

# 宽速域乘波构型设计方法研究综述

罗世彬, 周嘉明

(中南大学航空航天大学, 长沙 410083)

**摘要:** 乘波体是一种典型的高速气动构型, 由于高升阻比和均匀的下表面流动等特性使其成为机身/进气道一体化设计的理想构型。随着对乘波体设计方法的不断研究, 提高乘波体在非设计条件下的气动性能, 实现乘波体的宽速域飞行成为乘波体实用化的一个重要研究方向。将目前的宽速域乘波体设计方法分成变马赫数、多级组合和涡波结合3种类型, 并详细介绍了这些方法的设计过程, 分析了设计方法的优缺点。

**关键词:** 乘波体; 宽速域; 设计方法; 气动外形

**中图分类号:** V221.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-4080 (2021) 02-0068-07

## Review on the Design Methodology of Waverider for a Wide-Speed Range

LUO Shibin, ZHOU Jiaming

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

**Abstract:** The waverider is a typical high velocity aerodynamic configuration. Due to its high lift-drag ratio and uniform lower surface flow characteristics, it has become an ideal configuration for the integrated fuselage / intake design. With the continuous research on the design method of the waverider, improving the aerodynamic performance of the waverider under non-design conditions, and realizing the wide-speed flight of the waverider have become an important research direction of the waverider practicality. This paper divides the current design methods of wide-speed waverider into three types: variable Mach number, multi-stage combination and combination of shock and vortex. The design process of these methods is introduced in detail, and the advantages and disadvantages of these design methods are analyzed.

**Key words:** Waverider; Wide-speed range; Design method; Aerodynamic configuration

### 0 引言

乘波构型通过阻止下表面流体的横向流动将高压区域限制在飞行器下方来提高升阻比, 因而成为一种适用于高超声速飞行的气动布局形式。由于飞行器如同骑在激波上飞行, 因而被称为乘波体。传统的乘波体设计方法可以分为3种, 包括基于二维流场的楔导理论、基于三维轴对称流场

的锥导理论和可根据需要自行设计流场的吻切锥乘波理论。其他设计方法多是在这3种方法的基础上改变流场参数和外形参数, 目的是扩展乘波体在纵向和展向上的设计自由度, 从而提高乘波构型的实用性。

乘波体是基于乘波构型得到的气动外形, 可作为飞行器的前体或机身。相比于其他外形在高速飞行时更容易获得高升阻比, 而且便于进行优

收稿日期: 2020-03-10; 修订日期: 2020-08-26

作者简介: 罗世彬 (1976-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行器总体设计。E-mail: luoshibin@sina.com

化设计, 所以拥有广泛的应用前景。但是, 随着航空航天技术的发展, 对飞行器性能的要求不再局限于某一特定的马赫数, 实现大空域和宽速域飞行成为新的气动外形设计目标。而传统的乘波飞行器在偏离设计点时的气动性能变化明显, 不适合用于宽速域飞行, 因此, 提高乘波体宽速域气动性能成为未来乘波体重要的发展方向之一。

赵桂林等<sup>[1]</sup>总结了乘波体的各种设计方法并对优化方法进行了介绍。Ding 等<sup>[2]</sup>从乘波体使用的流场类型和求解方法等方面对乘波体的设计方法进行了整理。刘济民等<sup>[3]</sup>根据乘波体的设计要素将设计方法分为正设计和反设计两类, 并详细分析了两类方法的优缺点。本文针对目前乘波体的宽速域设计方法进行分类和总结, 分析了现有宽速域乘波体设计方法的优缺点, 提出了乘波体在宽速域设计方向的未来研究重点。

## 1 设计方法分类

传统的乘波体宽速域性能较差, 原因在于大多数方法都是基于特定马赫数的流场进行设计, 在非设计点, 气流沿前缘溢流到上表面破坏了乘波特性的, 降低了上下表面的压差, 从而使气动性能下降。此外, 由于乘波构型利用激波提高飞行器的升力, 大多数都拥有较大的后掠角, 所以亚声速飞行时的气动性能不理想。

