乘波体特性研究现状及展望

刘济民,常斌,张朝阳,周益

海军研究院, 上海 200436

摘 要:乘波体特性研究是开展乘波飞行器设计的基础。本文对乘波体相关特性的研究现状进行了分析,重点总结了乘波体几何特性、气动特性、气动热特性等静态特性和横航向稳定性、纵向稳定性以及弹性效应对稳定性的影响等动态特性的研究进展;在此基础上,对乘波体特性研究中还存在的困难和问题进行了分析,并对未来进一步的研究重点进行了展望。研究表明,乘波体的几何特性决定了其适用于高超声速飞行器的前体设计;乘波飞行器适用于在设计点和小迎角工况下飞行,宽速域、大空域范围内气动性能还难以满足实际使用需求;在进行高超声速乘波飞行器气动外形设计时,应综合考虑气动力和气动热之间的平衡折中,采用合适的气动热解决方法来满足工程应用的需要;乘波体需具有上反角和"下凸"的外形特征,以满足稳定性要求。可为乘波飞行器的研究发展提供参考。

关键词:乘波体; 气动特性; 气动热特性; 动态特性; 高超声速飞行器

中图分类号:V221.3

文献标识码:A

乘波体由于其在高超声速下具有更高的升阻比,而且 乘波体下表面流场比较均匀,有利于机体与发动机的一体 化设计,因此成为高超声速飞行器的首选构型。国内外学 者已进行了大量的乘波体理论研究,美国等发达国家已开 展了高超声速乘波飞行器的相关飞行验证^[1-3],我国也于 2018年8月开展了乘波飞行器的飞行试验,实现了"国内第 一乘波体"的飞行试验^[4]。理论分析、风洞试验和飞行试验 均表明,乘波构型与常规构型相比,在高超声速条件下具有 更大的升阻比。

虽然乘波体的设计方法已经比较成熟,但是要把乘波 体用于高超声速乘波飞行器的设计尚需进一步系统研究。 存在的主要问题有:(1)升阻比高的乘波体往往容积率较 低;(2)设计是基于特定飞行状态下的理想构型,非设计状 态下的气动特性大打折扣;(3)乘波构型优异的气动性能 与尖锐边缘特征带来的防热、控制等问题之间存在矛盾; (4)扁平外形导致乘波构型的操纵性和稳定性较差。

不同类型的乘波体具有不同的特性,但也具有某些共同的特性。国内外对乘波体的静态特性和动态特性开展了 大量研究,目前还缺乏对乘波体特性已有研究成果的系统 总结,从而影响了相关研究及设计人员对乘波体特性的深

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.11.004

入认识。因此,有必要对已有研究成果进行系统分析,归纳 总结出乘波体具有的普遍特性及一般规律,用于指导乘波 体的设计及其在高超声速飞行器气动外形设计中的具体 应用。

1 静态特性分析

1.1 几何特性

在应用需求的牵引下,目前已发展了三大类乘波体的 设计方法,包括正设计方法、反设计方法和生成体法^[5]。无 论采用何种方法,设计出的乘波体都具有以下几何特性。

(1)前缘尖锐,在高超声速飞行条件下会产生强烈的 气动加热。

(2)容积率较低,通常小于0.11或0.28(不同计算方法),可用于容纳有效载荷的空间小。容积率低是影响乘波体工程实用化的重要因素。容积率的定义为^{16-7]}

$$\eta = \frac{V^{2/3}}{S}$$

式中,*V*为乘波体的体积;*S*为乘波体的参考面积。*S*有不同的取法,多数取为乘波体的表面浸润面积*S*_w^[8-9]或是投影面积*S*_w^[10-11]。

收稿日期: 2023-07-11; 退修日期: 2023-09-13; 录用日期: 2023-10-10

引用格式: Liu Jimin, Chang Bin, Zhang Zhaoyang, et al. Research status and prospect on the characteristics of waverider[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 23-33. 刘济民, 常斌, 张朝阳, 等. 乘波体特性研究现状及展望[J]. 航空科学技术, 2023, 34 (11): 23-33.

通过对国内外大量文献资料进行统计分析,得到乘波体的容积率如图1所示。研究发现,锥导乘波体的容积率 大于楔导乘波体的,相比锥导乘波体,幂次乘波体有着更高 的容积率,吻切曲面锥乘波体的容积率通常大于吻切锥乘 波体的^[12]。





(3)乘波体前缘线两侧区域后掠角较大,经过优化设计的乘波前体在大迎角条件下能够起到类似边条翼的作用^[13]。

(4) 乘波体横向宽度随着纵向长度的增加而增大,当 乘波体纵向长度较大时,会导致全乘波体机身尾部截面 过大。

乘波体普遍具有非轴对称、扁平、大长细比的构型特征,如图2所示。乘波体的上述几何特性限制了其工程应用,乘波体更适用于高超声速飞行器前体的气动外形设计, 尤其是与推进系统进气道的一体化设计^[14]。以乘波构型为 主体,与常规构型、升力体构型组合的类乘波体构型是高超 声速飞行器气动布局的理想选择。

