

乘波体设计方法研究进展

刘济民*, 沈伋, 常斌, 杨长胜

海军研究院, 上海 200436

摘要: 气动外形设计是高超声速乘波飞行器总体设计的主要内容,也是关键技术之一。本文概述了乘波体设计方法的发展现状,重点总结了正设计方法、反设计方法和生成体法三类方法的研究进展,并分析了三类设计方法的优缺点。乘波体的实用性还有待于进一步提高,应合理借鉴常规飞行器的成熟设计方法,并且将现有设计方法与智能变形等新技术进行有机结合,以解决乘波体在实用性上存在的问题。

关键词: 乘波体; 设计方法; 研究进展; 高超声速飞行器; 气动外形

中图分类号: V221.3 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.001

乘波构型在高超声速条件下具备较传统布局更优的气动性能,已成为高超声速飞行器的重要候选布局之一,广泛应用于高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机的气动外形研究中^[1]。X-43A^[2]、X-51A^[3,4]和美澳合作的 HIFiRE 4^[5,6]等高超声速试验飞行器演示验证飞行的相继成功极大地增强了各国高超声速技术研究者的信心,也激起了乘波飞行器研究的新一轮热潮。图 1 为吸气式高超声速飞行器的主要发展路线^[7],其中大部分采用的就是乘波构型。

乘波飞行器进行了广泛深入的研究,取得了很多新的研究成果。参考文献 [9] 从基本流场的类型、基本流场的设计和求解方法、密切理论和乘波体改型设计等 4 个方面对乘波体的设计方法进行了全面概述。本文对乘波体设计方法的最新研究成果进行总结,对三类设计方法进行对比分析,梳理了乘波体在实用性上还存在的问题,提出今后乘波体设计的研究重点。

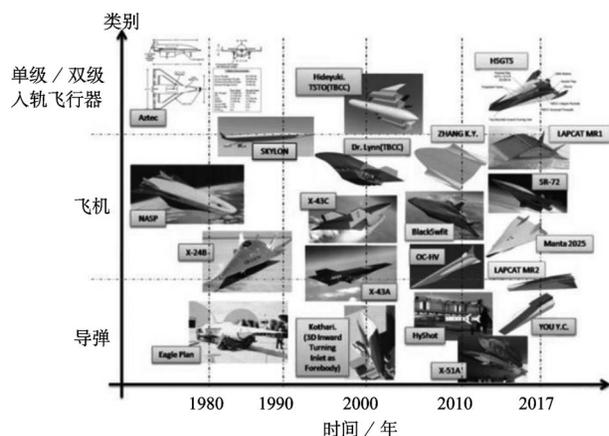


图 1 吸气式高超声速飞行器的主要发展路线

Fig.1 Main development routine of air-breathing hypersonic vehicles

赵桂林等^[8]比较全面地总结了乘波构型和乘波飞行器的研究进展。在此后的十多年时间里,国内外对乘波体和

1 设计方法分类

乘波体的设计要素包括带激波的流场与沿流线追踪生成型面。根据这两个设计要素,可把乘波体的设计方法分为正设计方法和反设计方法两大类。正设计方法是先给定基本流场,通过流动捕获管 (Flow Capture Tube, FCT) 与激波的交线确定乘波体前缘,然后进行流线追踪获得乘波体,如锥导乘波体设计方法^[10]。反设计方法却是从激波形状出发反向迭代求解流场,再根据流线追踪得到乘波体外形,比较典型的是密切锥方法^[11,12]。近几年,随着数值计算技术的发展,出现了一种新的正设计方法,即由任意形状的三维外形来生成基本流场,基本流场的计算采用数值计算方法或商用 CFD 软件,本文称为生成体法。本文按上述分类对乘波体设计方法的最新研究成果进行阐述。

收稿日期: 2018-02-02; 退修日期: 2018-02-26; 录用日期: 2018-03-20

* 通信作者. Tel.: 021-81857764 E-mail: liujiminjelly@sina.com

引用格式: Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Review on the design methodology of waverider[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (04): 01-08. 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 (04): 01-08.

