

图2 “伊斯坎德尔-M”导弹

Fig.2 Iskander-M missile

表2 “伊斯坎德尔-M”导弹的基本信息

Table 2 Basic information about the Iskander-M missile

基本参数	长度/m	7.2
	直径/m	0.95
	发射质量/kg	3800
	战斗部质量/kg	480
基本性能	最大速度	*Ma* 5.9
	最大射程/km	480
分系统	战斗部	核或高爆战斗部
	制导	惯性制导+卫星导航(GPS/GLONASS)+景象匹配制导
	助推	固体燃料火箭发动机

1.2 HyFly

“高超声速吸气式导弹”(HyFly)[10]项目开始于2002年，此项目是美国国防预先研究计划局(DARPA)和美国海军联合研制的项目，其最大的技术特点是研制出的吸气式飞行器采用双燃烧室冲压发动机技术。采用双燃烧室冲压发动机技术的一项核心优势是能够降低方案的风险，因为相较于纯粹的超燃冲压发动机，双燃烧室冲压发动机的起动马赫数较低，易于起动。

此项目在技术层面的目的是希望提升双燃烧室超燃冲压发动机技术成熟度，在战术层面的目的是满足美国海军对于监视目标的快速打击需求。项目的成功目标为：验证飞行器具备 *Ma* 6的巡航速度，射程达到740.8km，并且飞行器能够完成内含子弹药的布撒任务。HyFly的飞行任务示意图如图3所示。

HyFly飞行器的头部为圆锥状，在头部与弹身中间的过渡段左右两侧设有进气道，采用的进气方式为肩部进气，进气道在载机带飞过程中被进气道罩外封。载机将其发射后，助推级点火将HyFly推至亚燃冲压发动机适合的工作速度，此时完成进气道罩抛除和助推级分离动作，飞行器进

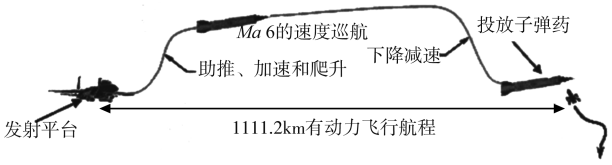

图3 HyFly飞行任务示意图

Fig.3 Schematic diagram of HyFly's flight mission

入自主飞行状态。飞行器的后部设有4片X形舵面，助推级上设有安定翼，用以满足不同阶段飞行器对于操控性和稳定性的需求。HyFly飞行器的外形如图4所示。

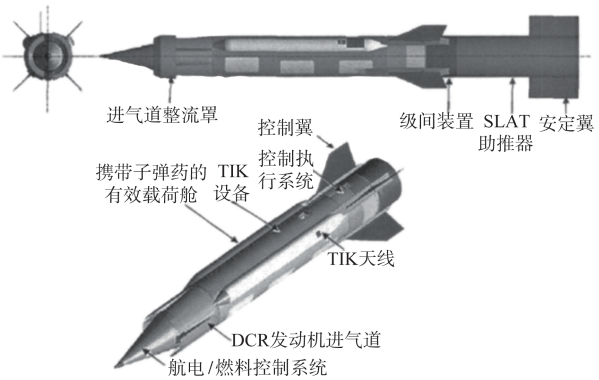

图4 HyFly飞行器

Fig.4 HyFly aircraft

HyFly项目原定于2007年1月进行首次飞行验证，但由于双燃烧室冲压发动机的地面调试进度落后，飞行器的首飞推迟至2007年9月进行。此次飞行验证由于燃油系统问题，致使飞行器的速度未达到预期的 *Ma* 6，仅达到 *Ma* 3.5，首次飞行试验以失败告终。在2008年1月，第二次飞行验证由于燃油泵故障导致试验失败。在2010年7月，第三次飞行验证由于飞行器内部电池电压过低导致飞行软件出现故障，第三次即最后一次飞行试验验证也以失败告终。

1.3 HAWC和HACM

美国海军和美国空军都有使用高超声速武器的需求，但武器的研制思路和发动机技术的选取不尽相同。美国空军主要以双模态超燃冲压发动机技术作为其发展路线，而美国海军主要以双燃烧室冲压发动机技术作为其发展路线。根据现有公开资料的解读，美国空军的双模态超燃冲压发动机技术的发展路线较为明确，但美国海军的双燃烧室冲压发动机技术依然处于多方案优选状态，发展路线尚不完全明确[11]。

“吸气式高超声速武器概念”(HAWC)项目是美国空军针对吸气式高超声速武器概念的一次验证，美国空军希望研制一种将碳氢燃料作为动力，飞行速度在 *Ma* 5~6，射程

