

文章编号: 1674-8190(2021)06-001-12

涡升力乘波体发展研究综述

易怀喜, 王逗, 李珺, 罗世彬

(中南大学 航空航天学院, 长沙 410083)

摘要: 乘波飞行器在高超声速具有良好的气动性能, 但偏离设计状态, 气动性能则难以保持。为在宽速域范围能一直维持较好的气动性能, 研究人员利用定平面形状乘波设计的优势, 提出“涡升力”乘波设计。本文将涡升力乘波体的设计方法归纳为基于吻切理论的定前缘型线法、基于激波装配法的波导体法和基于给定激波面的投影法三大类, 综述了涡升力乘波体在宽速域气动特性的相关研究进展, 并对涡升力乘波体的后续研究提出建议。

关键词: 涡升力乘波体; 涡效应; 激波效应; 宽速域

中图分类号: V211.5

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.06.01

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Overview on the Development Research of Vortex Lift Waverider

YI Huaixi, WANG Dou, LI Jun, LUO Shibin

(School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: The waverider has good aerodynamic performance in hypersonic flight, however its performance is difficult to maintain when it deviates from the design state. In order to maintain good aerodynamic performance in both low and hypersonic velocity, related researchers took the advantages of the planform-controllable waverider and put forward the “vortex lift” waverider. In this paper, the three types of vortex lift waveriders design method, namely the fixed leading edge profile method based on the osculating cone theory, the shock generating body method based on the shock-fitting method, and the projection method based on the given shock surface are summarized. The relevant research on the aerodynamic characteristics of the vortex lift waverider in the wide speed range is also reviewed, and some suggestions are put forward to the following research of vortex lift waveriders.

Key words: vortex lift waverider; vortex effect; shock wave effect; width-velocity range

收稿日期: 2020-08-31; 修回日期: 2021-06-20

通信作者: 王逗, wd8807@csu.edu.cn.

引用格式: 易怀喜, 王逗, 李珺, 等. 涡升力乘波体发展研究综述[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6): 1-12.

YI Huaixi, WANG Dou, LI Jun, et al. Overview on the development research of vortex lift waverider[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(6): 1-12. (in Chinese)

0 引言

近年来,水平起降的可重复使用高超声速空天飞行器成为研究的热点。其飞行剖面需历经低速起降、亚跨超加减速以及高超声速巡航,因此,如何让飞行器在如此宽的速域范围内保持良好的气动性能是高超声速空天飞行器研究的难点。此外,随着飞行马赫数提高到高超声速,传统气动外形的升阻比很难进一步提高^[1],而乘波飞行器利用激波贴体,比传统飞行器具有更好的高超声速气动性能^[2-6]。虽然乘波体在设计状态下的气动优势明显,但在非设计点很难保持。因此,若要将乘波体应用于高超声速空天飞行器的设计,适应宽速域飞行是其必须解决的问题。这里的宽速域有两层含义,第一是高超声速范围内的宽速域,即在非设计点的其他高超声速状态下飞行也能维持较好的气动性能,这一方向的研究较多,主要有多级^[7-10]、组合拼接^[11-13]、变马赫数或激波角^[14-18]、多马赫数星体^[19]、变型^[20]等设计方法;第二是低速到高超声速范围的宽速域,如何改善乘波体在低速时的气动特性是这一研究方向的重点,也是实现空天飞行器的关键,但目前在该领域的研究较少,比较有代表性的是“涡升力”乘波体^[21-30]。该类乘波体在低速时由前缘产生的漩涡在上表面形成低压区,从而在很大程度上改善了低速起飞阶段的气动性能,为乘波体的宽速域飞行提供了一种可行的、具有创新的思路。

本文对涡升力乘波体的设计方法及宽速域气动特性进行总结,分析设计方法的优缺点,并展望涡升力乘波体的后续发展方向。

1 涡升力乘波体设计原理和方法

“涡升力”乘波体的概念首先由洛克希德·马丁公司的 P. E. Rodi^[21-22] 提出,基于吻切锥的方法设计给定平面形状的乘波体。段焰辉等^[23] 在此基础上给出固定前缘后掠角的乘波设计;宋赋强等^[24] 研究大前缘后掠角乘波体在背风面的前缘涡,设计了一种大后掠角外形的宽速域乘波体;Zhao Z T 等^[25-26] 利用吻切锥的乘波设计指定“三角翼”布局和“尖头”布局的涡升力乘波体;刘传振等^[27-30] 类比“边条翼”布局^[31],提出能够指定两个前缘后掠角的双后掠乘波布局的设计方法;陈冰雁等^[32] 研究了基于激波装配法的波导体乘波体设计,并设计了具有双后掠前缘特征的乘波体;李永洲等^[33-34] 提出一种前后缘型线同时可控的乘波设

计,采用不同混合函数对下表面进行修型处理;李珺等^[35] 系统地研究了基于投影法的双后掠乘波体气动性能。

涡升力乘波体的设计原理可总结为通过定制前缘线平面形状,使乘波前缘在低速下产生前缘漩涡,从而获得前缘涡带来的升力效益。其设计方法可归为三大类:基于吻切理论的定前缘型线法、基于激波装配法的波导体法和基于给定激波面的投影法。三种方法各有优势和一定的局限性,本节分别综述三种设计方法在涡升力乘波体设计上的相关研究。

1.1 基于吻切理论的定前缘型线法

在楔导法、锥导法与吻切锥法等乘波体的设计方法中^[36-37],吻切锥法得益于优异的设计灵活性,被广泛应用于乘波体设计。相较于其他两种涡升力乘波体设计方法,基于吻切理论的定前缘型线法在涡升力乘波体设计中应用较多,其研究也较为详细。四种涡升力乘波体的具体设计方法虽然有所不同,但利用吻切锥法构造特定的乘波前缘的本质相同。本节总结基于吻切理论的定前缘型线法在定后掠角乘波体、三角翼乘波体、尖头翼乘波体和双后掠乘波体的设计原理。

(1) 定后掠角乘波体设计

2005年洛克希德·马丁公司的 P. E. Rodi^[21] 从吻切锥理论出发,提出了能够指定平面形状的乘波体设计方法(如图 1 所示),研究了前缘后掠角 λ 、长 L 、半宽 s 、有效激波角 β_{eff} 和上表面与激波型线之间的夹角 γ 等特征参数之间的数学关系,如式 (1) 和式 (2) 所示。

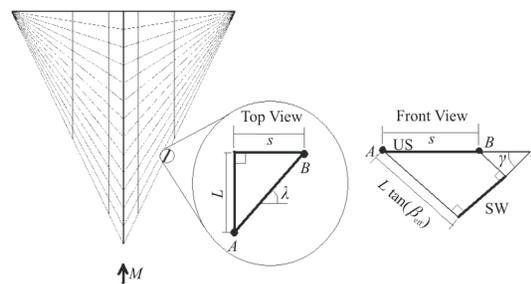


图 1 底部和前部视角下乘波前缘线上两点(A和B)^[21]
Fig. 1 Top view and front view of two points (A and B) along the waverider's leading edge^[21]

$$\tan \lambda = L/s \quad (1)$$

$$\gamma = \tan \lambda \times \tan \beta_{\text{eff}} \quad (2)$$

随后,段焰辉等^[23] 在此基础上指出要得到具有一定后掠角 λ 的直线前缘,必须保证前缘对应的

激波面和激波出口型线都是平面, 并据此提出了定后掠角乘波体的设计方法。其中一种弯头定后掠乘波体的设计如图 2 所示, 其上表面后缘型线 OE 与激波出口型线的 AE 段都是直线, 它们之间的夹角 γ 与后掠角 λ 、激波角 β 的关系也满足式 (2)。激波出口型线的 RA 段则是与 AE 相切的圆弧, 它对应于乘波体的弯头部分 VM 。