1.2 气动特性

气动特性分析是乘波飞行器气动外形设计的主要内容。设计状态下的乘波体气动特性研究已经相对充分,但



考虑真实飞行条件的气动特性研究还不够深入,这些真实 飞行条件包括全任务剖面(速度、高度、迎角、侧滑角等非设 计状态)、钝化、气动弹性、逆向喷流和真实气体效应等。近 几年国内外在这些方面已经开展了一些研究。

(1) 非设计点性能

由于采用的设计方法不同,设计点的条件(包括设计马 赫数、飞行高度和迎角等)也不同,设计出来的乘波体外形、 大小差异较大,导致升阻比、容积率等性能参数也不尽相 同,但在气动特性上还是具有一些共性。已有的研究结果 表明[15-17],在以设计马赫数为中心的一定范围内,乘波体的 升阻比随着马赫数的增大而增大:气动性能对迎角的变化 十分敏感,升阻比随着迎角的增大先上升后下降,在小迎角 条件下达到最大升阻比:黏性对升力系数的影响很小,但对 阳力系数的影响较大:黏性阳力和波阳属于同一个量级,在 进行乘波体气动特性数值计算时,必须考虑黏性的影响。 通过精确控制前缘和后掠角,在合适迎角下,使乘波体在低 速条件下可以利用大后掠前缘涡增加升力,以改善其低速 气动性能^[18]。为了提高乘波体宽速域、大空域下的适用性, 近几年出现了几类新型乘波体,如两(多)级乘波体[19]、可变 形乘波体^[20]、宽速域乘波体^[21]和双后掠乘波体^[22]等,部分解 决了非设计点气动性能不足的问题[23]。

(2) 修形后性能

理想乘波构型的优异气动性能总与其尖锐的边缘特征 紧密联系,这不仅给材料带来加工工艺、力学性能等方面的 困难,同时还导致其边缘位置面临苛刻的气动加热环境。 钝化修形被认为是缓和高超声速飞行器气动加热的有效途 径^[24]。乘波构型边缘钝化会降低布局的气动性能,长度为 3.7m的乘波体,钝化半径每增加1cm,乘波构型的升阻比下 降约6.5%^[25-26]。边缘钝化对升力系数的影响不大,但对阻 力系数的影响较大,主要是因为钝化增大了前缘面积,同时 产生了脱体激波,导致波阻激增^[27]。边缘位置增加的阻力 是造成乘波构型气动性能损失的最主要原因。在阻力构成 中,钝化前后摩阻系数变化不大,主要是增加了激波阻力, 约10%^[28]。由上可知,减小边缘位置受到的阻力,是改善钝 化对乘波构型气动性能影响的重要措施。

(3) 逆向喷流对气动性能的影响

采用逆向喷流与变钝化半径方法相结合的方案能够有效地使升阻比提高5%,且能够改变前体钝化区域的气动加热环境,大大降低驻点周围区域的热流。随着逆向射流喷注比的增加,分离激波的脱体位置离乘波体表面更远,减阻防热效果更好,但对原有乘波特性的流场改变更大,不利于高气动性能的保持^[29]。

从已有的研究结论来看,乘波飞行器适合于在设计点 和小迎角工况下飞行,宽速域、大空域范围内气动性能还难 以满足使用需求。如何改善乘波体非设计状态下的性能, 减少边缘钝化对乘波体气动性能的影响,提高主动喷流控 制的有效性是下一步研究的重点。

1.3 气动热特性

(1) 前缘热流密度很大

乘波体的设计特点决定了其存在尖锐的前缘。该前缘 对气动性能的影响很大,尖锐的前缘必然会带来严重的气 动热问题。数值计算和风洞测热试验结果表明,乘波布局 飞行器表面热流主要集中于头部驻点及其附近的前缘小范 围区域内;在小的迎角范围内,迎角的改变基本不会对前缘 线热流产生太大影响,但会导致下壁面热流明显增加;而侧 滑角即使在小的范围内变化,也将导致前缘线迎风一侧热 流明显增加^[30]。因此,乘波飞行器的头部驻点区域是热防 护的关键,且应尽量避免大侧滑角飞行。

(2) 前缘钝化

为了解决乘波构型优异气动性能与尖锐边缘带来的 材料、防热、控制等问题之间的相互矛盾,对其边缘实施 钝化修形,在适当降低气动性能的同时,提高乘波构型的 防热性能,被认为是可能的有效途径。目前,针对乘波构 型的钝化方法有移除材料和增加材料两种思路,也常被 称为Takashima方法和Tincher方法,如图3所示。陈小庆 等^[25]对这两种广泛采用的边缘钝化方法进行了对比研 究,分析了两种方法的共同点,并采用典型外形阐明了这 一共性。

W. F. N. Santos 等^[31-34]对乘波构型的钝化方法及钝化 后乘波构型的气动特性进行了研究,得到了钝化后乘波构 型气动特性与钝化半径的变化规律。钝化半径越大,前缘 热流密度越小,同时气动性能下降越严重。上述研究都对



乘波构型边缘采用了相同尺度进行钝化,这种钝化方法称 为一致边缘钝化方法。然而,从试验和数值计算^[35-37]提供 的一致边缘钝化乘波构型表面受热特点来看,其高热流仅 局限在头部区域;绝大部分边缘的受热形势远比该区域缓 和。在设计过程中,若采用满足驻点防热需求的曲率半径 对乘波构型所有边缘进行钝化,从热防护角度来看是存在 冗余的;另外,从气动性能来看,边缘的大尺度钝化会造成 该位置的气体泄漏及激波强度变化,进而降低乘波构型的 升阻比。