在1000km以上的空射高超声速武器[12]。HAWC项目作为X-51项目的继承项目，目标是对空射高超声速武器的关键技术进行验证[13]。验证的关键技术在于：(1)对所使用的双模态超燃冲压发动机的工作时间进行测试和验证；(2)解决武器在高超声速巡航时的热管理和热防护问题；(3)在导航及制导领域取得进展。

目前有洛克希德-马丁和雷神两家公司针对美国空军的HAWC项目展开了飞行器的研发工作，但此项目披露出的飞行器图片较少，且均为示意性概念方案图，其中洛克希德-马丁公司的飞行器方案与轴对称旋成体布局的贴合度较高。洛克希德-马丁公司和雷神公司的飞行器概念图分别如图5和图6所示。

图5 洛克希德-马丁公司公布的HAWC项目飞行器效果图

Fig.5 Lockheed Martin released a rendering of the HAWC program vehicle

图6 雷神公司公布的HAWC项目飞行器效果图

Fig.6 Raytheon released a rendering of the HAWC program vehicle

HAWC项目的最新进展是：洛克希德-马丁公司的飞行器于2022年春季取得了试飞成功。雷神公司的飞行器也于2022年7月初第三次成功开展了飞行器的自由飞行试验。

目前HAWC项目的进展相对顺利，主要验证的关键技术日趋成熟。但演示验证机主要为了验证双模态超燃冲压发动机技术，机上包括导引系统在内的诸多系统可能并不完善，飞行器的可靠性尚待提高，无法作为实际武器列装空军。美国空军为最终实现其列装空射吸气式高超声速武器的目的，在HAWC项目的基础上又开展了“高超声速攻击巡航导弹”(HACM)项目。此项目的目的是在HAWC项目验证的多项关键技术的基础上研发一款实际型号，用以支撑空军对远程防区外时敏目标的打击能力。HACM项目目前披露出来的资料较少，其中雷神公司放出的HACM项目的飞行器效果图如图7所示。

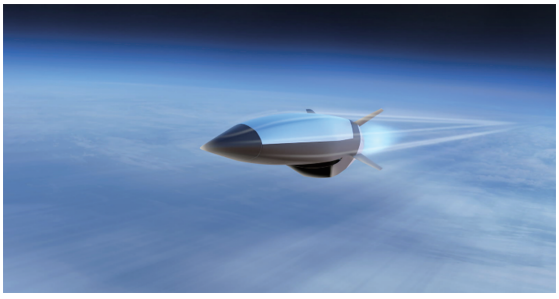

图7 雷神公司公布的HACM项目飞行器效果图

Fig.7 Raytheon released a rendering of the HACM project vehicle

通过对不同公司和机构披露出的HAWC项目和HACM项目效果图进行分析，可以得出的结论是：

(1)有类似乘波体布局的飞行器方案出现，也有类似轴对称旋成体布局的飞行器方案出现。这可能是因为不同公司所选用不同设计方案时考虑的侧重点不同：乘波体布局的飞行器拥有较好的升阻特性，但生产难度大，生产费用高，即便是军事强国目前尚难大批量装备；而采用轴对称旋成体布局的方案在气动性能上虽不及乘波体布局，但其设计难度较低，外形易于加工制造，生产成本低。针对机载武器这种需要大量消耗的一次性装备，其对于生产成本和生产效率较为敏感，采用轴对称旋成体作为其布局形式，更容易实现“打得起，供得上”的实战使用需求。

(2)与X-51的发射方式类似，几款飞行器在空射后均使用助推器使飞行器达到冲压发动机工作的速度。一般双模态超燃冲压发动机的亚燃模式可将发动机的起动速度下限降至*Ma* 3，但多数载机依然难以提供高于此马赫数的带飞速度，增加助推器可以填补载机带飞和冲压发动机起动间的速度域空缺，但助推器庞大的体积使得机载武器难以实现内埋的挂载方式，无法最大限度地发挥先进战机的隐身和机动优势。未来双模态超燃冲压发动机技术的一大发展目标即是进一步降低发动机起动速度，最终实现载机发射后无须助推即可自主飞行。

（3）部分效果图未展示进气道形式，但展示出进气道形式的方案均采用下腹部进气。机载武器发射后多以较小的正迎角进行飞行，采用下腹部进气可利用发动机前的弹身作为前体对来流进行压缩，以提高进气性能。

（4）飞行器控制面布局类似，多依靠一组×形尾舵进行飞行姿态控制，这意味着在高超声速飞行条件下，一般一组尾舵即可满足飞行器对于稳定性和机动性的需求。

2 轴对称旋成体高超声速飞行器的设计阻碍

轴对称旋成体布局的飞行器虽然已经出现在实际作战当中，但“匕首”高超声速导弹仅依靠其尾部的助推器作为动力来源，飞行器本身无动力。因此人们所期待的拥有进气道和发动机，具备依靠自身动力进行飞行的吸气式高超声速飞行器依然未实际使用，其原因是此类飞行器在研发阶段面临众多尚无法完全解决的技术难题。本节站在总体和气动的角度对轴对称旋成体高超声速飞行器设计过程中的技术难题，以及独特的表面流动特性进行阐述。