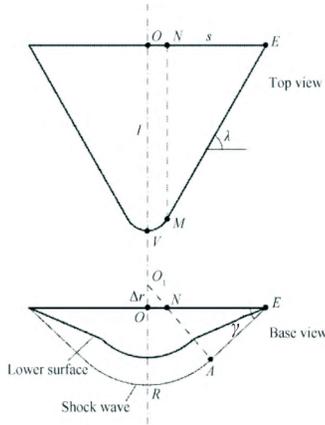


图 2 定后掠角乘波体设计基本型线几何关系^[23]

Fig. 2 Geometric relationship of basic profile for waverider with constant angle of sweepback^[23]

(2) 尖头乘波体和三角翼乘波体设计

国防科技大学的 Zhao Z T 等^[25]采用吻切锥乘波体设计法, 提出了三角翼乘波体布局 (Delta-winged waverider) 和尖头乘波体布局 (Cuspidal waverider), 设计原理如图 3~图 4 所示。

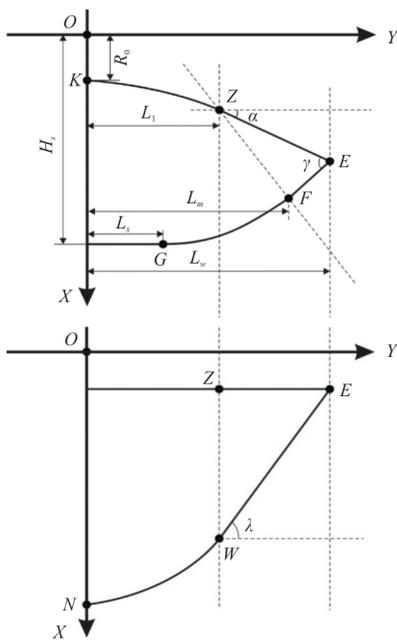


图 3 三角翼乘波体设计原理^[25]

Fig. 3 Design principle of the delta-winged waverider^[25]

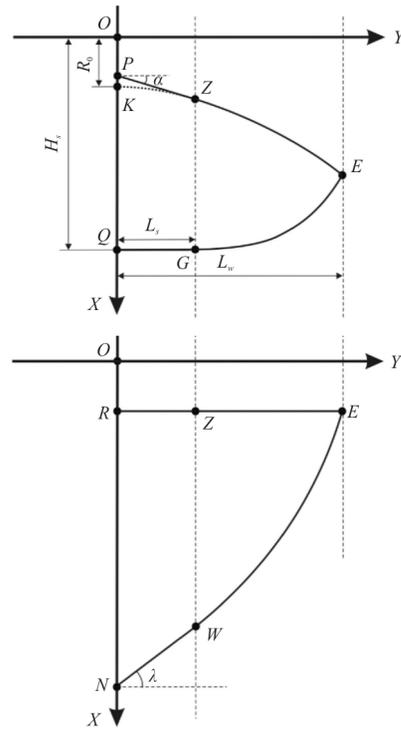


图 4 尖头乘波体设计原理^[25]

Fig. 4 Design principle of the cuspidal waverider^[25]

与定后掠角乘波体 (图 2) 相比, 这两类乘波体的上表面后缘型线已不再限制为水平线了。三角翼乘波体在翼尖附近具有后掠角 λ , 而尖头乘波体则是在头部附近具有后掠角 λ 。三角翼和尖头前缘部分对应的前缘型线 (图 3 的 WE 与图 4 的 WN)、上表面后缘型线 (图 3 的 ZE 与图 4 的 ZP)、它们与水平面的夹角记为 α 与激波出口型线 (图 3 的 EF 和图 4 的 QG) 均为直线。对于三角翼, 三者之间满足几何关系式 (3), 而对于尖头前缘, 则满足关系式 (4)。

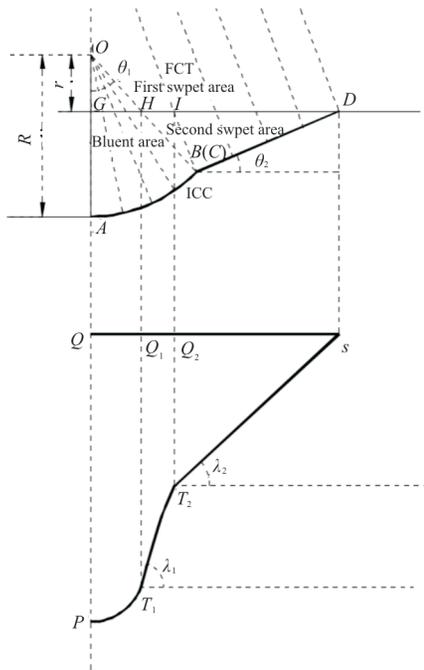
$$\tan \gamma = \cos \alpha \tan \beta \tan \lambda \quad (3)$$

$$\tan \lambda = \tan \alpha / \tan \beta \quad (4)$$

以上两类乘波体的非等后掠角部分所对应的前缘型线、上表面后缘型线和激波出口型线为曲线, 且与各自型线上的直线段部分相切。

(3) 双后掠乘波体设计

刘传振等^[27-30]利用吻切锥法乘波设计的灵活性, 提出了定前缘型线法双后掠乘波体设计, 原理如图 5 所示, 其第一后掠角和 second 后掠角分别为 $\lambda_1, \lambda_2, \theta_1$ 和 θ_2 为 ICC 曲线偏转角。以上各参数满足关系式 (5)~式 (6)。