2 设计方法研究现状

2.1 正设计方法

正设计方法是指乘波体由分析流场或容易求解的流场来生成。如平面楔形流场、轴对称体流场等,也可由复杂的三维流场生成,如楔形-锥形混合流场、相交锥形流场等,各种流场生成的乘波体各有优缺点。Nonwieler 于 1959 年提出了由二维楔形流场构造高超声速飞行器的理论,并据此生成了“ Λ ”型乘波体。随后 Jones 等^[13]提出了基于轴对称体流场的乘波体生成理论。流场的轴对称本质造成了由这类流场生成的乘波体下表面流动是非均匀的,存在横向流动,当进行乘波外形与推进系统的一体化设计时,这些简单流场就不太适用。

Rasmussen^[14]于 1980 年根据高超声速小扰动理论提出了源于倾斜锥形流动的乘波体,将轴对称体流场扩展至更一般的三维流场。此后,许多研究者对这一构型进行了广泛研究。Sobieczky 等^[15]于 1990 年提出了源于相交锥形流场的乘波体设计方法,进一步拓展了乘波体的设计方法。上述研究为乘波体的发展做出了里程碑式的贡献。国内对锥导乘波体^[16-21]以及源于带迎角锥和椭圆锥体流场等非轴对称流场的乘波体^[22,23]进行了详细研究。由三维流场生成的乘波体能产生较为均匀的下表面流场,更适合于进行乘波外形与推进系统的一体化设计。

为了拓宽乘波体的选择范围,李永洲等^[24,25]提出了一种前后缘型线同时可控的乘波体设计方法。从给定的前缘型线出发,向下游追踪流线生成乘波体的第一个下压缩面;从后缘型线出发向上游追踪流线生成乘波体的第二个下压缩面。分别取上述两个乘波体下压缩面对应角度的流线,采用正切混合函数处理二者的坐标便可以得到乘波体新的下压缩面,上表面取自由流面,生成的前后缘型线同时可控的乘波体,如图 2 所示。

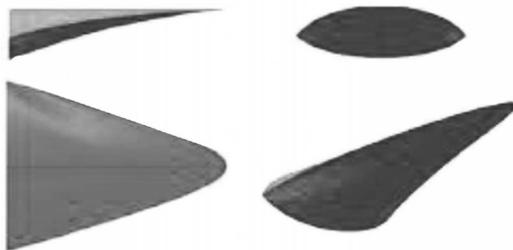


图 2 前后缘型线同时可控的乘波体

Fig.2 Waverider with controlled leading and trailing edge

数值计算结果表明,前后缘同时可控的乘波体具有较高的容积率,附面层修正后的容积率为 0.24。有黏条件下,设计点 ($Ma=6$) 和接力点 ($Ma=4$) 的升阻比分别为 2.54 和

2.41。与给定前缘乘波体相比,前后缘同时可控的乘波体升阻比和出口总压恢复系数虽然有所下降,但是升力、阻力、俯仰力矩和出口增压比却明显增加。由于前后缘型线同时可控,可以很容易满足高超声速飞行器气动外形设计对后掠角以及内部设备布置的要求。该设计方法可行且更加灵活,拓宽了乘波体的选择范围,可以满足工程应用的需要。不足之处是,采用混合函数生成的下压缩面虽然可以较好地保持前后缘附近的原型面特征,但很难严格保证“乘波”特性,导致了升阻比下降。

2.2 反设计方法

乘波飞行器气动/推进一体化设计需要下表面有较为均匀的流场。反设计方法能够按照进气道的进气要求来给定激波形状,通过反向求解流场来生成乘波体,该方法通常也叫密切类方法,包括密切锥方法和密切流场方法。由反设计方法得到的乘波体具有“平坦”的下表面,符合乘波体与推进系统一体化设计条件。

密切类方法中最具有代表性的是 Sobieczky 等提出的密切锥方法 (Osculating Cone Method, OCM)^[26]。随后, Sobieczky 等又提出了采用弯曲轴对称激波生成乘波体的方法 (Osculating Axisymmetry Method, OAM),把激波型线由直线变成了曲线。Rodi^[27]以“指数率体”作为密切基准流场来生成乘波体,称为密切流场方法 (Osculating Flowfield Method, OFM)。Rodi 等还对由 OCM 和 OFM 生成的乘波体性能进行了对比分析,结果表明由 OFM 生成的乘波体最大升阻比和容积率均优于前者^[28]。Kontogiannis 等^[29,30]采用密切锥方法对乘波前体几何外形进行了概念设计,重点讨论了三种参数化几何模型方法,即通过参数化定义上表面后缘型线 (Upper Surface Profile, USP)、前缘曲线 (Planform Leading Edge, PLE) 和下表面后缘型线 (Lower Surface Profile, LSP) 来分别生成乘波体。图 3 为对上表面后缘型线进行参数化建模生成的乘波体,设计驱动曲线 (Bezier 曲线) 有 4 个控制点。