2.1 超声速条件下细长圆锥体表面非对称绕流现象

与著名的卡门涡街现象类似，轴对称的细长圆锥体表面会在超声速条件下出现非对称绕流现象。针对此种现象，谢昱飞等[14]开展了轴对称细长圆锥体在低超声速、不同迎角的工况下的表面气体流动特性分析工作，对不同迎角下对称圆锥体表面出现非对称绕流旋涡的特征及演化规律进行研究，指出在垂直于中心横截面上的流动结构失稳仍是由对称向非对称转化的机制，并给出了一种能够依据当地侧力对所产生旋涡的结构形态进行判定的方法。代光月等[15]提出一套轴对称圆锥体在高超声速条件下气动热环境计算方法，其使用的计算方法在精度上相较于经典流线法有所提升。具体计算了圆锥体在 *Ma* 9.86 的来流速度下，处于0°、8°和16°迎角时的表面热流，表面热流分布如图8所示。

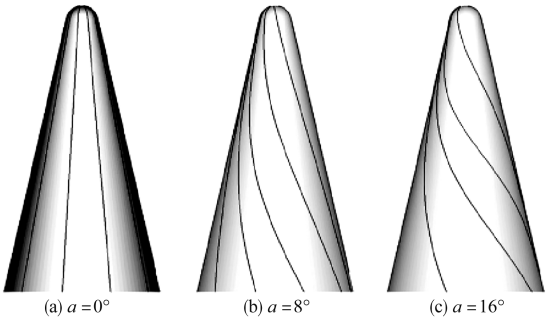

图8 圆锥体在迎角分别为0°、8°和16°时的壁面流线分布图

Fig.8 Wall streamline distribution of cone at angles of attack of 0°, 8° and 16°

此现象为轴对称旋成体飞行器在高超声速条件下飞行时会出现的独特流动特性，会导致飞行器出现旋转趋势。此现象在流动机理层面依然值得研究，特别是对轴对称旋成体机载武器与载机分离时，此独特流动现象产生的流场与弹机间本就复杂的流场的耦合进行研究。在工程层面可以利用控制系统调节舵面偏转角以抵消由此现象产生的旋转力矩，此方法带来的负面影响是会使飞行器的飞行阻力增大，后续可考虑对外形进行优化以减少对于气动性能的不利影响。

2.2 多组舵面的气动干扰难题

早期研究高超声速飞行器舵翼干扰问题大多集中在鸭翼的大小与安装位置对于主翼的气动影响上[16]，由于受风洞条件限制，众多研究舵翼干扰问题的试验马赫数范围也大多在4以下[17]。

Allen 等[18]在2005年时开展了对于十字形边条翼和直列尾翼的轴对称导弹空气动力学研究，具体研究了7种不同布局形式的导弹前翼对于后翼的气动影响，如图9和图10所示。

得出的结论是在 *Ma* 0.6~4.63 的来流条件下，随着马赫数的增加，弹体纵向压心随马赫数变化而变化，弹体的稳定

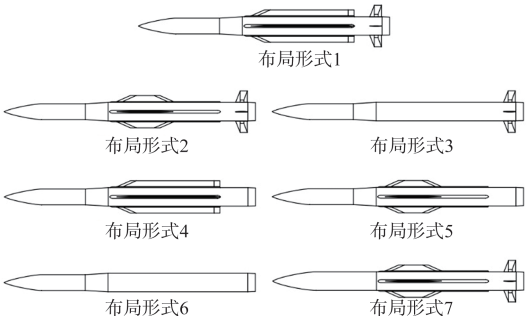

图9 7种不同试验外形

Fig.9 Seven different test shapes

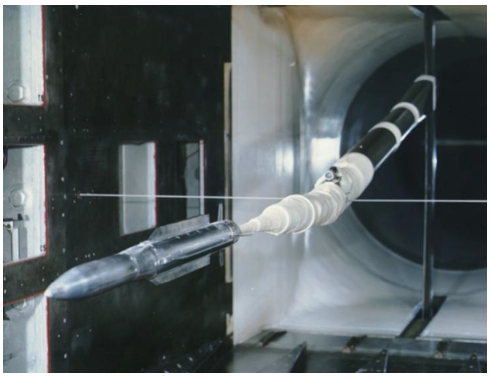

图10 试验形式

Fig.10 Test form

性有随着马赫数增加而下降的趋势。前翼的长度增加会使弹体法向力增大，利于弹体稳定性的提高。铰链力矩在亚声速和跨声速时较大，而在超声速条件下几乎可以忽略不计。

Zhang等[19]在2013年研究了前部采用“×”形舵面，后部采用“+”形舵面布局的导弹在速度范围为*Ma* 2.5~4.0的气动特性，分别采用DATCOM和计算流体力学（CFD）两种数值模拟方法对所设计的导弹进行气动数值模拟仿真，并与风洞试验结果进行对比。探究了前部“×”形舵面对于后部“+”形舵面的气动干扰程度。得到的结论是：在小迎角条件下，前部“×”形舵面产生的涡流可以顺利通过后部“+”形舵面，此种构型可以满足导弹飞行时高稳定性需求。