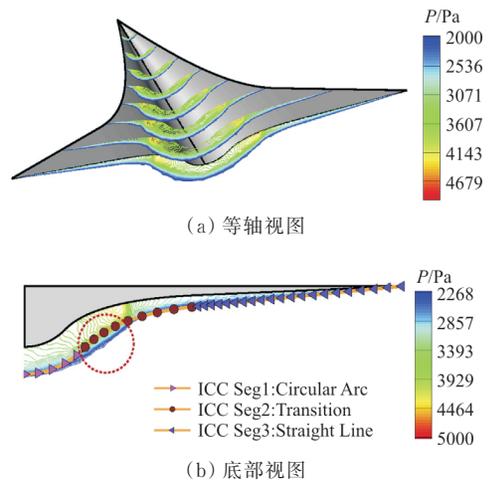
图 5 双后掠乘波体设计^[27]Fig. 5 Doble swept waverider design^[27]

$$\lambda_1 = \arctan \left[\frac{\cos \theta_1 - \cos \theta_2}{\tan \beta \sin(\theta_1 - \theta_2)} \right] \quad (5)$$

$$\lambda_2 = \arctan \left(\frac{\sin \theta_2}{\tan \beta} \right) \quad (6)$$

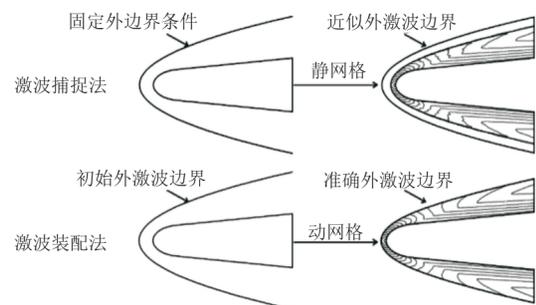
此外,由于第一后掠区域和第二后掠区域之间的斜率变化剧烈,不符合吻切锥理论的 ICC 曲线二阶导数连续性要求,刘传振等^[27]引进非均匀有理 B 样条(Non-uniform rational B-spline,简称 NUBRS)辅助设计 ICC 曲线,设计参数和乘波体外形参数之间的数学关系详见文献^[27-30]。

总结上述 4 种涡升力乘波体的详细设计原理,可见吻切理论的灵活性可有效设计指定前缘型线构型。同时,激波出口型线与前缘线存在特定的数学关系,若要保证前缘线构型的灵活性,要在一定程度上牺牲激波出口型线的设计灵活性,这不利于充分发挥吻切锥乘波体设计方法在构造理想的激波出口型线上的优势。此外,采用 NURBS 辅助设计双后掠乘波体,如图 6 所示,理论激波出口曲线与实际激波出口曲线存在偏差,影响乘波体下表面气流的横向流动。根据机体/发动机一体化设计观点^[38],这也给机体/发动机一体化设计带来不便。

图 6 使用 NURBS 设计乘波体的流场和设计激波与实际激波对比^[30]Fig. 6 The flowfield and comparison between design shock and actual result of the design waverider with NURBS^[30]

1.2 基于激波装配法的波导体法

陈冰雁等^[32]将激波装配法引入乘波体设计,拓宽了乘波体的设计空间,提出波导体(Shock Generating Body,简称 SGB)的乘波体设计方法,通过建立波导体与乘波体之间的特定关系,可生成具有特定平面特征的乘波体。与激波捕捉法不同,激波装配法将流场的外激波作为未知边界同流场一起求解,得到流场外激波为精确激波,所得激波面可直接用于乘波体设计,如图 7 所示。基于激波装配法的波导体法设计具有双后掠特征的乘波体,如图 8 所示。基于激波装配法的波导体法为涡升力乘波体设计提供了一种新的思路,但探究波导体与乘波体外形对应关系规律的过程较为复杂,在涡升力乘波体设计中的应用以及带来的低速气动效益有待进一步研究。

图 7 激波捕捉法与激波装配法比较^[32]Fig. 7 Comparison between shock-capturing method and shock-fitting method^[32]

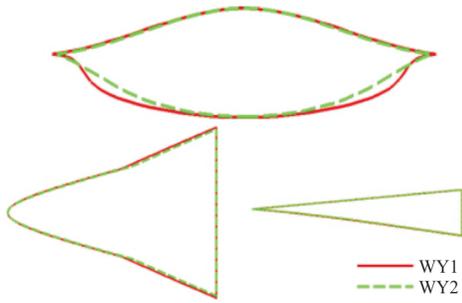


图 8 波导体法双后掠乘波体外形^[32]
Fig. 8 Double swept waverider based on SGB method^[32]

1.3 基于给定激波面的投影法

针对乘波体前缘型线和激波出口型线的灵活性不能同时兼顾的问题,李永洲等^[33-34]基于给定激波面的投影法指定乘波体前缘线和后缘线,提出一种前后缘型线同时可控的乘波设计。经过气动修型后的乘波体外形如图 9 所示,下表面蓝色部分采用流线追踪技术获得,红色部分采用几何重构的方法进行设计,可采用不同的混合函数对下表面修型,是一种“类乘波面”,这对乘波特性造成了一定程度的破坏,靠近激波出口的底部两侧气流存在泄露,升阻比有所降低,且横向流动性不够均匀,不同的混合函数处理下表面对乘波体的影响也较大,该设计方法仍然存在一定的不足。

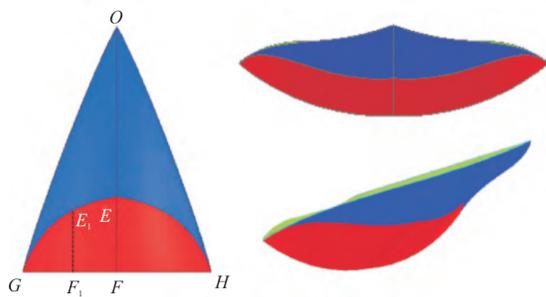


图 9 气动修型的三维乘波体构型^[33]
Fig. 9 Three-dimensional configuration of aerodynamic modification waverider^[33]

李珺等^[35]利用涡升力乘波体定制前缘型线的设计思想,在绕零攻角圆锥型激波流场中基于投影法设计双后掠乘波体前缘线,进一步拓展了双后掠乘波体设计空间。基于投影法的双后掠乘波体设计原理如图 10 所示,将乘波体前缘线的平面形状向基准流场的激波面逆向投影可得到乘波体前缘线,然后采用流线追踪技术获得乘波体完整构型。

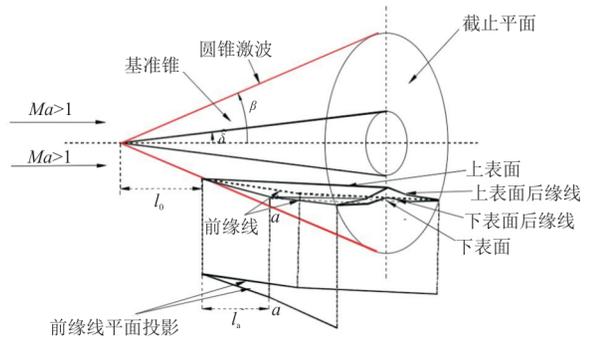


图 10 基于投影法的乘波体设计^[35]
Fig. 10 Waverider design based on projection method^[35]

基于给定激波面的投影法下生成具有定后掠角特征前缘和双后掠特征前缘的两种涡升力乘波体如图 11 所示。

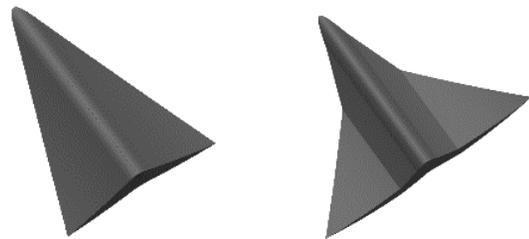


图 11 基于投影法的定后掠角乘波体和双后掠乘波体^[35]
Fig. 11 Constant angle of sweepback waverider and double swept waverider based on projection method^[35]