为了拓宽乘波体的速域, 提高其在非设计状态下的升阻比, 国内外对宽速域乘波体设计方法进行了研究, 可分为变马赫数、多级组合和涡波结合 3 类。变马赫数设计是在传统设计方法基础上, 通过增加乘波体的设计马赫数, 将在特定马赫数下乘波的乘波体扩展为在多个马赫数下具有部分乘波特性的新型乘波构型, 从而达到在宽速域内都拥有较好气动特性的目的。多级组合是将 2 个或多个具有不同设计马赫数的乘波体根据不同的任务需求, 通过不同方式组合连接使飞行器在不同马赫数时总是有一部分机体具有乘波特性的。涡-波结合的设计方法则是通过控制乘波体的平面形状和其后掠角等参数引入涡效应, 使乘波体在低速飞行时上表面产生稳定的分离涡, 利用涡升力来提高乘波体的低速气动性能。本文对上述 3 类设计方法的研究现状进行详细介绍。

## 2 设计方法研究现状

### 2.1 变马赫数宽速域设计

乘波体的生成需先确定基准流场, 而来流马赫数又是基准流场的一个关键设计参数, 大多数的乘波体设计都基于某一特定流场, 不利于飞行器的宽速域飞行, 降低了乘波体的实用性。

Li 等<sup>[4]</sup>基于锥导乘波原理提出了一种变马赫数的宽速域乘波飞行器设计方法, 将原本的单一马赫数扩展为多个, 设计原理如图 1 所示。该方法将乘波体上表面后缘线分成不同的马赫数区间, 再给出激波锥或基准锥的锥角, 即可确定不同区间的流场内任意一点的流场参数, 从而求出变马赫数条件下的前缘线, 最后根据流线追踪原理完成变马赫数乘波外形设计。

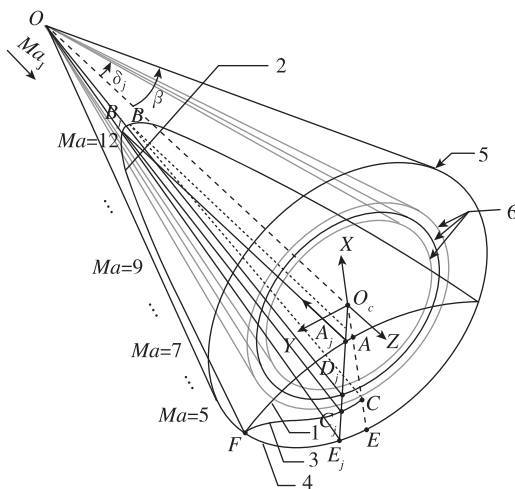


图 1 变马赫数乘波体设计

Fig. 1 The design of the variable Mach number waverider

为了研究这种新型乘波体在宽速域范围内的气动性能, Li 等<sup>[4]</sup>设计了 4 种算例进行对比分析, 参数如表 1 所示。所有算例均为  $0^\circ$  攻角, 其中算例 3 和 4 为变马赫数乘波体, 分别代表从乘波体前缘到对称面的速度由  $Ma = 10$  减小到 6 和  $Ma = 6$  增加到 10。研究结果表明, 随着速度的增加, 4 种算例的升阻比都逐渐变大, 算例 2 的升阻比在该速域范围内的升阻比最高, 在 3.6~4.4 之间。与此相比, 算例 3 的升阻比略有下降, 但下表面压力分布更加均匀, 拥有更高的容积率, 比算例 2 的实用性更高。此外, 对比算例 3 和 4 可发现, 设计马赫数