邓帆等[20]借助CFD方法和风洞试验，研究了一种全动舵面飞行器在34km高度、*Ma* 6条件下的舵翼干扰对于全机升阻比的影响，试验模型及装置示意图如图11所示。

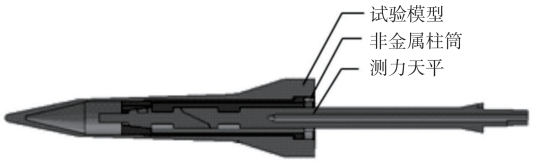

图11 试验模型、天平及隔热套装配示意图

Fig.11 Test model, balance and insulation sleeve assembly diagram

研究结果表明：（1）全动舵面的舵偏角在5°以下时，对于全机的升阻比影响较小；但在舵偏角较大，特别是大于10°时，对全机升阻比的影响程度迅速非线性增加。（2）在相同的舵偏旋转量条件下，负舵偏角对于全机升阻比的负面影响程度明显高于正舵偏角。（3）全动舵面在高超声速条件下受主翼的气动干扰较为强烈，在–20°~20°舵偏角变化时，全动舵面的铰链力矩存在两次反号现象。

赵佳等[21]通过数值求解RANS方程的方法研究了高度为26km、*Ma* 6条件下高超声速飞行器的安定面和全动舵面的气动干扰问题，分析了安定面影响全动舵面舵效的关键参数，安定面和全动舵面的布局形式如图12所示。

研究结果表明：（1）随着安定面和全动舵面的水平间距增加，全动舵面受安定面气动干扰程度减弱，舵效增加，且此特性受迎角和舵偏角影响较小。（2）安定面和全动舵面的垂直间距对于舵效的影响与迎角相关：迎角为正时，全动舵面相较于安定面靠下，舵效较高；迎角为负时，全动舵面相较于安定面靠上，舵效较高。（3）安定面的前缘后掠角增加有利于舵效增加。（4）安定面与全动舵面的展长之比为1

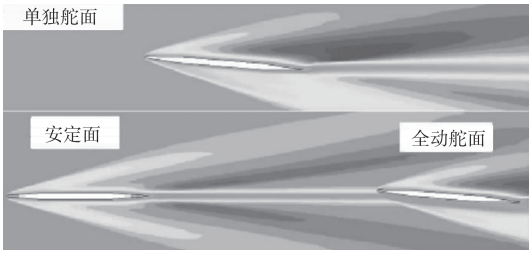

图12 安定面和全动舵面的布局形式

Fig.12 Layout of stabilizer and full rudder surface

时，全动舵面受安定面翼尖涡影响最大，此时舵效最低。（5）在考虑机身存在时，安定面对于全动舵面干扰机理未变，但干扰程度显著下降，约变为不考虑机身存在时的30%。

目前对于高超声速飞行器舵翼干扰问题的研究从早年间的低马赫数逐步提升至*Ma* 5以上，目前对于*Ma* 6左右的拥有两组舵面的轴对称旋成体高超声速飞行器的舵翼干扰问题研究相对充分，但对于*Ma* 8~10甚至更高马赫数的研究较为匮乏，并且现有研究的内容大多是在无干扰自由来流条件下对于舵翼干扰问题进行研究，针对模拟弹机分离时复杂扰流条件下的舵翼干扰问题的研究相对较少。站在项目研发的角度，想要研发一款飞行速度在*Ma* 8以上的旋成体机载武器，现有研究成果支撑性依然不足，研发所面临的技术挑战较为艰巨。

2.3 “流—热—固”耦合难题

高超声速飞行器在飞行过程中承受着巨大的气动载荷，气动力的加载会使结构发生形变，结构的改变又会反过来影响飞行器表面的流场。而气体来流带来的不仅仅有气动载荷，同时也带来了气动热，热量的加载也会使飞行器外形和内部结构产生形变，此种形变会反过来影响飞行器的流场和温度场。飞行器在气动力和气动热的加载下，流—热—固物理场间相互影响、相互反馈，形成一种复杂的耦合关系[22]，其关系如图13所示。热气弹问题目前是高超声速飞行器难以回避的问题，因其具有复杂性和危险性，近年来被诸多学者研究[23]。