相较于基于吻切理论的定前缘型线法,基于给定激波面的投影法有效改善双后掠乘波体的激波出口型线偏差问题;同时,乘波前缘平面形状与基准流场之间的设计解耦,一定程度上拓展了涡升力乘波体的设计灵活性。

然而,李珺等^[35]以圆锥激波流场作为给定激波面,激波出口型线固定为圆弧型线,尚未解决激波出口型线设计灵活性问题。该方法能有效控制俯视图形状,而较难控制正视图型线。

2 低速“涡升力”

在低速阶段,涡升力乘波体依靠“涡效应”提升飞行性能。宋赋强等^[24]设计一种宽速域乘波体,采用了大后掠角的设计,研究表明在低速飞行时,大前缘后掠角引起的漩涡对改善乘波体低速气动性能具有很大的贡献。后掠角 $\lambda = 75^\circ$ 的大后掠角乘波体在低速下 ($Ma = 0.3, H = 1 \text{ km}$)、攻角

分别为 $\alpha=0^\circ$ 、 $\alpha=10^\circ$ 和 $\alpha=25^\circ$ 涡量等值面图对比如图 12 所示,可以看出:攻角 $\alpha=0^\circ$ 时涡的强度很弱, $\alpha=10^\circ$ 时涡强度明显增大, $\alpha=25^\circ$ 时涡在头部的小部分区域保持完整,其他部位开始逐渐破裂,越靠近底部破裂越严重。大后掠角乘波体的低速气动特性随着涡强度增强而提升明显,在 $\alpha=0^\circ$ 时升阻比仅约为 1.5, $\alpha=20^\circ$ 时达到最大,为 9.737, $\alpha=25^\circ$ 时由于前缘涡破裂,开始下降约为 8.6。

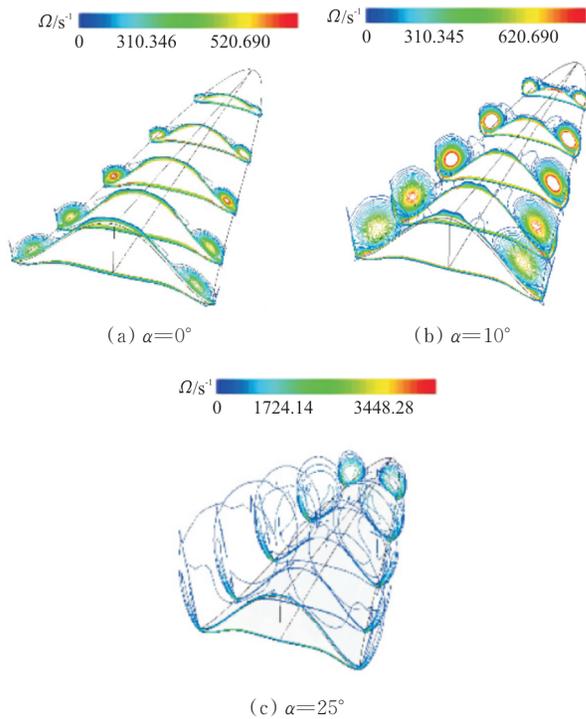


图 12 低速($Ma=0.3, H=1\text{ km}$)不同攻角下乘波体涡量等值面图^[24]

Fig. 12 Section diagram of vorticity at different angles of attack at low speed($Ma=0.3, H=1\text{ km}$)^[24]

Zhao Z T 等^[26]为探究尖头乘波体与三角翼乘波体的“涡效应”,研究了 $Ma=1.8$ 、高度 $H=10\text{ km}$ 、攻角 $\alpha=10^\circ$ 条件下尖头乘波体和三角翼乘波体的涡结构与升力特性,并与常规吻切锥乘波体做了对比,如图 13 所示。从图 13(a)和图 13(c)对比可以看出:尖头乘波体的前缘涡明显强于常规吻切锥乘波体,更强的涡结构导致更低的上表面前缘附近压力,从而相较于常规乘波体具有更高的升力系数。从图 13(b)和图 13(c)对比可以看出:三角翼乘波体的前缘涡与常规吻切锥乘波体相差不大,但稍强,所以三角翼乘波体的上表面前

缘附近压力稍低于常规乘波体,升力系数稍高于常规乘波体。

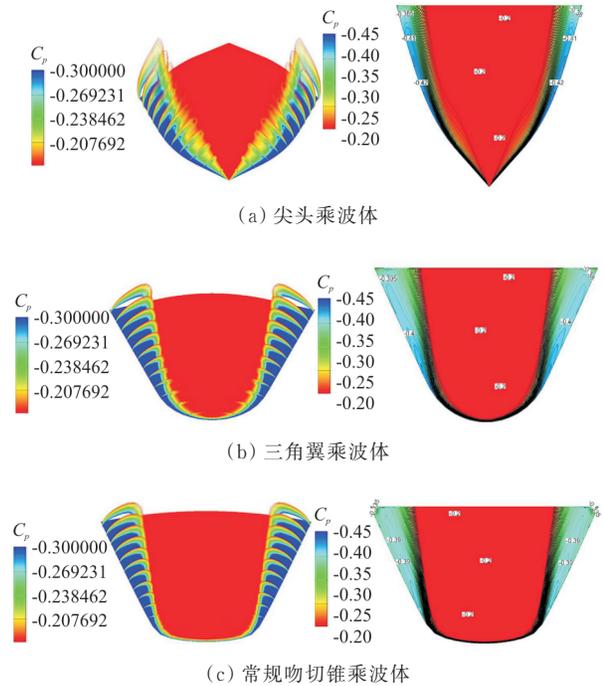
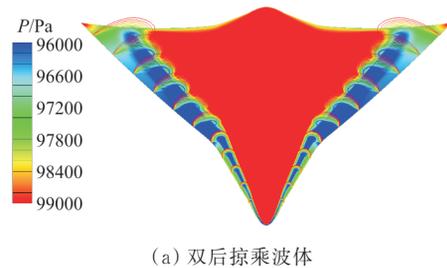


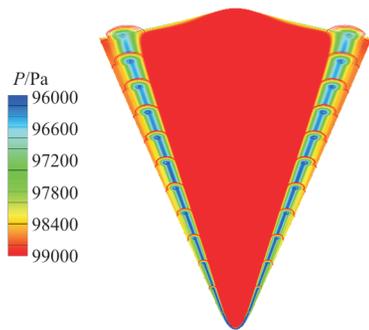
图 13 三种乘波体低速涡结构和上表面压力对比^[26]

Fig. 13 Comparison of the vortex structure and upper surface pressure of three types of waverider at low speed^[26]

刘传振等^[27]和李珺等^[35]对比双后掠和单后掠乘波体在低速下($Ma=0.4, H=0\text{ km}$)的上翼面压力系数 C_p 的分布。后掠角组合为 $\lambda_1=70^\circ, \lambda_2=50^\circ$ 的双后掠乘波体和 $\lambda_1=\lambda_2=70^\circ$ 的单后掠乘波体对比如图 14 所示,可以看出:其在低速阶段的涡效应与传统定后掠角的乘波体相比有稍许不同,但与常规战斗机的“边条翼”类似,即由第一后掠(大后掠角)前缘引起“涡”,之后,该“涡”经第二后掠(小后掠角)前缘扰动而增强,引起前缘线附近背风面的低压区,与定后掠角的乘波体相比,这能进一步增加升力。