各个型线的定义采用 Bezier 曲线,通过少数几个控制点来达到参数化建模的目的,大大提高了乘波体设计的灵活性。在此基础上, Kontogiannis 等还对设计驱动曲线对控制点个数的需求和限制进行了分析,并对参数化几何建模方法的灵活性进行了研究。图 4 为以升阻比和容积率为优化目标,采用遗传算法,对不同参数化上表面后缘型线的乘波体进行优化后得到的 Pareto 前沿及相应的乘波体外形。

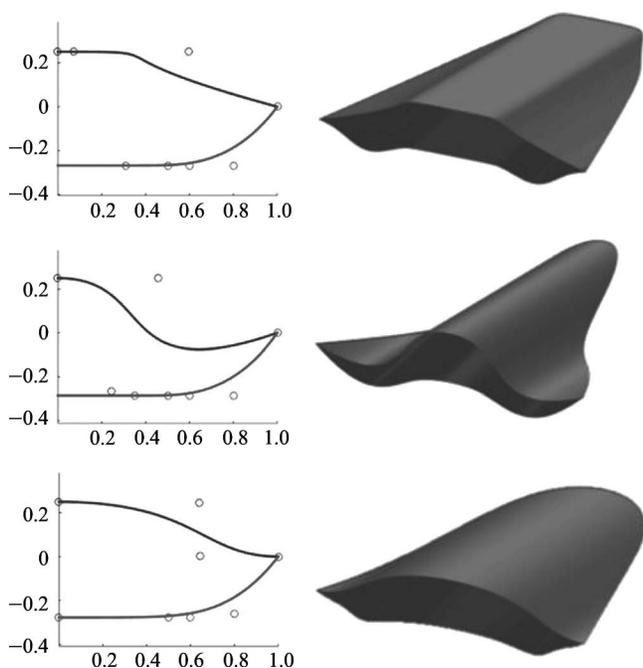


图3 参数化建模生成的密切锥乘波体

Fig.3 Parametric geometry modeling osculating cone waverider

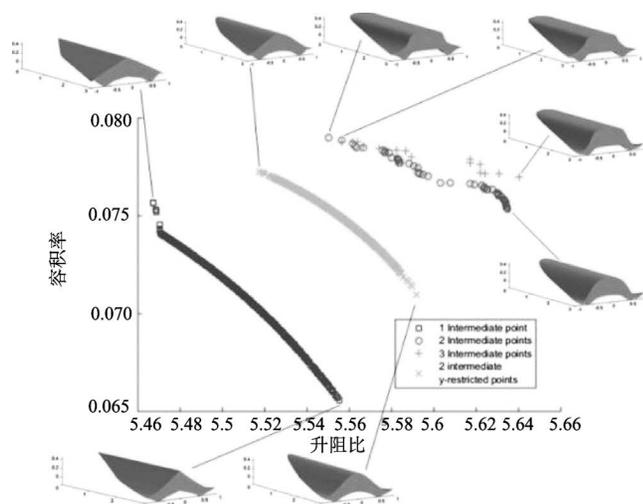


图4 Pareto 前沿及相应的乘波体外形

Fig.4 Pareto fronts and some of the waverider geometries

设计驱动曲线中控制点数量太少,曲线拟合精度太低,将导致生成的乘波体表面不够光滑;若控制点数量太多,曲线拟合精度很高,能够对可行设计空间进行充分探索,但计算量太大,将导致“维度灾难”。研究结果表明,激波型线的三阶连续是获得光滑表面的前提,而对 PLE, LSP 等设计驱动曲线的限制较少,只需满足每个密切平面内前缘点是唯一的即可,曲线形式可以更灵活。由图 4 可知,设计驱动曲线采用三次方 Bezier 曲线才能够对设计空间进行有效探索。