基于以上分析,刘建霞等^[38]提出了一种采用不同钝化 尺度对乘波构型不同边缘位置进行修形的新方法,即非一 致边缘钝化方法。其基本思想是:结合高超声速飞行器表 面受热非均匀的分布特征,在充分认识钝化三维效应及钝 化尺度对乘波构型气动力/热性能综合影响规律的前提下, 对边缘不同位置采用不同尺度进行钝化修形,如图4所示。 这使得设计构型在满足防热需求的同时,大大降低了对气 动性能的损失。采用该方法对尖锐边缘乘波构型进行钝化 修形设计,可得到如图5所示的非一致边缘钝化乘波 构型。

非一致边缘钝化乘波构型气动性能和尖锐前缘乘波构 型气动性能较接近,非一致边缘钝化方法得到外形的气动 性能优于一致钝化外形,升阻比提高约3%^[39-40]。



图 5 非一致边缘钝化乘波构型示意图 Fig.5 Sketch for the nonuniform blunt waverider

(3) 逆向喷流

近年来,还出现了其他新的方法应用于乘波构型的气 动热问题研究,如逆向喷流与变钝化半径方法相结合的方 案,能够使升阻比提高5%,而且能够改变前体钝化区域的 气动加热环境,可大大降低驻点周围区域的热流^[29]。逆向 喷流产生的降热效果是喷流气体回流和喷流推离头部脱体 激波共同作用的结果;在相同来流马赫数下,逆向喷流降热 效果随喷流压比的增大而更加显著;在相近喷流压比条件 下,来流马赫数越大,逆向喷流降热效果越好^[41-43]。

(4) 气动热解决方法对比分析

针对乘波体尖锐前缘带来的气动热问题,研究人员提出了几种方法,如前缘钝化方法、人工钝前缘(曲形开槽)、 自适应激波针、激波针式逆向喷流以及热防护材料等。从 对气动性能的影响、解决气动热问题的效率、工程实现的难 易程度和总体实用性等方面,可对这几种方法进行对比 分析。

前缘钝化方法^[44]的优点是能有效降低热流密度,简单、 方便,容易实施,是目前解决乘波飞行器气动热问题的主要 手段;缺点是对气动性能的影响较大。人工钝前缘方法^[45] 的优点是能有效减小波阻,降低热流密度;缺点是增加了飞 行器的表面湿面积,导致摩擦阻力增大,乘波体边缘薄,实 施难度大。自适应激波针方法^[46]的优点是能将激波推离飞 行器外表面并在头部形成低压回流区,从而达到减阻和降低热流的效果;缺点是与乘波体要求弓形激波很好地附着 在前缘上的设计初衷相违背,因此不适合用于乘波飞行器 的气动热解决方案中。激波针式逆向喷流方法^[47]的优点是 能有效解决乘波飞行器的气动热问题;缺点是实施起来较 困难,并且增加了乘波飞行器的结构复杂度和重量。热防 护材料^[48]的优点是飞行工况适用性强,安全可靠,对气动性 能基本没有影响;缺点是增加了结构重量,对材料技术和使 用维护提出了严峻挑战。

由上可知,各种方法各有优缺点,对乘波飞行器来说, 前缘钝化是较为合适的一种气动热解决方法。另外,提高 材料的耐热性能是最好的途径。在进行高超声速乘波飞行 器气动外形设计时,应综合考虑气动力和气动热的设计指 标,进行平衡折中。采用合适的气动热解决方法,既能有效 地降低前缘等尖锐部位的热流密度,又能保持较高的气动 性能,以满足工程应用的需要。

2 动态特性分析

2.1 横航向稳定性

几何特性、气动特性和气动热特性均属于静态特性, 动态特性分析也是乘波飞行器研究的一个重要方面。横 航向稳定性问题是高超声速乘波飞行器设计过程中面临 的一个严峻考验。研究结果表明,在图6所示定义的乘波 体上反角Γ和后掠角4下,后掠角4对乘波体的横航向静 稳定性的影响较小,乘波体横航向静稳定性主要受上反角 Γ影响。上反角Γ变大,横航向静稳定性增强。增加迎角 可以起到增大上反角的作用,因而在小迎角范围内,随着 迎角增加,横航向静稳定性显著增强。结合升阻比在小迎 角下达到最大的研究结果,乘波飞行器适合在小迎角范围 内飞行。对于具有下反角的楔形乘波体,其横航向静稳定 性较差,虽然利用马赫线切割方法对其进行改进设计后可 提高其横航向静稳定性,但在横航向上仍然是静不稳 定的^[49]。

乘波体非轴对称、扁平、大长细比的几何外形特点决 定了其存在严重的横航向耦合动稳定性问题^[50]。研究发 现:对于横向长周期模态,随着迎角增加,阻尼减小,频率 增大;随着马赫数增加,阻尼变化较小,频率增大;随着飞 行高度增加,阻尼和频率都减小^[51]。上反角Γ越大,荷兰 滚频率也越大;迎角越大,荷兰滚频率也越大,因而在较大 迎角时会面临荷兰滚振荡较快的不利现象^[51-52]。该研究 结论对高超声速乘波飞行器的开环稳定性设计、评估及闭