不同的变化方式对升阻比也有重要影响,虽然算例4的最大升阻比只有3.8,但仍然大于算例1,并且比算例2和3拥有更大的容积率。

表1 不同算例的设计参数<sup>[4]</sup>

Tab. 1 Design parameters for different cases<sup>[4]</sup>

算例	设计马赫数
1	10
2	6
3	10~6
4	6~10

该方法以锥导乘波理论为基础,利用几何拼接的方式,将多个设计马赫数不同的锥导乘波体进行组合拼接,设计生成宽速域乘波组合体,并应用于宽速域乘波飞行器设计。由于该种组合体沿展向不同站位的乘波设计马赫数是不相同的,因此,其在多个飞行马赫数下均可近似乘波;但该类组合乘波体在相邻展向站位的乘波设计马赫数是间断的,且组合方式是几何拼接方式,因此该类组合乘波体在多个飞行马赫数之间不能实现光滑过渡,其在整个飞行马赫数包线的气动性能还有待进一步研究。

Zhao等<sup>[5]</sup>在此基础上提出了变马赫数的吻切锥乘波体设计方法,使激波形状可以自由设计,拓宽了展向的设计自由度。研究表明,将变马赫数方法应用于吻切锥同样能够提高乘波体的宽速域性能。

为了解决不同马赫数区间光滑过渡的问题,刘珍<sup>[6]</sup>提出了一种变马赫数吻切流场乘波体设计方法。该方法在不同吻切平面所对应的锥形流场中给定不同的设计马赫数,并使设计马赫数沿展向连续变化从而得出所需要的外形。为了研究该类乘波体的气动性能,设计了马赫数在6~13范围内变化的宽速域乘波外形,并与 $Ma=6$ 和 $Ma=13$ 的基准乘波体进行了对比分析,如图2所示。研究表明,变马赫数乘波体的气动性能始终介于两个基准乘波体之间,因此更适合于宽速域飞行。此外,对马赫数延展向变化规律的研究结果与其他几种方法的结果相同,由对称面至前缘线方向的马赫数由低到高会有更高的升阻比,反之则有更高的容积率。

这类方法扩展了乘波体的设计马赫数,使飞行器不再局限于某一个马赫数严格乘波,而是使

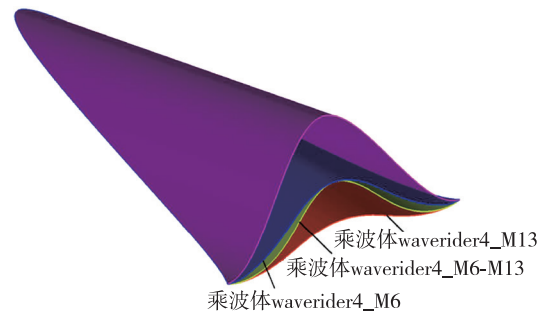


图2 变马赫数吻切流场乘波体<sup>[6]</sup>

Fig. 2 The design of the variable Mach number osculating flowfield waverider<sup>[6]</sup>

其在较宽速域内近似乘波,从而提高了乘波体的速域范围,降低了飞行器的最大升阻比,提高了非设计点的气动性能。

## 2.2 多级组合的宽速域设计

为了提高飞行器的宽速域性能,将不同设计马赫数的乘波体以某种形式组合,使飞行器能在不同飞行速度时能够利用相应设计马赫数的乘波部分提高飞行器的升阻比,是实现乘波体宽速域飞行的另一类设计方法。

目前,对多级组合形式的乘波飞行器研究可分为3类:一是将高设计马赫数和低设计马赫数的乘波体通过“串联”或“并联”的形式组合;二是以高或低设计马赫数乘波体的下表面作为抛整流罩,通过抛整流罩提高宽速域性能;三是结合变体技术,通过改变乘波体下表面的形状,使飞行器在不同速度时始终保持乘波。

### 2.2.1 “串联”和“并联”乘波体

王发民等<sup>[7]</sup>以 $Ma=3$ 和 $Ma=6$ 作为两种基础乘波体的设计条件并进行优化。最后将两种乘波体串联拼接,设计得到的乘波体如图3所示,并研究了其在 $Ma=0\sim7$ 范围内的气动性能。结果表明,该外形在所研究速域内升阻比都在3.5以上,说明该飞行器能够较好地适应宽速域飞行。通过观察流场可知,在低速飞行时气流在上表面附近形成涡,飞行器的升力主要由涡升力提供。随着速度增加,激波角逐渐减小,乘波特性取代涡的作用成为升力的主要来源。这种方法的不足之处在于设计过程复杂,人为参与度高,可重复性较差。