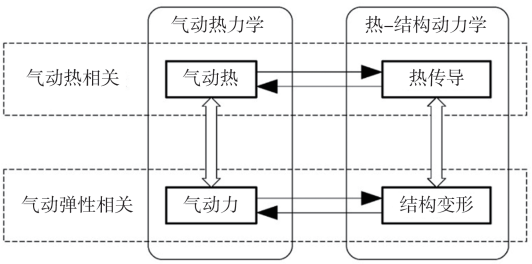

图13 流—热—固耦合关系图

Fig.13 Diagram of fluid-heat-solid coupling relationship

轴对称旋成体高超声速飞行器多由细长形的弹体和一组或多组舵面构成，舵面又大多采用全动舵面，这就在两个方面容易出现热气弹问题：一是其细长的弹体弯曲模态频率较低，与一些短周期刚体模态相近[24]。SR-71和YF-12就由于机身弯曲模态和短周期刚体模态耦合而出现了体自由颤振[25]。二是由于采用全动舵面，舵面的舵轴会在气动热的加载下降低刚度，导致发生颤振的可能性提高。并且全动舵面不可避免地存在间隙，作为薄弱环节会使当地流场变得更为复杂，这会在一定程度上降低颤振边界[26]。目前高超声速导弹为了提高打击能力会尽可能提高导弹的机动能力，这意味着导弹可能会面临在高马赫数条件下做出大迎角机动的实战情况，此时舵偏角较大，舵面的流场复杂度较高，可能会出现舵面抖振。

在结构上产生的热气弹变形每时每刻都不同，如果不能精准预测飞行器的结构变形，会使控制系统无法按正确的控制率来调节飞行器的姿态。特别是某些高超声速导弹为了追求更好的机动性而放宽了稳定性，从而加剧了热气弹和控制系统的耦合，这种耦合最终往往会导致飞行器失控甚至解体。

解决热气弹难题的有效途径是开发出一种具备快速性和精确性的预测手段，实时预测飞行器上由热气弹导致的结构变形，进而利用控制系统进行补偿控制，最大限度抵消负面影响。目前国内现有的技术水平很难同时满足预测的精确性和快速性，但已经有众多学者开始对此问题进行研究，预计在未来几年内会取得突破性进展。

2.4 超燃冲压发动机风洞试验受阻

目前唯一实际使用的高超声速武器“匕首”，其工作方式为使用火箭助推使其达到高超声速，然后以无动力方式依靠惯性飞抵目标。但使用者为了追求更好的操纵性，会希望飞行器保持有动力的飞行模式来实现高超声速巡航。而保证飞行器实现高超声速巡航飞行的关键则是超燃冲压发动机[27]。

超燃冲压发动机不同于传统的涡喷发动机，它没有风扇和压气机，而是仅依靠涵道和机身构型实现对于空气的压缩。发动机整体构造较为简约，无任何多余作动部件消耗能量，因此此种发动机的效率很高，非常适宜高超声速飞行时使用。但缺点同样明显，此种发动机无空气压气机，只能依靠来流实现自然进气，因此无法在低速时工作。解决此问题的方法一般是将超燃冲压发动机和其他发动机进行组合使用，如与火箭发动机组合，在低速时使用火箭进行助推加速，待飞行器达到超燃冲压发动机适合的工作速度时再点燃冲压发动机。

超燃冲压发动机的点火和点火后保持稳定燃烧是发动机研发的难题，其难度如同在飓风中点燃一根火柴并保持不灭。目前针对飞行 Ma 4~7的超燃冲压发动机技术已经取得了一系列突破，但这也仅限于英、美等少数在此领域投入较多的发达国家，超燃冲压发动机的相关技术总体成熟度依然不高。

由于气动加热约与飞行速度的三次方成正比，针对飞行 Ma 8~10的飞行器，其自由来流的滞止温度超过2500K，燃烧温度的上限远大于3000K，超燃冲压发动机在热防护上面临难题[28]。

超燃冲压发动机在做风洞试验时同样面临难题：一般受风洞尺寸限制，需要使用发动机的缩比模型进行试验，为了保证一系列无量纲数的相同[29]，需要更高的来流压力才能满足模拟条件，试验所需超高的总温和总压条件对风洞试验设备提出了极高的需求。就总温而言，常见的连续式风洞一般不超过1000K，而想要模拟飞行高度在30~40km，飞行 Ma 8~12的高超声速飞行器，其所需的总温和总压见表3。

表3 不同高度和马赫数下总压 p_0 和总温 T_0

Table 3 Total pressure p_0 and total temperature T_0 at different altitudes and Mach numbers