环控制律设计具有一定的参考价值。

目前,对乘波体横航向稳定性的研究还相对较少,且 一般只针对单一的乘波构型,对乘波飞行器气动外形及飞 行控制率设计还缺乏具有较强指导意义的定性、定量 结论。

2.2 纵向稳定性

乘波体的外形特点使其容易设计成横航向静稳定性, 但纵向静稳定性却难以保证。乘波体的纵向稳定性与平 面形状关系很大。在纵向稳定性方面,一般需满足配平、 纵向静稳定和俯仰动导数为负值三个要求。研究结果表 明,乘波体在小迎角范围内俯仰动导数小于零的要求容易 满足^[51];乘波体在低速状态下的纵向稳定性不足,比设计 状态更差^[54-55];流线具有"下凸"特征的乘波体(如内锥流 乘波体^[56]、幂次锥乘波体^[57-58])纵向压心系数*X*_{ep}随迎角α 的增加而后移,有利于保持纵向静稳定,而流线具有"上 凹"形状特征的乘波体(如锥形流乘波体^[59])纵向压心系数 *X*_{ep}随迎角α的增加而前移,不利于纵向静稳定,如图7和 图8所示^[60]。图7中*X*方向为乘波体的长度,*Z*方向为乘波 体的厚度。

陈小庆等^[61]采用数值方法对乘波体的纵向动态特性进 行了分析。当质心在压心前面时,乘波飞行器是静稳定的。 当飞行状态偏离平衡点时,迎角会振荡回归到平衡点。振 荡的振幅与来流条件无关,但衰减速度与来流条件有关。 动压越大,振动频率越快、周期越短、振幅衰减越快。

由以上分析可知,为满足工程化应用需要,乘波体需具 有上反角和"下凸"的外形特征,以满足稳定性要求。另外, 通过在乘波体两侧增加机翼或采用双后掠乘波体布局,可 有效地提升乘波体在低速状态下的升阻比,同时有利于增 强乘波体的纵向静稳定性^[62]。



2.3 弹性效应对稳定性的影响

与常规飞行器相比,乘波飞行器的机体明显更细长,这 样有利于高超声速条件下保持较高的升阻比。在气动载荷 的激励下,乘波飞行器可能发生显著的弹性变形和弹性振 动。对于稳定性区间非常狭窄的乘波飞行器而言,气动弹 性问题导致的结构变形往往成为影响其配平和稳定性的重 要因素,进而对乘波飞行器的总体设计和控制系统设计提 出严峻挑战^[63]。因此,研究弹性效应对乘波体动力学稳定 性的影响规律是很有必要的。相关研究结果表明,机体结 构刚度降低将使配平升阻比减小,动稳定性变差,并且当其 低于某一临界值时,升降舵配平特性将由正操纵变为反操 纵^[64]。随着结构刚度降低,乘波体配平迎角增大,配平升阻 比下降,其主要原因是弹性变形导致气动中心前移,静稳定 性降低;来流马赫数和结构变形对乘波体静稳定性的作用 效果相反,且后者的减弱效果占主导作用;整体而言,刚弹 耦合效应使乘波体俯仰动稳定性下降,且不同刚度下俯仰 动导数随来流马赫数的变化趋势也不相同^[65]。

由上可知:乘波体普遍存在稳定性不足问题,这给乘波 飞行器控制系统设计带来了挑战。"乘波体机身+机翼"的气 动布局设计有望解决这一问题。

3 存在的问题及解决途径

3.1 存在的问题

通过上述分析可知,国内外对乘波体特性开展了大量研 究,但研究的广度和深度都还不够。目前对乘波体特性的研 究主要集中于气动特性和气动热特性等静态特性,关于操纵 性和稳定性等飞行特性方面的研究还较少。另外,由于试验 难度较大且相关设备相对缺乏,当前对乘波体特性的研究多 以理论分析和数值计算为主,相关风洞试验和飞行试验还较 少。因此,建立的乘波飞行器数学建模可靠性比较低,还不 能为乘波飞行器控制器的设计提供有指导意义的定性、定量 结论。乘波飞行器实际飞行数据总体上还很稀缺,离乘波飞 行器研究快速发展的实际需求还有很大差距。

3.2 解决途径

高超声速气流的复杂性决定了乘波体气动特性分析的 复杂性,而气动特性分析又是乘波体其他特性分析的基础。 因此,乘波体气动特性分析十分关键,必须综合利用计算流 体力学(CFD)、风洞试验和飞行试验等手段,充分获取真实 飞行环境下的乘波体气动特性。

气动加热会带来真实气体效应,当马赫数大于6以后, 真实气体效应尤为显著。真实气体效应会对飞行器的纵向 静稳定性和操纵性产生较大影响^[66]。乘波体的纵向静稳定 性较差,若忽略真实气体效应,容易使按理想气体设计的乘 波飞行器在真实飞行条件下不满足纵向配平性能要求^[67]。 因此,在采用理论和数值计算方法分析乘波体气动和气动 热性能时,必须考虑真实气体效应。