李世斌等<sup>[8]</sup>也提出了一种串联乘波方案,其区别在于该方案规定了前后两级的宽度相等。为了

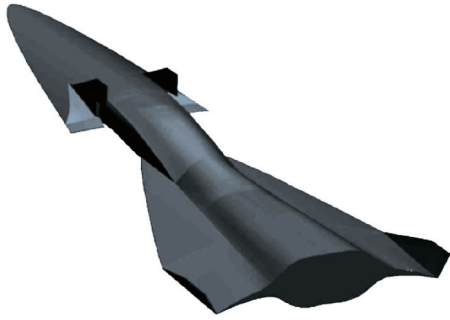


图 3 串联宽速域乘波飞行器

Fig. 3 The novel wide-ranged waverider

研究该类飞行器的性能，将设计  $Ma = 4$  的低设计马赫数乘波体作为头部，尾部由设计  $Ma = 8$  的高马赫乘波体构成，生成的外形如图 4 所示。对两个基准乘波体和串联乘波飞行器的气动特性进行数值模拟，结果表明，在设计范围内，串联乘波体的升阻比高于基准构型。低设计马赫数乘波头部能增加飞行器在正攻角状态下的升阻比，而尾部的高设计马赫数乘波体能使飞行器的气动性能更稳定，连接段主要通过提高飞行器的升力系数来提高外形的升阻比。

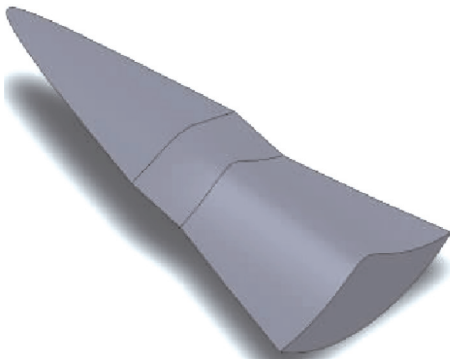


图 4 串联宽速域乘波体示意图

Fig. 4 Sketch for the novel wide-range waverider

在此基础上，李世斌等<sup>[8]</sup>还对连接段长度和尾部的宽度的影响进行了研究。结果表明，连接段长度的增加可提高外形的升阻比，且外形对攻角的变化更为敏感。此外，合适的前体厚度会改变连接段下表面的倾斜角度，从而能有效改善飞行器的升阻比。研究表明，随着前体厚度的增加使连接段下表面的倾斜角度变小，气流速度提高，改善了后体的气动性能，使飞行器的升阻比提高，且最大升阻比对应的攻角变大。对尾部宽度的研究表明，尾部宽度的增加虽然降低了飞行器的升力系数和阻力系数，但会提高升阻比。Li 等<sup>[9-10]</sup>基

于锥导乘波理论提出的“并联”乘波体是将两种设计马赫数的乘波体沿展向拼接，设计原理如图 5 所示。将设计马赫数为 4 和 8 的锥导乘波体并联拼接，研究表明，该方法主要通过降低阻力系数来提高飞行器的升阻比，且其升阻比要明显大于基准乘波体。