Ma_f	H_f/km	T_0/K	p_0/MPa
8	30	2619	18.7
	35	2710	9.2
	40	2831	4.8
10	30	3688	114.7
	35	3790	57.8
	40	3917	31.0
12	30	4915	575.0
	35	5025	296.2
	40	5168	163.6

常规风洞很难满足超燃冲压发动机的风洞试验需求，为了解决这一难题，中科院力学所研制了一款使用爆轰驱动的超高速高焓激波风洞[30]，其能够模拟 Ma 10~25、飞行高度30~70km的高超声速飞行器，最高总温可达8500K，但此风洞目前依然在建设当中，尚未正式投入使用，国内的超燃冲压发动机目前依然面临很难找到合适的风洞进行试验的阻碍。

轴对称旋成体作为一种易于与发动机进行结合的布局形式，由于受超燃冲压发动机试验手段限制，此种布局的飞行器从无动力滑翔到依靠超燃冲压发动机进行有动力巡航的发展路径遭遇“瓶颈”。因此，要想突破此“瓶颈”，需要加

快对于超高速高焓激波风洞的建设工作，并在后续建设更大尺寸的风洞以提高试验能力。

3 结论

如前文所述，轴对称旋成体布局的高超声速飞行器凭借其众多优点在高超声速飞行器领域，特别是机载高超声速武器领域有着非常重要的价值。本文概述了三种使用轴对称旋成体作为布局形式的高超声速飞行器，并站在总体和气动角度梳理了此类飞行器设计过程中的技术难题。据此得出如下结论：

（1）轴对称旋成体高超声速飞行器外形相对简单，外形设计参数较少，设计成熟度相对较高。但研制此类飞行器对于空气动力、控制技术、推进技术、材料与结构领域依然构成巨大挑战。实现此类飞行器进行高超声速巡航的核心部件即是超燃冲压发动机，但在保障发动机研制的基础设施上，如能满足超燃冲压发动机进行风洞试验的风洞，总体建设程度尚不能满足研制需求。轴对称旋成体高超声速飞行器的相关配套技术的研究及研究保障手段依然需要大力发展。

（2）轴对称旋成体高超声速飞行器主要升力面和操纵面基本来自舵面，多组舵面的气动干扰问题目前研究尚不充分。早先研究大多集中于“×”形舵面和“+”形舵面的气动干扰，并且速度大多在 *Ma* 5 以下。目前对于飞行速度在 *Ma* 6 及以下的高超声速飞行器的舵翼干扰问题研究相对充分。但若要设计一款舵面布局较为独特、速度在 *Ma* 8 甚至更高的旋成体高超声速飞行器，在解决舵翼干扰问题方面可参考的研究成果较为匮乏。

（3）在设计水平和生产力水平未发生颠覆性变化的未来短时期内，机载高超声速飞行器的气动布局形式可能朝着两方面进行发展：对于有特殊任务使命的机载高超声速飞行器，更倾向于使用乘波体作为其气动布局形式，用较高的设计难度、较长的研发时间和较高的制造费用换取较为出色的气动性能，以满足执行特殊任务所必需的飞行器性能。鉴于目前各航空大国都未实现机载高超声速飞行器大规模列装，对于此种可能将作为未来要大批量使用的主战型装备，各国的迫切需求是：尽快实现军队全面列装和满足列装后较为庞大的战时消耗。这就需要一种易于设计、易于生产并且使用成本较低的高超声速飞行器，轴对称旋成体布局与此需求有着较高的贴合度。

目前唯一在实战中使用的“匕首”高超声速导弹虽然已取得不错的战果，但其庞大的外形和较大的重量在一定程度上限制了其在实战中的使用。未来此类构型的机载高超声速飞行器研发的重点会朝着小型化和轻型化方向发展，使其具备内埋于机身弹舱的能力，以便充分发挥战机的隐身特性，并且飞行器将具备廉价性和生产快速性，避免出现一经实战消耗就面临后续供给不足的尴尬局面。 AST

参考文献

[1] 李思冶，查柏林，王金金，等. 美俄高超声速武器发展研究综述[J]. 飞航导弹，2021(3):31-37.
Li Siye, Zha Bolin, Wang Jinjin, et al. Review of U. S. and Russian hypersonic weapons development [J]. Aerodynamic Missile Journal,2021(3):31-37. (in Chinese)

[2] 陈召斌，廖孟豪，李飞，等. 高超声速飞机总体气动布局设计特点分析[J]. 航空科学技术，2022，33(2):6-11.
Chen Zhaobin, Liao Menghao, Li Fei, et al. Analysis of overall aerodynamic layout design characteristics of hypersonic aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology,2022,33(2):6-11. (in Chinese)

[3] 徐勇勤. 高超声速飞行器总体概念研究[D]. 西安：西北工业大学，2005.
Xu Yongqin. Research on the general concept of hypersonic vehicle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)