国外 X-43A^[68]、X-51A^[69-70]、Falcon^[71]和美澳合作的 HIFiRE^[72-73]等项目实施的系列试验飞行,构建了丰富的乘 波构型高超声速飞行试验数据,支撑了乘波构型高超声速 飞行器的深入发展。国内也正在完善相关试验设施和手 段,并开展了一系列飞行试验。下一步应继续加大对乘波 飞行器的试验研究,为我国高超声速乘波飞行器的发展奠 定坚实的基础。

4 结束语

本文对国内外乘波体特性方面已有研究成果进行了归 纳总结,在此基础上指出了乘波体特性研究中存在的困难 和问题,并进一步提出了解决途径。乘波体具有应用于高 超声速飞行器气动外形设计的可行性,但还需解决气动热、 操纵性和稳定性等一系列问题。综合采用数值计算、风洞 试验和飞行试验等手段,继续广泛深入地开展乘波体特性 尤其是飞行特性研究,并建立乘波飞行器高可信度数学模 型,在此基础上开展多学科设计优化,是推进乘波飞行器快 速发展的有效途径。

参考文献

- Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview[R]. AIAA-2005-3253, 2005.
- [2] Moses P L, Rausch V L, Nguyen L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators-overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55:619-630.
- [3] Lunan D. Waverider, a revised chronology[R]. AIAA-2015-3529,2015.
- [4] 韵旺.星空-2火箭:实现"国内第一乘波体"飞行壮举[J].太空 探索, 2018(9): 5.
 Yun Wang. Xingkong-2: Achieved a flight magnificent feat on

the first domestic waverider vehicle[J]. Space Exploration,2018 (9):5. (in Chinese)

[5] 刘济民,沈伋,常斌,等.乘波体设计方法研究进展[J].航空科 学技术,2018,29(4):1-8.

Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Review on the design methodology of waverider[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(4): 1-8. (in Chinese)

- [6] Starkey R P, Lewis M J. Design of an engine-airframe integrated hypersonic missile within fixed box constrains[R]. AIAA-1999-0509,1999.
- [7] Maxwell J R. Hypersonic waverider stream surface actuation for variable design point operation[R]. AIAA-2016-4706, 2016.
- [8] Starkey R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders[J].Journal of Spacecraft and Rockets, 2000,37(5):684-691.

- [9] 卫锋,丁国昊,马志成,等.密切曲面锥导乘波体的设计与理 论分析[J].推进技术,2021,42(2):298-308.
 Wei Feng, Ding Guohao, Ma Zhicheng, et al. Design and theoretical analysis of osculating curve cone derived waverider
 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(2):298-308. (in Chinese)
- [10] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁, 等. 定平面形状乘波体及设计变量影 响分析[J]. 宇航学报, 2017, 38(5):451-458.
 Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan, et al. Analysis on design variables for planform-controllable waverider[J].
 Journal of Astronautics, 2017, 38(5): 451-458. (in Chinese)
- [11] 李珺,易怀喜,王逗,等.基于投影法的双后掠乘波体气动性能[J]. 航空学报,2021,42(12):124703.
 Li Jun,Yi Huaixi,Wang Dou, et al. Aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42 (12):124703. (in Chinese)
- [12] 刘珍.吻切流场乘波气动设计理论和方法研究[D].长沙:国 防科技大学,2018.

Liu Zhen. Research on novel aerodynamic design theory and methodology for osculating flow field waverider[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)

[13] 戴今钊,汤继斌,陈海昕.高超声速飞行器中的乘波设计综述
 [J].战术导弹技术,2021(4):1-15.
 Dai Jinzhao, Tang Jibin, Chen Haixin. An overview of waverider design in hypersonic vehicles[J]. Tactical Missile

Technology,2021(4):1-15. (in Chinese)

- [14] 刘济民,颜仙荣,张朝阳,等.高超声速飞机气动外形概念设 计[J].航空科学技术,2022,33(7):15-22.
 Liu Jimin, Yan Xianrong, Zhang Zhaoyang, et al. Conceptual design of hypersonic ISR vehicle configuration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(7): 15-22. (in Chinese)
- [15] Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 235-245.
- [16] 赵志,宋文艳,肖隐利.高超声速锥导乘波体非设计点性能研究[J].飞行力学,2009,27(1):47-50.
 Zhao Zhi, Song Wenyan, Xiao Yinli. Numerical simulation on

off-design performance of hypersonic cone-derived waverider [J]. Flight Dynamics, 2009,27(1):47-50. (in Chinese)

- [17] 刘济民,侯志强,宋贵宝,等.前缘钝化对乘波体非设计点性 能影响分析[J].飞行力学,2011,29(1):21-25.
 Liu Jimin, Hou Zhiqiang, Song Guibao, et al. Performance analysis of waverider with blunt leading edge in off-design regimes[J]. Flight Dynamics,2011, 29(1):21-25. (in Chinese)
- [18] 宋赋强, 阎超, 马宝峰. 一种宽速域乘波体的设计及气动特性 研究[J]. 气体物理报, 2017, 2(5):25-36.
 Song Fuqiang, Yan Chao, Ma Baofeng. Design and aerodynamic analysis of a wide speed waverider[J]. Physics of Gases, 2017, 2(5):25-36. (in Chinese)
- [19] Liu Zhen, Liu Jun, Ding Feng. Novel methodology for wideranged multistage morphing waverider based on conical theory[J]. Acta Astronautica,2017,140:362-369.
- [20] Maxwell J R, Phoenix A A. Morphable hypersonic waverider and trajectory optimized for atmosphericentry[R]. AIAA-2017-5357, 2017.
- [21] 李世斌.新概念宽速域飞行器气动外形设计与优化[D].长沙:国防科学技术大学,2012.