(a) 双后掠乘波体



(b) 单后掠乘波体

图 14 双后掠和单后掠乘波体在低速涡结构对比^[35]
Fig. 14 Comparison of vortex structure between double swept and single swept waverider at low speed^[35]

同时,刘传振等^[27]设计 6 种弯头乘波体作为对比(如图 15 所示)探究第二后掠角对涡升力的影响,它们的第一后掠角均为 $\lambda_1=70^\circ$,第二后掠角分别为 $\lambda_2=30^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 60^\circ, 70^\circ$,其他设计参数相同,在低速下($Ma=0.4, H=0 \text{ km}$)的升阻比随攻角变化曲线如图 16 所示,可以看出:后掠角组合为 $\lambda_1=70^\circ, \lambda_2=70^\circ$,即实际为单后掠的乘波体升阻比最小,约为 2.7。双后掠乘波体在低速具有比单后掠更优的气动性能,且随着第二后掠角的减小,升阻比呈增大趋势,以 $\lambda_1=70^\circ, \lambda_2=50^\circ$ 为例,低速下升阻比达 3.5。

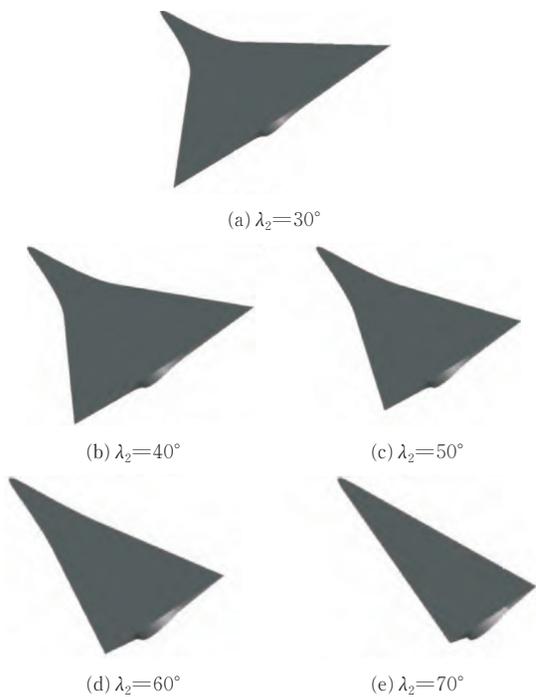


图 15 6 种双后掠外形示意图^[27]

Fig. 15 Sketches of 6 types of double swept shapes^[27]

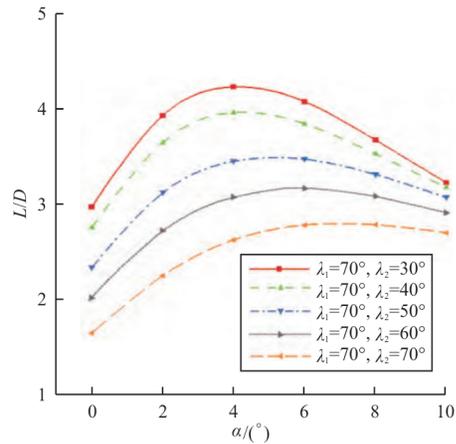


图 16 6 种双后掠外形在低速下升阻对比^[27]
Fig. 16 Comparison of lift to drag of 6 types of double swept shapes at low speed^[27]

3 高超声速大攻角非线性

涡升力乘波构型不仅能提高低速的气动性能,在高超声速大攻角时存在非线性升力增量^[22-23, 25, 27, 35, 37]可进一步提升高超声速气动性能。涡升力乘波体大攻角非线性升力曲线如图 17 所示,可以看出:从 4° 攻角开始存在一定的大攻角非线性升力增量,随攻角增大,这种非线性增量也随之增大^[22]。这种非线性升力在高超声速偏离设计状态下同样存在,随着马赫数的增长,这种非线性升力特性更加明显^[39-41]。

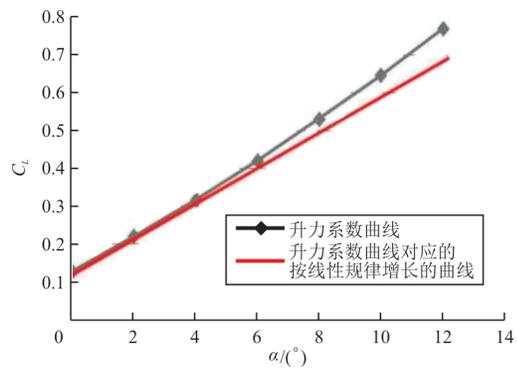


图 17 涡升力乘波体大攻角非线性升力曲线^[22]
Fig. 17 Nonlinear lift coefficient of vortex waverider^[22]

而针对高速下大攻角非线性升力来源进行的研究,可总结为来源于漩涡和来源于激波的两个不同的观点,下面我们分别综述相关研究。

3.1 来源于漩涡的观点

从 19 世纪 70 年代始,美国 NASA 就对超声速下不同航空器的涡流动展开了实验研究^[42],包括

平板、导弹、升力体和机翼等各种飞行器结构,前缘后掠角、前缘钝化程度等几何对涡结构的影响。P. E. Rodi^[22]认为,由于后掠角较大,在第一后掠前缘处会生成漩涡,这一漩涡在产生后会沿机身向后发展,并稳定附着在对称面附近的上表面上,而高速大攻角时的额外非线性升力增量则来源于由这一附着漩涡诱导产生的低压区(如图 18(a)所示)。随后,刘传振等^[39]在定平面形状的乘波体设计时进一步验证了该现象(如图 18(b)所示)。段焰辉等^[23]和 Zhao Z T 等^[25]在提出定后掠角设计(如图 19 所示)与尖头乘波体(如图 20 所示)时,都分析了设计状态 α 分别为 $0^\circ \sim 12^\circ$ 时的上表面压力分布变化,可见不同攻角时随着攻角增大,涡效应诱导的上表面低压区逐渐增大,强度也逐渐增强,他们都将此现象与乘波体升力系数的非线性增长联系起来,认为这是造成升力曲线均呈非线性趋势的原因^[23]。

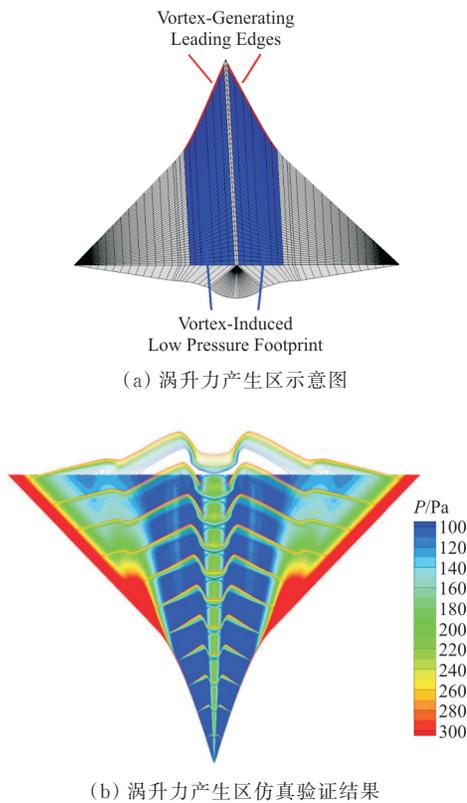


图 18 大攻角下乘波体涡升力特征示意图^[22,39]
Fig. 18 A sketch of vortex lift waverider features at high angles of attack^[22,39]