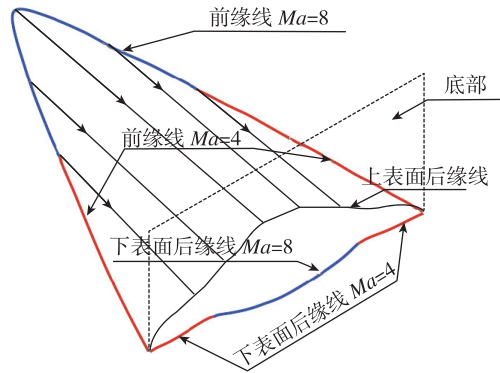


图 5 并联乘波飞行器设计原理

Fig. 5 The design theory of the parallel waverider

### 2.2.2 抛整流罩形式的乘波体

丁峰<sup>[11]</sup>基于滑翔巡航相结合的新型弹道方案提出了一种滑翔-巡航两级乘波设计方法。该方案的飞行任务为先进行高速滑翔再入，到达一定高度后进行巡航，示意图如图 6 所示。这种两级乘波设计方法的优点在于通过两级共用同一前缘线使飞行器在滑翔阶段通过带整流罩实现高马赫数乘波，在抛掉整流罩后还能实现低马赫数乘波，且满足进气道唇口激波封口的设计要求。但由于采用了锥导理论，使进气道唇口形状只能为圆弧形，限制了这种方法的设计自由度，且无法为发动机提供均匀压缩气流。

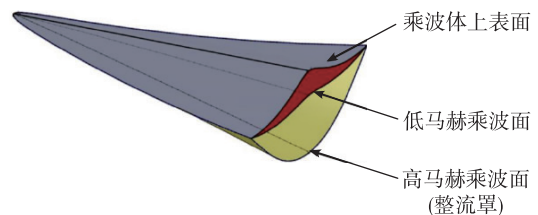


图 6 两级锥导乘波体

Fig. 6 The two-stage cone-derived waverider

因此，王庆文<sup>[12]</sup>基于吻切锥理论进一步扩展了该设计方法来解决上述问题。但研究发现，该飞行器在滑翔阶段存在溢流现象，破坏了飞行器的乘波特性，因此，王庆文<sup>[12]</sup>又提出了基于变激波角吻切锥理论的滑翔-巡航两级乘波体设计方法，

通过改变不同吻切平面内激波角的大小使设计的两级乘波体均能在设计状态严格乘波,如图7所示。

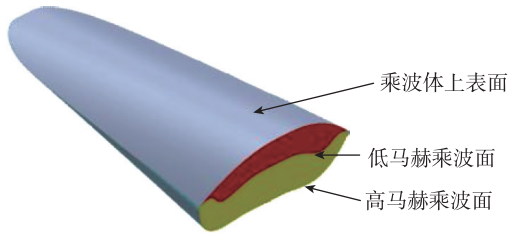


图7 串联宽速域乘波体

Fig. 7 The osculating method of the dual waverider

### 2.2.3 可变形乘波体

由于滑翔-巡航的两级设计方法只能在两个设计马赫数下乘波实现,因此,刘珍<sup>[6]</sup>在该方法的基础上结合变体技术提出了多级变体乘波体设计,并分别基于锥导理论和基于吻切锥理论实现了两类多级乘波体,如图8所示。随后,采用数值模拟方法进行气动特性计算以验证上述两种多级乘波体设计理论的正确性和设计方法的有效性,并对多级乘波体与常规单级乘波体的气动特性进行对比分析。研究表明,多级变体乘波体通过改变下表面的气动外形可以在较宽速域范围内始终保持良好的乘波特性和更适用于进行宽速域飞行。

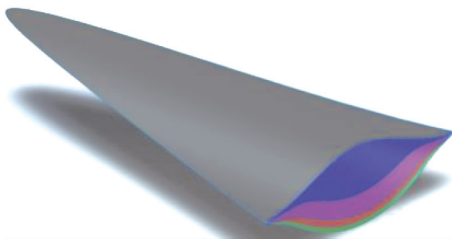


图8 多级变体锥导乘波体

Fig. 8 The multistage cone-derived waverider

生成的多级变体乘波体适用于宽速域飞行,在较宽速域范围内均具有较好的乘波特性和升阻比。由于多级乘波体在宽速域范围内飞行时,升阻比随着马赫数的降低而增大,因此适用于进行滑翔飞行;多级乘波体也可用于吸气式飞行器的前体,能够保证在宽马赫数范围内唇口激波位置不变且具有封口特性。