Li Shibin. Design and optimization of aerodynamic configuration for the novel-concept vehicle with the wide-range Mach numbers[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2012. (in Chinese)

[22] 刘传振,孟旭飞,刘荣健,等.双后掠乘波体高超声速试验与数值分析[J].航空学报,2022,43(9):126015.
 Liu Chuanzhen, Meng Xufei, Liu Rongjian, et al. Experimental

and numerical investigation of hypersonic performance of double swept waverider[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022,43(9): 126015. (in Chinese)

- [23] 刘济民,沈伋,常斌,等.新型乘波体设计及其研究现状[J].海 军航空工程学院学报,2018,33(3):275-281.
 Liu Jimin, Shen Ji,Chang Bin, et al. Design and research status of novel waverider[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2018,33(3): 275-281. (in Chinese)
- [24] Starkey R P. Aerodynamic and aerothermodynamic design of blunted leading-edge waverider reentry vehicles[R]. AIAA-2006-1036, 2006.
- [25] 陈小庆,侯中喜,刘建霞,等.边缘钝化对乘波构型性能影响 分析[J].宇航学报,2009,30(4):1334-1339.

Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, Liu Jianxia, et al. The blent leading edges influence to the performance of waverider[J]. Journal of Astronautics,2009,30(4): 1334-1339. (in Chinese)

- [26] Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, Liu Jianxia, et al. Bluntness impact on performance of waverider[J]. Computers and Fluids, 2011, 48(1):30-43.
- [27] Gillum M J, Lewis M J. Experimental results on a Mach 14 waverider with blunt leading edges[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(3): 296-303.
- [28] 陈小庆,贺国宏,江增荣,等.乘波构型钝化方法分析及性能研究[J].空气动力学学报,2017,35(1):108-114. Chen Xiaoqing, He Guohong, Jiang Zengrong, et al. Blunt methods for the leading edge of waverider[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2017,35(1):108-114. (in Chinese)
- [29] 李世斌,王振国,黄伟,等.逆向射流对变钝化半径乘波飞行器气动特性影响[C].第九届全国流体力学学术会议,2016.
 Li Shibin, Wang Zhenguo, Huang Wei, et al. The influence of counterflowing jet to aerodynamic characteristic of waverider with varied blunt radius[C]. The 9th National Conference on Fluid Mechanics,2016. (in Chinese)
- [30] 王晓朋,张陈安,翟建,等.乘波布局高焓激波风洞测热试验 研究[J].实验流体力学,2019,33(4):52-57.
 Wang Xiaopeng, Zhang Chen'an, Zhai Jian, et al. Experimental study on the aero-heating characteristics of waverider in the high enthalpy shock wave tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(4):52-57. (in Chinese)
- [31] Santos W F N. Bluntness effects on lift-to-drag ratio of leading edges for hypersonic waverider configurations[R]. AIAA-2012-5802, 2012.
- [32] Xiao H, Xu Z Z, Kim L S, et al. Experimental research on a hypersonic configuration with blunt forebody edges[J]. International Journal of Precision and Manufacturing, 2015, 16 (10):2115-2120.
- [33] 陈雪冬,王发民.钝化前缘乘波布局及其一体化构型气动特性[J].航空动力学报,2013,28(2):379-384.
 Chen Xuedong, Wang Famin. Aerodynamic characteristics of waverider and its integrated configuration with blunt leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(2):379-384. (in Chinese)
- [34] 刘济民,侯志强,宋贵宝,等.乘波构型的钝化方法及其对性

能影响研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 966-974.

Liu Jimin, Hou Zhiqiang, Song Guibao, et al. Blunted method for waverider and its effect on performance[J]. Journal of Astronautics,2011,32(5):966-974. (in Chinese)

- [35] Liu Jianxia, Hou Zhongxi, Ding Guohao, et al. Numerical and experimental study on waverider with blunt leading edge[J]. Computers & Fluids, 2013,84:203-217.
- [36] Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, Liu Jianxia, et al. Bluntness impact on performance of waverider[J]. Computers & Fluids, 2011,48:30-43.
- [37] Liu Jianxia, Hou Zhongxi, Chen Xiaoqing, et al. Experimental and numerical study on the aero-heating characteristics of blunted waverider[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51: 301-314.
- [38] 刘建霞.高超声速非一致边缘钝化乘波构型气动力/热基础 问题研究[D].长沙:国防科学技术大学,2013.
 Liu Jianxia. Study on aerodynamic and aero-heating basic problems of hypersonicnonuniform blunt waverider[D].
 Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [39] 刘建霞,尘军,侯中喜,等.一种乘波构型边缘钝化方法的仿 真与试验研究[J].空气动力学学报,2014,32(2):171-176.
 Liu Jianxia, Chen Jun, Hou Zhongxi, et al. Numerical and experimental study of one method for waverider configuration
 [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 171-176. (in Chinese)
- [40] Li Shibin, Wang Zhenguo, Huang Wei, et al. Aerodynamic performance investigation on waverider with variable blunt radius in hypersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2017, 137: 362-372.
- [41] 吕红庆.乘波体结构热响应及防护问题研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2010.
 Lyu Hongqing. Study of thermal response and protection for waverider structure[D]. Harbin: Harbin Engineering
- [42] 董昊,张旭东,刘是成,等.高超声速逆向喷流数值模拟和风洞试验[J].空气动力学学报,2022,40(4): 101-109.
 Dong Hao,Zhang Xudong,Liu Shicheng, et al. Numerical and experimental study on opposing jet in hypersonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(4):101-109. (in Chinese)