[4] 陈立立，郭正，侯中喜，等. 高超声速飞行器气动布局研究综述[J]. 空天技术，2022(3):42-61.
Chen Lili, Guo Zheng, Hou Zhongxi, et al. Review on aerodynamic layout of hypersonic vehicle[J]. Aerospace Technology,2022(3):42-61. (in Chinese)

[5] 刘薇，龚海华. 国外高超声速飞行器发展历里程综述[J]. 飞航导弹，2020(3):20-27+59.
Liu Wei, Gong Haihua. Overview of development range of foreign Hypersonic vehicles [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(3):20-27+59. (in Chinese)

[6] 宋巍，梁轶，王艳，等. 2018年国外高超声速技术发展综述[J]. 飞航导弹，2019(5):7-12.
Song Wei, Liang Yi, Wang Yan, et al. Review of hypersonic technology development abroad in 2018 [J]. Aerodynamic Missile Journal,2019(5):7-12. (in Chinese)

[7] 侯娜，刘晓宇. 美国2021财年国防高科技预算提案解析[J]. 国防科技，2020，41(4):42-51.
Hou Na, Liu Xiaoyu. Analysis of U. S. defense high-tech

budget proposal for fiscal year 2021 [J]. Defense Science and Technology,2020,41(4):42-51. (in Chinese)

[8] Thomas N. Russia's top general indirectly confirms arctic deployment of the Kinzhal missiles [EB/OL]. (2019-12-19). https://thebarentsobserver. com/en/security/2019/12/russias-top-general-indirectly-confirms-arctic-deployment-unstoppable-missile.

[9] 李铁麟，林深，熊学文，等. 俄罗斯高超声速武器装备发展综述及启示[J]. 飞航导弹，2021(12):51-56.

Li Tielin, Lin Shen, Xiong Xuewen, et al. Overview and enlightenment of Russian hypersonic weapons and equipment development [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(12): 51-56. (in Chinese)

[10] 朱爱平，马凌. HyFly 项目简介[J]. 飞航导弹，2010(5):39-42+47.

Zhu Aiping, Ma Ling. Introduction of HyFly project [J]. Aerodynamic Missile Journal,2010(5):39-42+47. (in Chinese)

[11] 孙宗祥，陈喜兰，张若冰，等. 美国吸气式高超声速巡航弹发展评估[J]. 飞航导弹，2021(12):43-50.

Sun Zongxiang, Chen Xilan, Zhang Ruobing, et al. Development assessment of American aspirated hypersonic cruise missile [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(12): 43-50. (in Chinese)

[12] 严飞，牛文，叶蕾. 美空军积极推进高速打击武器(HSSW)项目[J]. 战术导弹技术，2013(3):9-12.

Yan Fei, Niu Wen, Ye Lei. The U.S. air force actively promotes the High Speed Strike Weapon (HSSW) program [J]. Tactical Missile Technology, 2013(3):9-12. (in Chinese)

[13] 张绍芳，叶蕾. 国外高超声速飞行器及技术发展综述[J]. 中国航天，2016(12):16-20.

Zhang Shaofang, Ye Lei. Overview of foreign hypersonic vehicles and technology development [J]. China Aerospace, 2016(12):16-20. (in Chinese)

[14] 谢昱飞，张涵信，叶友达. 细长圆锥超声速绕流非对称分离的计算与分析[C]. 中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议，2006:671-677.

Xie Yufei, Zhang Hanxin, Ye Youda. Calculation and analysis of asymmetric separation of supersonic flow around slender cone [C]. Proceedings of the First Chinese Conference on Modern Aerodynamics and Aerothermodynamics, 2006: 671-677. (in Chinese)

[15] 代光月，桂业伟，国义军，等. 基于轴对称比拟的高超声速飞行器表面热环境数值与工程耦合算法研究[J]. 空气动力学学报，2012，30(5):634-639.

Dai Guangyue, Gui Yewei, Guo Yijun, et al. Research on numerical and engineering coupling algorithm of surface thermal environment of hypersonic vehicle based on axisymmetric comparison [J]. Journal of Aerodynamics,2012,30(5):634-639. (in Chinese)

[16] 李广超，王得强，高太元，等. 高超声速翼舵干扰气动特性研究综述[J]. 飞航导弹，2016(9):21-27+45.

Li Guangchao, Wang Deqiang, Gao Taiyuan, et al. Review on aerodynamic characteristics of hypersonic airfoil interference [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(9): 21-27+45. (in Chinese)

[17] Bossi B, Nelson H. Body-fin aerodynamic interference for low aspect ratio missiles[R]. AIAA-92-4638-CP,1993.

[18] Allen J M. Aerodynamics of an axisymmetric missile concept having cruciform strakes and in-line tail fins from Mach 0.60 to 4.63[R]. NASA/TM-2005-213541,2005.