针对密切锥乘波体压缩量不足、结构弯曲以及容积率

偏小的缺点,贺旭照等^[31,32]给出了密切曲面锥 (Osculating Curved Cone, OCC) 乘波体的设计方法。计算结果表明,密切曲面锥乘波体对来流气体的压缩量和容积特性均好于密切锥乘波体。贺旭照等^[33]还发展了密切内锥乘波体的设计方法,使得内锥乘波体设计更加灵活,拓展了内锥乘波体在高超声速飞行器设计中的应用前景。密切内锥乘波体将密切外锥的“密切轴对称”方法拓展到了内锥领域,使得内锥乘波体的设计也可按气动外形和推进系统的各种要求进行灵活设计。同时,密切内锥乘波体易于和基于内锥流场的内收缩三维压缩进气道进行一体化设计,形成一体化密切内锥乘波体内收缩三维进气道的设计技术^[34],图 5 为采用该设计方法设计的密切内锥乘波前体 / 进气道 (Osculating Inward Turning Cone Waverider Inlet, OICWI)。基于此,可进一步形成基于内锥压缩体系的新概念吸气式高超声速飞行器设计技术。

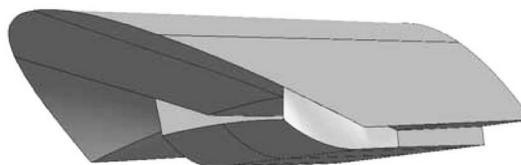


图5 密切内锥乘波前体 / 进气道

Fig.5 Osculating inward turning cone waverider/inlet

密切内锥乘波体设计方法简单而灵活, OICWI 的形状、内压升比以及隔离段出口参数很容易通过进气道捕获曲线 (Inlet Capture Curve, ICC) 和 FCT 进行调整。数值和试验研究表明, OICWI 流场均匀性好,溢流少,具有更好的流动捕获特性。黏性条件下,总压恢复系数为 0.756,流量系数为 0.967,压升比为 14.28。

Rodi^[35]对定后掠角密切锥乘波体和定后掠角密切流场乘波体进行了研究。定后掠角乘波体的前缘具有特定的后掠角,能够在上表面产生稳定分离涡从而改善乘波体的气动性能。Rodi 的研究重点在于此类乘波体的几何特征和涡升力特性,却并未说明怎样生成定后掠角前缘对应的乘波体下表面。段焰辉等^[36]在传统密切锥乘波体设计方法的基础上给出了定后掠角密切锥乘波体的设计方法。结果表明,定后掠角密切锥乘波体具有明显的乘波特性并且能够在较高的升阻比时保证一定的容积率,定后掠角前缘能够在一定的迎角下在上表面产生稳定的分离涡,产生涡升力。

为了拓展密切锥方法的设计灵活性,刘传振等^[37-39]延伸了定后掠乘波体概念,通过对设计曲线的修改提出了双后掠乘波体的概念。建立了头部区域可控、后掠区域可控的双

后掠乘波体设计方法,大大提高了密切锥方法的灵活性。典型的双后掠乘波体外形如图 6 所示。

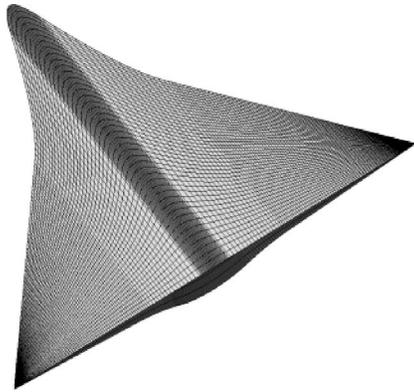


图 6 双后掠乘波体
Fig.6 Double swept waverider

研究表明,双后掠乘波体保持了高超声速阶段的高升阻比特性。在设计状态下 ($H=30\text{km}$, $Ma=8$),保持第一后掠角 $\lambda_1=70^\circ$ 不变,随着第二后掠角 λ_2 变小,升阻比 L/D 增大,容积率 τ 减小。当 $\lambda_2=70^\circ$ 时, $L/D=5.34$, $\tau=0.174$; 当 $\lambda_2=30^\circ$ 时, $L/D=5.707$, $\tau=0.106$ 。在低速状态、纵向稳定性和涡效应增升方面也具有性能优势,为大空域宽速域高超声速飞行器的研制开拓了新的途径。

2.3 生成体法

正设计方法和反设计方法都基于无黏流场的数值计算,然后采用流线追踪方法来生成乘波体^[40]。为了拓展乘波体的设计空间,刘传振等^[41,42]通过精确地计算设计流场,引入高超声速激波装配法,计算带激波的流场,结合基于多重网格的搜索技术加速寻点效率,扩展流线追踪方法到三维流场,建立了适于一般三维流场的乘波体快速设计方法,突破了传统乘波体设计方法的流场限制。引入“导波体”定义三维流场的生成外形,采用平切导波体流场激波及正向追踪流线的方法设计乘波体外形,如图 7 所示。乘波体与导波体外形之间存在定性对应关系,其关系可作为乘波体设计时导波体选择的参考依据,为扩大设计空间、设计满足工程应用要求的乘波体奠定了基础。