University, 2010. (in Chinese)

- [43] 尹亮,刘洪鹏,刘伟强.高超声速气流中头锥逆喷防热流热耦 合分析[J].国防科技大学学报,2022,44(1): 99-107.
 Yin Liang, Liu Hongpeng, Liu Weiqiang. Investigation on thermal protection of opposing jet for nosecone in hypersonic flow using a fluid-thermal coupled method[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(1): 99-107. (in Chinese)
- [44] 柳军,符翔,王晓燕.一种半径可控的参数化三维前缘钝化设 计方法研究[J].空天防御,2018,1(1):18-24.
 Liu Jun, Fu Xiang, Wang Xiaoyan. Study on a parametric design method for blunting 3D leading edge with specified radius[J]. Air & Space Defense, 2018,1(1):18-24. (in Chinese)
- [45] 潘静, 阎超, 耿云飞, 等. 高超声速飞行器气动防热新概念研 究[J]. 力学学报, 2010, 42(3):383-388.
 Pan Jing, Yan Chao, Geng Yunfei, et al. New conception of aerothermal protection for hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2010, 42(3):383-388. (in Chinese)
- [46] 耿云飞, 阎超. 高超声速自适应激波针数值研究[J]. 力学学 报, 2011, 43(3):441-446.

Geng Yunfei, Yan Chao. Numerical investigation of selfaligning spiked bodies at hypersonic speeds[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011,43(3):441-446. (in Chinese)

[47] 李珺,王俊峰,赵雅甜,等.面向非设计工况的激波针-喷流复 合构型研究[J].航空学报,2022,43(9):125949.

Li Jun, Wang Junfeng, Zhao Yatian, et al. Research on combinational configuration of spike and multi-jets in offdesign regimes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022,43(9):125949. (in Chinese)

- [48] 徐世南,吴催生.高超声速飞行器热防护材料研究进展[J].机 械研究与应用,2018,31(5):221-226.
 Xu Shinan, Wu Cuisheng. Research progress of hypersonic vehicle thermal protection material technology[J]. Mechanical Research and Application, 2018,31(5):221-226. (in Chinese)
- [49] 吕宇超,胡姝瑶,蒋崇文.基于马赫线切割的楔形乘波前体改 进设计研究[J].推进技术,2018,39(8):1696-1702.

Lyu Yuchao, Hu Shuyao, Jiang Chongwen. Improved design of wedge-derived waveriderforebody based on Mach line cutting of compression surfaces[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(8):1696-1702. (in Chinese)

- [50] Johnson D B, Thomas R, Manor D. Stability and control analysis of a waverider TSTO second stage[R]. AIAA- 2001-1834, 2001.
- [51] 刘文.高超声速乘波体气动布局优化及稳定性研究[D].西安:西北工业大学,2018.
 Liu Wen. Study on aerodynamic design optimization and flight stability of hypersonic waveriders[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [52] 刘文,张陈安,王发民.乘波体荷兰滚模态特性研究[J].空气动力学学报,2017,35(3):444-453.
 Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Famin. Study on characteristics of Dutch roll mode for hypersonic waverider[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 444-453. (in Chinese)
- [53] 韩汉桥.高超声速滑翔飞行器静/动态气动特性研究[D].北京:中国科学院大学,2013.
 Han Hanqiao. Research on static and dynamic characteristic of hypersonic gliding vehicle[D]. Beijing: Chinese Academy of

Sciences, 2013. (in Chinese)

- [54] Bykerk T, Verstraete D, Steelant J. Low speed longitudinal aerodynamic, static stability and performance analysis of a hypersonic waverider[J]. Aerospace Science and Technology, 2020,96:105531.
- [55] 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 design characteristics of overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(2):6-11. (in Chinese)
- [56] 贺旭照,倪鸿礼.密切内锥乘波体设计方法和性能分析[J].力 学学报,2011,43(5):803-808.

He Xuzhao, Ni Hongli. Osculating inward turning cone (OIC) waverider-design methods and performance analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5):803-808. (in Chinese)

[57] 王柯穆.幂次体乘波飞行器纵向静稳定及升阻比优化设计 [D].北京:中国科学院大学,2014.