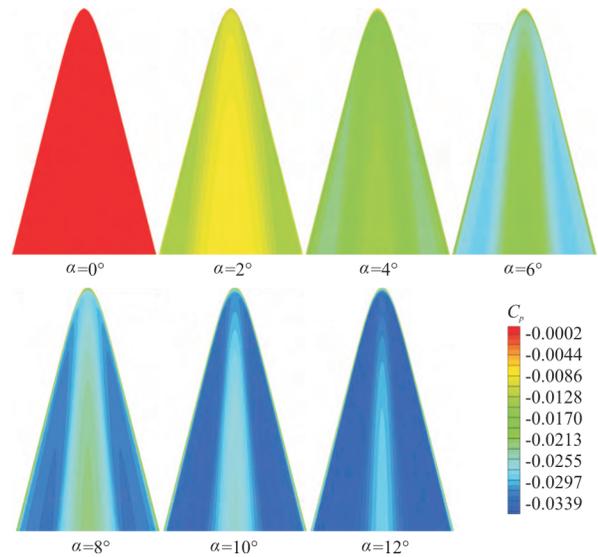


图 19 定后掠角乘波体设计状态下不同攻角时上表面压力云图^[23]

Fig. 19 The upper surface pressure of waverider with constant swept angles at design state with different angles of attack^[23]

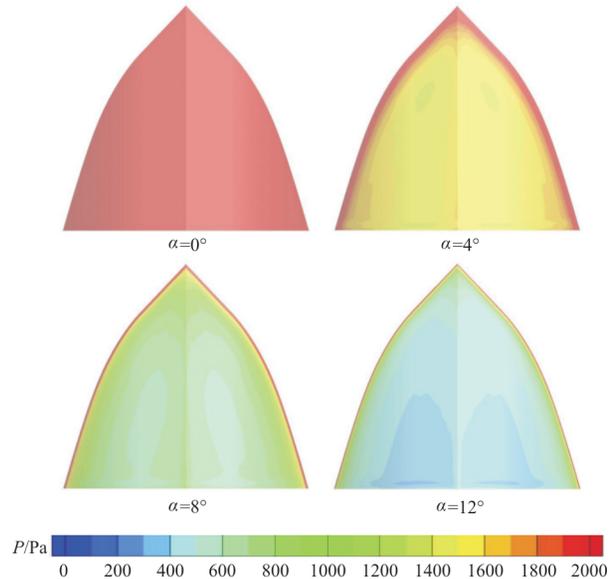


图 20 尖头乘波体设计状态下不同攻角时上表面压力云图^[25]
Fig. 20 The upper surface pressure of cuspidal waverider at design state with different angles of attack^[25]

3.2 来源于激波的观点

刘传振等^[40-41]详细研究了双后掠乘波体上下表面各自对升力的贡献,发现升力的增加主要由下表面贡献,而上表面对升力的贡献很小,因此,他们指出高超声速下的非线性升力来自于漩涡效

应存在问题,进一步通过对比实验,研究发现非线性升力与激波附着有关,即“波效应”。

刘传振等将来流分解为沿前缘切向和法向的分量,如图 21(a)所示,采用二维斜激波关系式(7)分析激波附着变化趋势,公式(8)分析斜激波前后压强比:

$$\begin{cases} M_{\perp} = M_{\infty} \cos(\lambda) \\ \tan(\theta_{\perp}) = \frac{\tan(\theta)}{\cos(\lambda)} \\ \tan\theta_{\perp} = 2\cot\beta_{\perp} \frac{M_{\perp}^2 \sin^2\beta_{\perp} - 1}{M_{\perp}^2 [\gamma + \cos(2\beta_{\perp})] + 2} \end{cases} \quad (7)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_{\perp}^2 \sin^2\beta_{\perp} - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (8)$$

式中: θ 为物面角; β 为激波角; λ 为前缘后掠角; M_{∞} 为来流马赫数; γ 为气体常数,“ \perp ”代表垂直于前缘线的后掠面上的变量。

当攻角为 α 时,物面角 $\theta = \theta_0 + \alpha$,攻角 α 越大,物面角 θ 也越大,如图 21(b)所示。

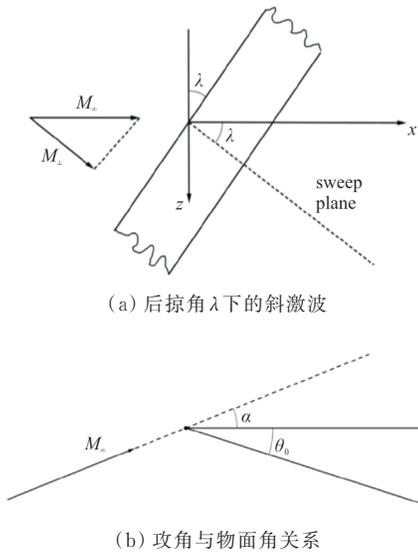


图 21 前缘后掠角的激波关系^[41]

Fig. 21 Shock wave relations of sweep leading edge^[41]

从式(7)~式(8)可得:到激波前后压强比 p_2/p_1 与物面角 θ 以及前缘后掠角 λ 的关系。根据这一关系,Liu C Z等^[41]计算了几个不同前缘后掠角 λ 下的压强比随物面角变化的关系如图 22

所示。

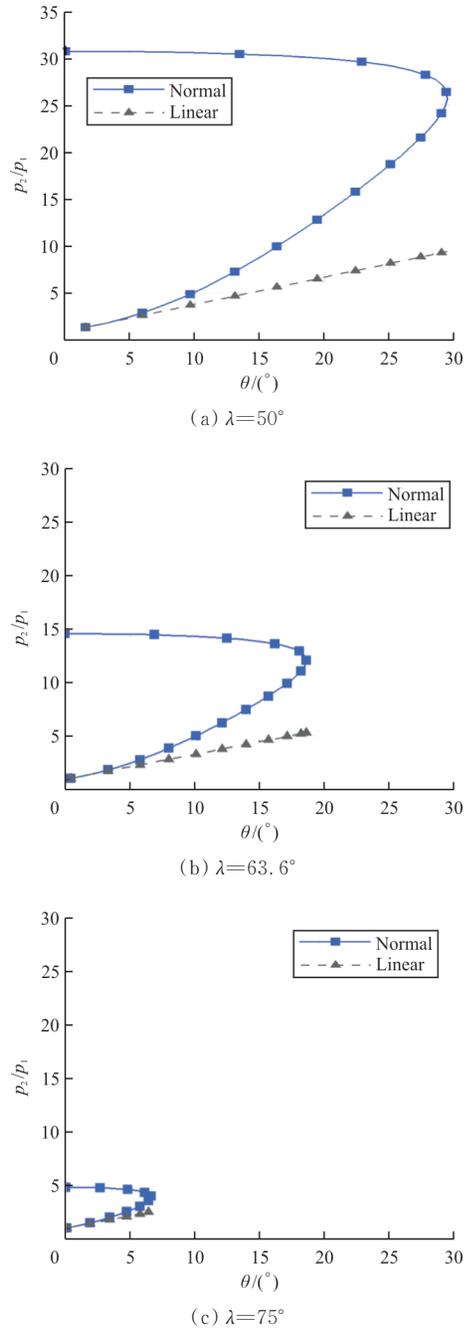


图 22 不同后掠角下压强比随物面角变化^[41]