Maxwell等<sup>[13-14]</sup>对比分析了可变形乘波体与航天飞机的再入轨道特性。研究结果表明,通过变形使乘波体在再入过程中保持较高的升阻比能够大幅度降低飞行器的减速度峰值和热流峰值,从

而提高乘波体的再入弹道性能。在此基础上,Maxwell等<sup>[15-16]</sup>还对变形乘波体的执行机构进行了研究,为可变形乘波体的实用化奠定了基础。

这类方法的共同点在于都是在保持乘波体前缘线与上表面不变的条件下对下表面进行变形,使飞行器以抛整流罩或变结构的形式在所研究速域内保持较好的乘波特性和升阻比,从而提高宽速域飞行性能,但由于其飞行任务的特点使其难以适应更宽的速域,此外,该类方法增加了飞行器的结构质量和复杂程度。

### 2.3 涡-波结合的宽速域设计

乘波构型是一种适用于高超声速飞行的气动布局形式,通常拥有较大的后掠角,所以在低速飞行时表现出较差的气动性能。为了不破坏其在高速时的乘波特性和升阻比,Rodi<sup>[17-18]</sup>提出利用涡升力来改善乘波体的低速性能并对定后掠角吻切锥乘波体和定后掠角吻切流场乘波体进行了研究。结果表明,前缘特定的后掠角能够在上表面产生稳定的分离涡,从而利用涡升力提高低速时的升阻比。

段焰辉等<sup>[19]</sup>在吻切锥理论的基础上给出了定后掠角乘波体的设计方法。研究了设计变量的取值范围和升阻比、体积效率随设计变量的变化规律。结果表明,定后掠角乘波体具有明显的乘波特性和能够在较高的升阻比时保证一定的容积。

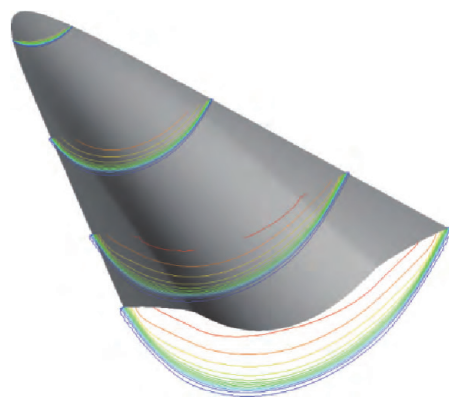


图9 定后掠角乘波体

Fig. 9 The osculating cone waverider with constant angle

宋赋强等<sup>[20]</sup>通过精确控制前缘和后掠角,得到了符合要求的乘波体。对乘波体设计参数的研究发现,对后掠角影响较大的参数为基准锥半锥角,其值越大则后掠角越大,容积率越高。此外,激波流场的长度也对低速条件下涡的生成有较大的影响。研究发现,当攻角为 $20^\circ$ 时,乘波体的升

阻比最大值达到 9.737,由此可见,低速时通过精确控制乘波体的前缘和后掠角可产生较大的涡升力提高飞行器的升阻比。

刘传振等<sup>[21-23]</sup>通过对平面形状的设计引入涡效应建立了定平面乘波体设计方法,如图 10 所示。该方法在高超声速和低速分别使用激波和漩涡提高气动性能。将得到的双后掠外形与带锥体的平板对比分析,结果表明,这种双后掠乘波体保持了在高超声速阶段较高的升阻比,在低速状态有效利用了涡升力改善气动性能。在设计点飞行时,减小第二后掠角会提高升阻比,但容积率会减小。但是该方法并未讨论不同平面形状和曲率的乘波体气动性能,且在高超声速时仍会产生大攻角的非线性增升现象。