计算结果表明,导波体纵向截面外形决定乘波体纵向截面外形,进而对乘波体纵向稳定特性有着显著的影响,利用该特性可实现对乘波体纵向稳定性的按需设计;通过改变导波体横截面外形可以改变乘波体的横截面外形,这种横截面特征的对应关系可以应用到对乘波体的迎面面进行扩容设计,乘波体前缘由导波体流场的激波曲面决定,通过后体扩张的双锥体外形能够生成双前缘乘波体。

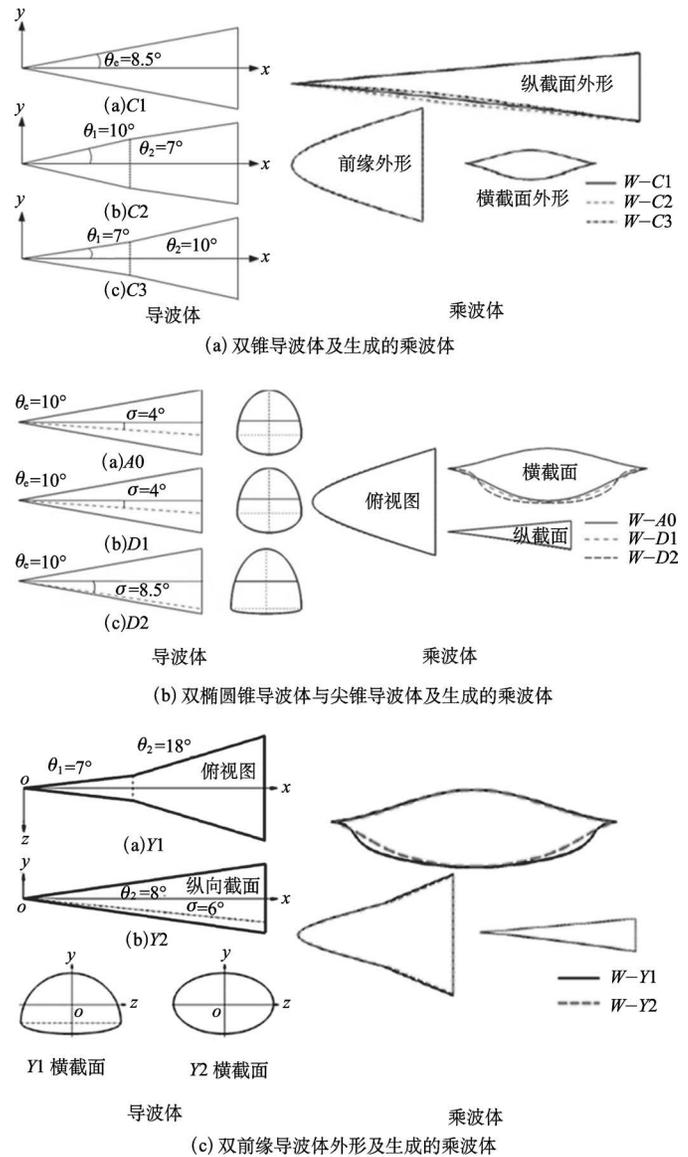


图 7 乘波体与导波体外形对应关系
Fig.7 Qualitative correlations between waverider and shock generating body

李博等^[43]实现了一种基于任意三维黏性流场的乘波体设计方法,通过在激波面上截取乘波体前缘线来生成乘波体外形。三维黏性流场计算采用南京航空航天大学开发的软件 NAPA,该软件已经过大量的验证计算,证明其具有相当的精度和一定的计算能力,能满足工程计算要求。由于在流场计算中直接计入了黏性效应,因此,该设计方法精度更高,更接近工程实际。

李名扬等^[44]发展了一种基于商用 CFD 软件的乘波体气动外形设计方法。即利用最大压力梯度单元来确定激波位置,再用圆柱面相交的方式得到乘波体上表面,利用圆柱面与激波的交线为前缘线,通过流线追踪得到乘波体的下表

面,最终得到乘波体构型。由于整个设计过程均使用现有商用 CFD 软件完成,既减少了自行编程所花费的时间,又具有良好的通用性,因此,便于在以后的乘波体研究和工程设计中推广使用,并大幅度缩短设计周期。