Fig. 22 Pressure ratio via deflection angle at different sweep angles ($Ma=8$)^[41]

从图 22 可以看出:

- (1) 激波脱体前,压强比随物面角明显的非线性增长。由于波后的压力直接作用于双后掠乘波

体的下表面,且双后掠乘波体的非线性升力主要由下表面贡献,双后掠乘波体升力系数随攻角非线性增长的原因^[40-41]。

(2) 前缘后掠角越小,激波脱体对应的物面角越大,这说明后掠角越小激波越难脱体,同时压力比的非线性增长也越显著,这也解释了观察到的前缘后掠角越小,升力系数的非线性增长越强的现象^[40-41]。

刘传振等^[35]计算了四种乘波模型在 20° 攻角设计状态下($Ma=8$ 、 $H=30$ km)的流场结构验证上述观点,Model 1为第一和第二后掠角分别为 75° 和 50° 的双后掠乘波体;Model 2~Moedl 4均为定后掠角乘波体,Model 2的后掠角为 63.6° ,其长度、平面投影面积和容积率与Model 1相同;Moedl 3和Moedl 4则是长度与Model 1相同,后掠角分别为 75° 和 50° 。在 20° 攻角下Model 1非线性升力增长率为 23.4% ,Model 2为 15.6% ,Model 3的非线性升力在四者中最小,为 6.3% ,Model 4最大,为 28.1% ^[40]。这四种乘波模型横截面压力流场分布如图23所示,纵截面压力流场分布如图24所示。可以看出:无论从横截面还是纵截面压力流场分布,均可见Model 1的第一后掠和Model 3的前缘激波率先脱体且泄露程度最为严重,然后是Model 2的前缘激波脱体,最后是Model 1的第二后掠激波脱体和Model 4的前缘激波脱体,后掠角与激波脱体先后顺序、严重程度以及非线性升力的大小的关系和之前的讨论相符^[40-41]。

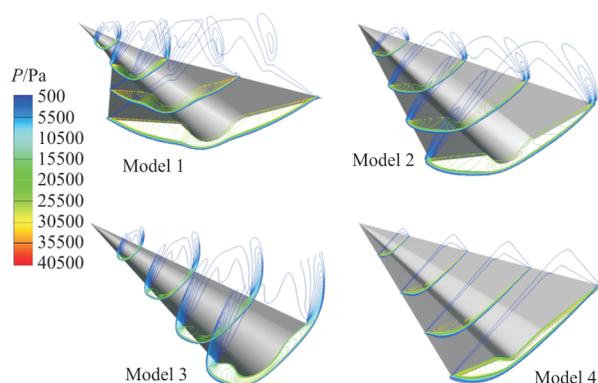


图 23 横截面压力分布对比($\alpha=20^\circ$)^[41]

Fig. 23 Pressure distribution comparison of cross sections ($\alpha=20^\circ$)^[41]

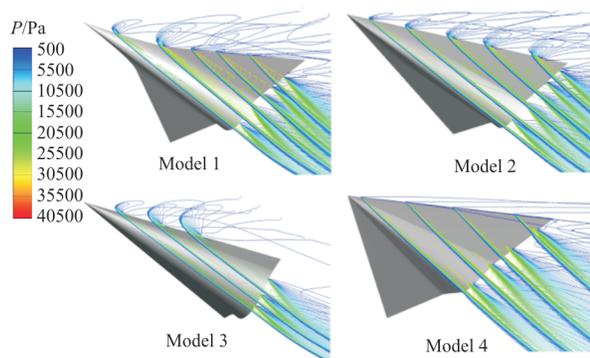


图 24 纵截面压力分布对比($\alpha=20^\circ$)^[41]

Fig. 24 Pressure distribution comparison of longitudinal sections ($\alpha=20^\circ$)^[41]

4 研究建议

国内外对于乘波体的宽速域问题进行了大量研究,但多为超声速阶段的宽速域,在低速起飞阶段的研究较少。其中涡升力乘波体通过定制前缘构型,利用前缘涡效应提升低速气动性能,研究较为系统,但仍然存在一些不足,有待进一步深入,研究建议有:

(1) 基于吻切理论的定前缘型线法的涡升力乘波体设计较为成熟,目前多采用吻切锥基准流场,不足之处在于激波出口型线 and 前缘线的灵活性不能兼顾。其他更为灵活的流场有可能兼顾涡升力乘波体的激波出口型线 and 前缘型线的设计灵活性,如吻切流场。

(2) 基于给定激波面的投影法可将前缘线和激波出口型线解耦设计,目前人们研究了以圆锥流场对涡升力乘波体的宽速域气动性能,但激波出口型线灵活性问题仍未解决。涡升力乘波体的激波出口型线灵活性可作为下一步的研究方向。

(3) 基于激波装配法的波导体法可精确设计激波流场,是一种有效的涡升力乘波体设计方法。波导体与乘波体之间的几何关系尚处于初步研究阶段,如何通过是基于激波装配法的波导体法设计特定前缘型线的涡升力乘波体,其中的关系有待进一步明确。

5 结束语

涡升力乘波体在保持了高超声速高升阻比特性的同时,通过定制乘波体前缘型线,在低速诱导前缘涡提升了低速气动性能,因而可以作为宽速

域空天飞行器外形的备选设计方案。目前,定后掠角乘波体、尖头乘波体、三角翼乘波体和双后掠乘波体是四种常见的涡升力乘波体。此外,研究表明涡升力乘波体在高速大攻角下还具有有一定的非线性升力,这进一步提升了其高超声速时的气动性能,而对该非线性升力的来源,目前有来源于漩涡和来源于激波两种观点。

本文将涡升力乘波体设计方法归纳为基于吻切理论的定前缘型线法、基于激波装配法的波导体法和基于给定激波面的投影法三大类,分析了三种设计方法的优点和不足,并进一步指明了下一步的研究方向,希望能为涡升力乘波体的进一步发展提供具有价值的参考。