[19] Zhang Wendian, Wang Yibai, Liu Yu. Aerodynamic study of theater ballistic missile target[J]. Aeronautical Science & Technology,2013,24(1):221-225.

[20] 邓帆，任怀宇，谢峰，等. 一种临近空间高超声速飞行器翼舵干扰研究[J]. 宇航学报，2013，34(6):741-747.

Deng Fan, Ren Huaiyu, Xie Feng, et al. Research on wing rudder interference of a near-space hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics,2013,34(6): 741-747. (in Chinese)

[21] 赵佳，宋文萍，韩忠华，等. 高超声速安定面/舵面干扰特性研究[J]. 航空计算技术，2013，43(6):79-82+87.

Zhao Jia, Song Wenping, Han Zhonghua, et al. Study on disturbance characteristics of hypersonic stabilizer/rudder [J]. Aeronautical Computing Technology, 2013, 43(6): 79-82+87. (in Chinese)

[22] 徐世南，吴催生. 高超声速飞行器热力环境数值仿真研究综述[J]. 飞航导弹，2019(7):26-30.

Xu Shinan, Wu Cuisheng. Review on numerical simulation of thermal environment of hypersonic vehicle [J]. Aerodynamic Missile Journal,2019(7): 26-30. (in Chinese)

[23] 喻成璋，刘卫华. 高超声速飞行器气动热预测技术研究进展[J]. 航空科学技术，2021，32(2):14-21.

Yu Chengzhang, Liu Weihua. Research progress of aerothermal prediction technology for hypersonic vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(2):14-21.(in Chinese)

[24] 王梓伊，张伟伟，刘磊. 高超声速飞行器热气动弹性仿真计算方法综述[J]. 气体物理，2020，5(6):1-15.
Wang Ziyi, Zhang Weiwei, Liu Lei. Review of thermal dynamic and elastic simulation methods for hypersonic vehicle [J]. Journal of Gas Physics,2020,5(6):1-15. (in Chinese)

[25] Zuchowski B. Air vehicles integration and technology research [Z]. Lockheed Martin Aeronautics Company,2010.

[26] 叶坤，叶正寅，屈展. 高超声速热气动弹性中结构热边界影响研究[J]. 西北工业大学学报，2016，34(1):1-10.
Ye Kun, Ye Zhengyin, Qu Zhan. Thermal boundary effect of structures in hypersonic thermal elasticity [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(1): 1-10. (in Chinese)

[27] 王鹏飞，王光明，蒋坤，等. 临近空间高超声速飞行器发展及关键技术研究[J]. 飞航导弹，2019(8):22-28+34.
Wang Pengfei, Wang Guangming, Jiang Kun, et al. Research on development and key technologies of near space hypersonic vehicle [J].Aerodynamic Missile Journal,2019(8):22-28+34.(in Chinese)

[28] 岳连捷，张旭，张启帆，等. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展[J]. 力学学报，2022，54(2):263-288.
Yue Lianjie, Zhang Xu, Zhang Qifan, et al. Research progress of scramjet with high Mach number [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(2): 263-288. (in Chinese)

[29] 栗继伟. JFX爆轰驱动激波风洞关键问题研究[D]. 太原：中北大学，2017.
Li Jiwei. Research on key issues of JFX detonation driven shock wind tunnel [D]. Taiyuan: North University of China, 2017. (in Chinese)

[30] 姚轩宇，王春，喻江，等. JF12激波风洞高Mach数超燃冲压发动机实验研究[J]. 气体物理，2019，4(5):25-31.
Yao Xuanyu, Wang Chun, Yu Jiang, et al. Experimental study of scramjet with high Mach number in JF12 shock wind tunnel [J]. Journal of Gas Physics, 2019,4(5): 25-31. (in Chinese)

Review of Aerodynamic Layout of Axisymmetric Rotating Body in Airborne Hypersonic Vehicle

Wang Yiquan, Cao Junwei, Yuan Cheng

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

Abstract: Aerodynamic layout design is one of the essential contents of the overall design of airborne hypersonic vehicle. As one of the main layout forms of airborne vehicle application, axisymmetric rotational body layout has very important research value. In this paper, three airborne hypersonic vehicles using axisymmetric rotational body layout are summarized from the overall and aerodynamic perspectives. The problems and obstacles that may be encountered in the development of the aircraft with this layout are analyzed, and the means to solve these problems and obstacles are given from the perspective of engineering application. The future development trend of airborne hypersonic vehicle with axisymmetric rotational body layout is prospected in order to provide reference for domestic airborne hypersonic vehicle development.

Key Words: hypersonic speed; axisymmetric rotating body; airborne weapons; pneumatic layout

Received: 2022-10-18； **Revised:** 2023-01-12； **Accepted:** 2023-02-05