3 设计方法对比分析

乘波体的设计经历了由简单的二维流场(平面楔形流场、轴对称体流场等)到复杂三维流场(楔形-锥形混合流场、相交锥形流场以及任意的形状)、由非黏性流场到黏性流场、由简单计算(解析方法、小扰动理论、特征线方法)到精确计算(空间步进有限差分方法、CFD 方法)的过程。表 1 从乘波体的升阻比、容积率、集成设计容易度、实用性以及设计方法的精确度和适用性等方面对上述三类乘波体设计方法进行了对比分析,在具体应用中可以根据实际需要选择合适的设计方法。

表 1 乘波体设计方法比较

Table 1 Comparison of waverider design methods

设计方法	优点	缺点
正设计方法	实现简单,流场容易计算,可以很快地进行设计,效率高,且易于进行优化设计	精度一般,激波形状相对固定,存在升阻比极限,限制了乘波体的设计空间;机体/推进一体化设计较难,适用范围小
反设计方法	可以指定激波形状,扩大了设计空间,能产生均匀的下表面流场,更适宜于进行乘波外形与推进系统的一体化设计。方法灵活,可以生成具有更多特性的乘波体,已成为乘波体设计的主流方法	流场一般采取简单流场近似模拟的计算方法,忽略了横向流动,难以精确保证乘波性能
生成体法	使用准确的三维流场进行设计,精度高,可以方便地构造流场内激波或膨胀波,提高了设计灵活性。生成体可以是任意三维形状,从而使激波面形状更具一般性,设计空间大,应用范围更广,是一种乘波体设计的新方法和新思路	需要对生成体流场进行精确计算,对激波进行捕获或者定位,计算量大,不利于进行优化设计;乘波体与生成体外形之间的对应关系较难把握

4 存在的主要问题及发展趋势

乘波体的设计方法很多,设计空间很大,但都有一个共同特点就是实用性还有待进一步提高。乘波体的工程应用目前仍然有诸多限制,主要问题有:容积率不高、非设计状态下气动性能不好和纵向稳定性难以保证。升阻比高的乘波体一般情况下容积率都偏低;容积率高的乘波体往往下表面凸起,不利于与推进系统进行一体化设计。张甲奇等^[45]在提高乘波体的实用性方面做了一些有益的探索,但采用的外形优化方法(侧边改进以降低弯度,增大相对厚度)随意性

大、缺乏理论依据,因而结论缺乏普适性。

经过几十年的发展,乘波体的设计方法更灵活也更加精确,设计空间更大,可以满足多样化设计的需要。设计出的乘波体不仅增强了实用性,也更符合真实情况。下一步的研究重点是结合高超声速飞行器气动外形设计的具体需要,进一步提高乘波体的实用性。近几年,出现了多级压缩乘波体、双乘波体和可变形乘波体设计,关于这些新型乘波体设计的相关内容,将另外做专题论述。

5 结束语

乘波体设计是国内外高超声速飞行器气动外形研究的重点之一。高超声速飞行器的研究热潮持续推进着乘波构型高超声速飞行器气动外形的基础研究和规律探索。乘波体的设计方法已经比较成熟,应合理借鉴常规飞行器的成熟设计方法,并且与智能变形等新技术进行有机结合,进一步提高乘波体的实用性来满足高超声速飞行器气动外形设计的具体要求。

AST

参考文献

- [1] Lunan D. Waverider, a revised chronology[R]. AIAA 2015-3529, 2015.
- [2] Mc Clinton C R, Rausch V L, Nguyen L T, et al. Preliminary X-43 flight test results[J]. Acta Astronautica, 2005, 57: 266-276.
- [3] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [4] Jeffery L. Design processes and criteria for the X-51A flight vehicle airframe[R]. RTO-MP-AVT-145, 2007.
- [5] 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)
- [6] 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.
- [7] Xiang Xianhong, Liu Yuan, Qian Zhansen. Investigation of a wide range adaptable hypersonic dual-waverider integrative design method based on two different types of 3D inward-turning