参考文献

- [1] KUCHEMANN D. The aerodynamic design of aircraft [M]. Oxford: Pergamon Press, 1978: 101-110.
- [2] NONWEILER T R F. Aerodynamic problem of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 585: 521-528.
- [3] 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.
- [4] SOBIECZKY H, DOUGHERTY F C, JONES K. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]// First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990: 1-19.
- [5] SOBIECZKY H, ZORES B, WANG Z, et al. High speed flow design using the theory of osculating cones and axisymmetric flows[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12(1): 3-10.
- [6] RODI P E. The osculating flowfield method of waverider geometry generation[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [7] LIU J, DING F, HUANG W, et al. Novel approach for designing a hypersonic gliding-cruising dual waverider vehicle [J]. Acta Astronautica, 2014, 102: 81-88.
- [8] 丁峰. 高超声速滑翔-巡航两级乘波设计方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
DING Feng. Design study of hypersonic slider-cruise two-stage waverider[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [9] LIU Z, LIU J, DING F, et al. Novel methodology for wide-ranged multistage morphing waverider based on conical theory[J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 362-369.
- [10] 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 flowfield waverider [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [11] 王发民, 丁海河, 雷麦芳. 乘波布局飞行器宽速域气动特性与研究[J]. 中国科学E辑: 技术科学, 2009, 39(11): 1828-1835.
WANG Famin, DING Haihe, LEI Maifang. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 39(11): 1825-1835. (in Chinese)
- [12] LI S B, LUO S B, WANG W, et al. Influence of the connection section on the aerodynamic performance of the tandem waverider in a wide-speed rang[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 30(1): 50-65.
- [13] LI S B, HUANG W, WANG Z G, et al. Design and aerodynamic investigation of a parallel vehicle on a wide speed range [J]. Science China Information Sciences, 2014, 57(12): 1-10.
- [14] ZHANG T T, WANG Z G, HUANG W, et al. A design approach of wide-speed-range vehicles based on the cone-derived theory[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 42-51.
- [15] LI S B, WANG Z G, HUANG W, et al. Design and investigation on variable Mach number waverider for a wide-speed rang[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 291-302.
- [16] ZHAO Z T, HUANG W, LI S B, et al. Variable Mach number design approach for a parallel waverider with a wide-speed range based on the osculating cone theory [J]. Acta Astronautica, 2018, 147: 163-174.
- [17] LIU J, LIU Z, WEN X, et al. Novel osculating flowfield methodology for wide-speed range waverider vehicles across variable Mach number[J]. Acta Astronautica, 2019, 162: 160-167.
- [18] LIU Z, LIU J, DING F, et al. Novel osculating flowfield methodology for hypersonic waverider vehicles based on variable shock angle [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 31(4): 04018043.
- [19] CORDA S. Star-body waveriders with multiple design mach numbers[J]. Spacecraft Rockets, 2009, 46(6): 1178-1185.
- [20] APHONENIX A, ROGERS R E, MAXWELL J R, et al. Mach five to ten morphing waverider: control point study [J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(2): 493-504.
- [21] RODI P E. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flow field waveriders [C]// The 49th Aerospace Science Meeting. Reston, VA: AIAA, 2011: 1-7.
- [22] RODI P E. Vortex lift waverider configurations [C]// The 50th Aerospace Science Meeting. Reston, VA: AIAA, 2012: 1-7.
- [23] 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. Research on the methods of generation and design of osculation cone waverider with constant angle of sweepback[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 3023-3034. (in Chinese)
- [24] 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, 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)
- [25] ZHAO Z T, HUANG W, YAN B B. Design and high speed aerodynamic performance analysis of vortex lift waverider with a wide-speed range [J]. Acta Astronautica, 2018, 151: 848-863.
- [26] ZHAO Z T, HUANG W, YAN L, et al. Low speed aerodynamic performance analysis of vortex lift waveriders with a wide-speed range[J]. Acta Astronautica, 2019, 161: 209-221.
- [27] 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): 104-114.
LIU Chuanzhen, BAI Peng, CHEN Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 104-114. (in Chinese)
- [28] 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)
- [29] LIU C Z, BAI P, YANG Y, et al. Double swept waverider from osculating-cone method[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 31(6): 06018004. 1-06018004. 5.
- [30] WANG J F, LIU C Z, BAI P, et al. Design methodology of the waverider with a controllable planar shape [J]. Acta Astronautica, 2018, 151: 504-510.
- [31] 刘谋佶. 边条翼及分离涡研究[J]. 北京航空学院学报, 1987(4): 1-10.
LIU Moujie. Studies on strake-wing aerodynamics and separated vortex [J]. Journal of Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, 1987(4): 1-10. (in Chinese)
- [32] 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 Chuanzhen, JI Chuqun. Waverider design and analysis based on shock-fitting method[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2017, 35(3): 421-428. (in Chinese)
- [33] 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): 81-90.
LI Yongzhou, SUN Di, ZHANG Kunyuan. Waverider design for controlled leading and trailing edge [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 81-90. (in Chinese)
- [34] 李永洲, 李光熙, 张堃元, 等. 前后缘同时可控的乘波体气动修型设计与分析[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 1-9, 38.
LI Yongzhou, LI Guangxi, ZHANG Kunyuan, et al. Aerodynamic modification design and analysis of waverider with controllable leading and trailing edges [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 1-9, 38. (in Chinese)
- [35] 李珺, 易怀喜, 王逗, 等. 基于投影法的双后掠乘波体气动性能研究[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 124703.
LI Jun, YI Huaixi, WANG Dou, et al. Research on aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 124703. (in Chinese)
- [36] DING F, LIU J, SHEN C B, et al. An overview of research on waverider design methodology [J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 190-205.
- [37] 陈立立, 郭正, 邓小龙, 等. 一种新型乘波体设计方法研究 [J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 673-680, 690.
CHEN Lili, GUO Zheng, DENG Xiaolong, et al. Investigation on a novel waverider design method [J]. Advances in Aeronautics Science and Engineering, 2019, 10(5): 673-680, 690. (in Chinese)
- [38] 刘传振, 刘强, 白鹏, 等. 涡波效应宽速域气动外形设计 [J]. 航空学报, 2018, 39(7): 73-81.
LIU Chuanzhen, LIU Qiang, BAI Peng, et al. Planform-controllable waverider design integrating shock and vortex effects [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 73-81. (in Chinese)
- [39] LIU C Z, LIU Q, BAI P, et al. Planform-customized waverider design integrating with vortex effect [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 438-443.
- [40] 刘传振, 田俊武, 白鹏, 等. 双后掠乘波体的非线性升力增长 [J]. 航空学报, 2019, 40(10): 60-69.
LIU Chuanzhen, TIAN Junwu, BAI Peng, et al. Nonlinear lift increase of double swept waverider [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(10): 60-69. (in Chinese)
- [41] LIU C Z, BAI P, TIAN J, et al. Nonlinearity analysis of increase in lift of double swept waverider [J]. AIAA Journal, 2019(1): 1-11.
- [42] WOOD R M, WILCOX F J, STEVEN J, et al. Vortex flows at supersonic speeds [R]. USA: NASA Center for AeroSpace Information, 2003.

作者简介:

易怀喜(1998-),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计及气动设计。

王逗(1988-),男,博士,讲师。主要研究方向:高超声速飞行器设计,微型仿生飞行器设计。

李珺(1989-),男,博士,副教授。主要研究方向:长航时飞行器总体设计,临近空间浮空型飞行器设计。

罗世彬(1976-),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计方法及关键技术应用。

(编辑:马文静)