Wang Kemu. Longitudinal static stability and lift to drag ratio optimization design of power-law waverider[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences,2014. (in Chinese)

- [58] 王晓朋,张陈安,刘文,等.设计参数对幂次乘波体纵向静稳 定性的影响[J]. 宇航学报,2019,40(8):887-896.
 Wang Xiaopeng, Zhang Chen' an, Liu Wen, et al. Effect of design parameters on longitudinal static stability of power-law waverider[J]. Journal of Astronautic, 2019, 40(8): 887-896. (in Chinese)
- [59] 耿永兵,刘宏,姚文秀,等.锥形流乘波体优化设计研究[J].航空学报,2006,27(1):23-28.
 Geng Yongbing, Liu Hong, Yao Wenxiu, et al. Viscous optimized design of waverider derived from cone flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautics Sinica, 2006, 27(1): 23-28. (in Chinese)
- [60] 贾子安,张陈安,王柯穆,等.乘波布局高超声速飞行器纵向 静稳定特性分析[J].中国科学:技术科学,2014,44(10):1114-1122.

Jia Zi' an, Zhang Chen' an, Wang Kemu, et al. Longitudinal static stability analysis of hypersonic waveriders[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014,44(10): 1114-1122. (in Chinese)

- [61] Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, Liu Jianxia. The hypersonic dynamic characteristics of waverider[R]. AIAA-2010-7931, 2010.
- [62] 刘传振,白鹏,陈冰雁.双后掠乘波体设计及性能优势分析
 [J].航空学报,2017,38(6):120808.
 Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property

advantages analysis of double swept waverider[J]. Acta Aeronautica et Astronautics Sinica, 2017, 38(6): 120808. (in Chinese)

- [63] 米涵芃,胡超芳,杨晓荷,等.弹性高超声速飞行器可调Tube-MPC容错控制[J].航空科学技术,2022,33(8): 88-94.
 Mi Hanpeng, Hu Chaofang, Yang Xiaohe, et al. Fault-tolerant tube-MPC control of flexible hypersonic vehicle under state-dependent saturation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(8):88-94. (in Chinese)
- [64] 向锦武,曾开春,聂璐.考虑弹性影响的乘波体飞行动力学特性[J].北京航空航天大学学报,2012,38(10):1306-1310.
 Xiang Jinwu, Zeng Kaichun, Nie Lu. Elastic effects on flight

mechanics of waverider[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(10): 1306-1310. (in Chinese)

- [65] 尚逸鸣,华如豪,袁先旭,等.考虑弹性效应的乘波体纵向动 力学特性研究[J].飞行力学,2021,39(3):14-19.
 Shang Yiming, Hua Ruhao, Yuan Xianxu, et al. Research on longitudinal dynamic character of flexible waverider considering aeroelastic effect[J]. Flight Dynamics,2021, 39(3): 14-19. (in Chinese)
- [66] Hassan B, Candles G V, Olynick D R. The effect of thermochemical non-equilibrium on the aerodynamics of aerobraking vehicles[C].27th AIAA Thermophysics Conference, 1992.
- [67] 罗世彬,孙雨航,刘俊,等.高超声速乘波前体/进气道一体化 设计综述[J].空天技术,2022(6):24-48.
 Luo Shibin, Sun Yuhang, Liu Jun, et al. Review of hypersonic waverider forebody/inlet integrated design[J]. Aerospace Technology,2022(6):24-48. (in Chinese)
- [68] McClinton C R, Rausch V L, Nguyen L T, et al. Preliminary X–
 43 flight test results[J]. Acta Astronautica, 2005,57:266-276.
- [69] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [70] Jeffery L. Design processes and criteria for the X–51A flight vehicle airframe[R]. RTO-MP-AVT-145, 2007.
- [71] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview [R]. AIAA-2005-3253, 2005.
- [72] 张灿,胡冬冬.美澳马赫数7+乘波体高超声速飞行试验分析
 [J].战术导弹技术, 2017(5):12-15.
 Zhang Can, Hu Dongdong. Analysis on the hypersonic flight test of Mach 7+ waverider vehicle developed by US and Australia[J]. Tactical Missile Technology, 2017(5): 12-15. (in Chinese)
- [73] Thomas R S, Kevin G B, John R S, et al. HIFiRE 4: A low-cost aerodynamics, stability, and control hypersonic flight experiment[R]. AIAA-2011-2275,2011.

Research Status and Prospect on the Characteristics of Waverider

Liu Jimin, Chang Bin, Zhang Zhaoyang, Zhou Yi Naval Research Institute, Shanghai 200436, China

Abstract: The research progress on characteristics of waverider was reviewed. The static characteristics about geometric characteristics, aerodynamic characteristics, aerothermodynamic characteristics and dynamic characteristics about lateral-directional static stability, longitudinal stability, along with dynamic stability were summarized intensively. On this basis, the problems in the research on characteristics of waverider about the engineering application was analyzed. The further research priorities was forecast. This study show, Waverider is suitable to the design about forebody of hypersonic vehicle because of its geometric characteristics; The waverider vehicle has excellent aerodynamic characteristics under design conditions, but its aerodynamic characteristics under off-design conditions is unsatisfied with the engineering need; The aerodynamic characteristics and aerothermodynamic characteristics are two key factors of hypersonic vehicle, it is necessary to make balance between the two characteristics. The waverider with anhedral and convex shape can satisfy the need of lateral-directional static stability; It is feasible to apply waverdier in the aerodynamic shape design of hypersonic vehicle, but there are also some problems that must be solved such as aerodynamic heating, maneuverability, stability and so on. These conclusions can provide references for waverider vehicle development.

Key Words: waverider; aerodynamic characteristics; aerothermodynamic characteristics; dynamic characteristics; hypersonic vehicle