- inlets[R]. AIAA 2017-2110, 2017.
- [8] 赵桂林,胡亮,闻洁,等. 乘波构形和乘波飞行器研究综述[J]. 力学进展, 2003, 33 (3): 357-374.
Zhao Guilin, Hu Liang, Wen Jie, et al. An overview of the research on waveriders and waverider-derived hypersonic vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33 (3) : 357-374. (in Chinese)
- [9] Ding Feng, Liu Jun, Shen Chibin, et al. An overview of research on waverider design methodology[J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 190-205.
- [10] Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20 (5): 461-469.
- [11] Center K B, Sobieczky H, Dougherty F C. Interactive design of hypersonic waverider geometries[R]. AIAA 1991-1697, 1991.
- [12] Jones K D, Sobieczky H, Seebass A R, et al. Waverider design for generalized shock geometries[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32 (6): 957-963.
- [13] Jones J G, Moore K C, Pike J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow field[J]. Archive of Applied Mechanics, 1968, 37 (1): 56-72.
- [14] Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17 (6): 537-545.
- [15] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]//First International Waverider Symposium, University of Maryland, 1990.
- [16] 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 Astronautica Sinica, 2006, 27 (1) : 23-28. (in Chinese)
- [17] 崔凯,杨国伟. 6马赫锥体流场对乘波体性能的影响及规律[J]. 科学通报, 2006, 51 (24): 2830-2837.
Cui Kai, Yang Guowei. The waverider performance affected by Mach 6 conical flow[J]. Chinese Science Bulletin, 2006, 51 (24): 2830-2837. (in Chinese)
- [18] 许少华,侯中喜,葛爱学,等. 锥导乘波构型设计、优化与分析[J]. 推进技术, 2008, 29 (4): 448-453.
Xu Shaohua, Hou Zhongxi, Ge Aixue, et al. Design, optimization and analysis of cone derived waverider[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29 (4) : 448-453. (in Chinese)
- [19] 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)
- [20] 孟希慧,张庆兵. 锥导乘波体气动外形优化与分析[J]. 现代防御技术, 2016, 44 (4): 24-30.
Meng Xihui, Zhang Qingbing. Optimization and analysis of cone-derived waverider[J]. Modern Defence Technology, 2016, 44 (4) : 24-30. (in Chinese)
- [21] 奚超超,刘智欣,何平,等. 锥导乘波体外形设计及分析[J]. 中国科技论文, 2017, 12 (5): 488-494.
Xi Chaochao, Liu Zhixin, He Ping, et al. Simulation and design of cone-derived waverider[J]. China Science Paper, 2017, 12 (5) : 488-494. (in Chinese)
- [22] Lin S C, Luo Y S. Optimization of waverider configurations generated from inclined circular and elliptic cones[R]. AIAA 1995-6089, 1995.
- [23] 乐贵高,马大为,李自勇. 椭圆锥乘波体高超声速流场数值计算[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30 (3): 257-260.
Le Guigao, Ma Dawei, Li Ziyong. Computation of hypersonic flowfields for elliptic-cone-derived waveriders [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2006, 30 (3) : 257-260. (in Chinese)
- [24] 李永洲,孙迪,张堃元. 前后缘型线同时可控的乘波体设计[J]. 航空学报, 2017, 38 (1): 76-85.
Li Yongzhou, Sun Di, Zhang Kunyuan. Waverider design for controlled leading and trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38 (1) : 76-85. (in Chinese)
- [25] 李永洲,李光熙,张堃元,等. 前缘水平投影可控的乘波体设计方法研究[J]. 火箭推进, 2017, 43 (5): 20-27.
Li Yongzhou, Li Guangxi, Zhang Kunyuan, et al. Design method of waverider with controlled horizontal projection of leading edge[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43 (5) :

- 20–27. (in Chinese)
- [26] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K D. Hypersonic waverider design for given Shock Waves[C]//Proceedings of the 1st International Waverider Symposium, University of Maryland, 1990.
- [27] Rodi P E. The osculating flowfield method of waverider geometry generation[R]. AIAA 2005–0511, 2005.
- [28] Rodi P E, Genovesi D J. Engineering-based performance comparisons between osculating cone and osculating flowfield waveriders[R]. AIAA 2007–4344, 2007.
- [29] Kontogiannis K, Sóbester A, Taylor N. On the conceptual design of waverider forebody geometries[R]. AIAA 2015–1009, 2015.
- [30] Kontogiannis K, Sóbester A, Taylor N. Efficient parameterization of waverider geometries[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54 (3): 890–901.
- [31] 贺旭照,倪鸿礼. 密切曲面锥乘波体: 设计方法与性能分析[J]. 力学学报, 2011, 43 (6): 1077–1082.
He Xuzhao, Ni Hongli. Osculating Curved Cone (OCC) waverider: design methods and performance analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43 (6): 1077–1082. (in Chinese)
- [32] 吴颖川,贺元元,贺伟,等. 基于密切曲锥的乘波构型一体化飞行器设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32 (1): 8–13.
Wu Yingchun, He Yuanyuan, He Wei, et al. The design of osculating curved cone waverider based hypersonic vehicle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32 (1): 8–13. (in Chinese)
- [33] 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)
- [34] He Xuzhao, Le Jialing, Zhou Zheng, et al. Osculating inward turning cone waverider/inlet (OICWI) design methods and experimental study[R]. AIAA 2012–5810, 2012.
- [35] Rodi P E. Vortex lift waverider configurations[R]. AIAA 2012–1238, 2012.
- [36] 段焰辉,范召林,吴文华. 定后掠角密切锥乘波体的生成和设计方法[J]. 航空学报, 2016, 37 (10): 3023–3034.
Duan Yanhui, Fan Zhaolin, Wu Wenhua. Generation and design methods of osculating cone waverider with constant angle of sweepback[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (10): 3023–3034. (in Chinese)
- [37] 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 Chuazhen, 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)
- [38] 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): 99–109.
Liu Chuazhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38 (6): 99–109. (in Chinese)
- [39] Liu Chuazhen, Bai Peng, Chen Yanxia, et al. Research on the design of the double swept waverider[R]. AIAA 2017–2140, 2017.
- [40] Chauffour M L. Shock-based waverider design with pressure gradient corrections and computational simulations[D]. Maryland: University of Maryland, 2004.
- [41] 刘传振,白鹏,陈冰雁,等. 三维流场乘波体快速设计方法及多目标优化[J]. 宇航学报, 2016, 37 (5): 535–543.
Liu Chuazhen, Bai Peng, Chen Bingyan, et al. Rapid design and multi-object optimization for waverider from 3D flow[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37 (5): 535–543. (in Chinese)
- [42] 陈冰雁,刘传振,纪楚群. 基于激波装配法的乘波体设计与分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35 (3): 421–428.
Chen Bingyan, Liu Chuazhen, Ji Chuqun. Waverider design and analysis based on shock-fitting method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35 (3): 421–428. (in Chinese)
- [43] 李博,梁德旺. 一种基于三维黏性流场的乘波体生成方法[J]. 空气动力学学报, 2005, 23 (4): 464–469.
Li Bo, Liang Dewang. A design method of waveriders derived from 3D viscous flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23 (4): 464–469. (in Chinese)
- [44] 李名扬,周华. 基于商用 CFD 软件的乘波体气动外形设计方

法研究 [J]. 力学季刊, 2014, 35 (2): 293-299.

Li Mingyang, Zhou Hua. Research on the design method of waverider aerodynamic configuration based on commercial CFD software[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2014, 35 (2) : 293-299. (in Chinese)

[45] 张甲奇, 郑浩, 井立, 等. 乘波体构型气动性能与实用性研究 [J]. 飞行力学, 2017, 35 (1): 80-83.

Zhang Jiaqi, Zheng Hao, Jing Li, et al. Aerodynamic

performance and practicability research on waverider configuration[J].Flight Dynamics, 2017, 35 (1) ; 80-83. (in Chinese)

作者简介

刘济民(1979—) 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 高超声速飞行器总体设计。

Tel: 021-81857764 E-mail: liujiminjelly@sina.com

Review on the Design Methodology of Waverider

Liu Jimin*, Shen Ji, Chang Bin, Yang Changsheng

Naval Research Academy, Shanghai 200436, China

Abstract: The aerodynamic configuration design of hypersonic vehicle is the main content in preliminary design stage. It is also one of the key technologies. The development status of waverider design methods were summarized, the research progresses on positive design method, reverse design method and shock generating body method were reviewed respectively, and the merits and faults of these three design methods were analyzed. It is proposed to draw lessons from mature design methods of conventional aircraft reasonably, and combining these classics design methods with novel methodology and technology, which can improve the practicability of waverider, and can also enhance the design flexibility of hypersonic waverider vehicles.

Key Words: waverider; design method; review; hypersonic vehicle; aerodynamic configuration

Received: 2018-02-02; Revised: 2018-02-26; Accepted: 2018-03-20

*Corresponding author. Tel.: 021-81857764 E-mail: liujiminjelly@sina.com