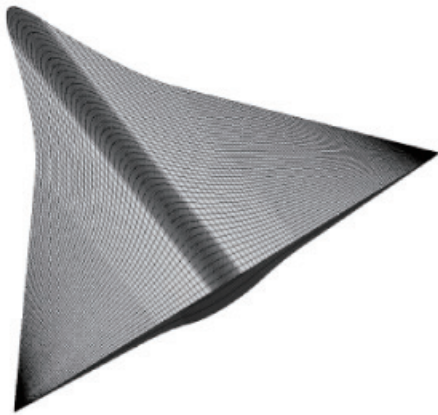


图 10 定平面形状乘波体

Fig. 10 The planform-controllable waverider

### 3 设计方法对比分析

从以上讨论可知,目前宽速域乘波体设计方法的研究可分为 3 类,包括通过增加乘波体的设计马赫数、不同设计马赫数乘波体组合和控制乘波体平面形状的方式实现宽速域范围内气动性能的提高。表 2 总结了上述 3 类设计方法的优缺点,在应用时可根据任务需求进行合理选择。

### 4 结论与展望

通过对宽速域乘波体设计方法的发展过程与研究现状的分析,有以下几点结论:

1) 提高乘波体的宽速域性能最直接的方式就是增加乘波体的设计马赫数,使其沿展向分布。这种方法得到的乘波体不能实现严格乘波,所以最大升阻比低于传统的乘波体,但是在宽速域内,

升阻比的变化幅度却小于传统乘波体。

表 2 宽速域乘波体设计方法优缺点

Tab. 2 Merit and demerit of the wide speed waverider

设计方法	优点	缺点
变马赫数	可根据需求修改设计马赫数,在多个马赫数下都具有一定的乘波特性	没有考虑飞行器在亚声速范围内的气动性能,只是拓宽了在高超声速范围内的速域
多级组合	可由不同设计马赫数组合,不同的组合方式可用于不同的飞行任务	由于每一级仍是基于传统的乘波体设计方法,因此,仍然存在乘波体设计的固有缺陷
涡波结合	结合涡效应,有效改善了乘波体低速时的气动性能	没有改善乘波体在高超声速范围内的宽速域性能,该方法得到的乘波体仍然存在非设计点时气动性能明显下降的问题

2) “串联”与“并联”的多级组合方式在原理上与变马赫数乘波体相似,都是牺牲部分乘波性能提高飞行器在宽速域内的气动特性。

3) 滑翔-巡航乘波体与可变形乘波体的共同点在于保持乘波体前缘线不变,通过改变下表面形状实现在不同马赫数下的乘波。这种方法虽然增加了结构质量,但是却有更好的乘波特性。

4) 涡波结合的方式能够利用乘波体上表面产生的涡提高升阻比,目前大多数方法都是控制乘波体的平面形状引入涡效应,但是,由于高超声速条件下涡的原理复杂,该方法还需要更多的研究。

这些宽速域乘波体的设计方法可以通过多种传统的乘波体设计方法实现,包括锥导乘波体、吻切锥乘波体、吻切流场乘波体等。虽然提出了多种宽速域乘波体设计方法,但是对每种方法的研究还不够深入,仍有大量工作可做。此外,由于飞行任务的不同,对飞行器的速域范围要求也不相同,如何评价飞行器宽速域性能的好坏仍有待研究。

### 参考文献

- [1] 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.
- [2] Ding F, Liu J, Shen C B, et al. An overview of research on waverider design methodology[J]. Acta Astronautica, 2017, 140:190-205.
- [3] 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.
- [4] Li S B, Wang Z G, Huang W, et al. Design and investigation on variable Mach number waverider for a wide-speed range[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 291-302.
- [5] 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.
- [6] 刘珍. 吻切流场乘波气动设计理论和方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2018.
- [7] 王发民, 丁海河, 雷麦芳, 等. 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.
- [8] 李世斌, 罗世彬, 黄伟, 等. 新型宽速域高超声速飞行器气动特性研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(5): 588-592.
- [9] Li S B, Luo S B, Huang W, et al. Influence of the connection section on the aerodynamic performance of the tandem waverider in a wide-speed range[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 30(1): 50-65.
- [10] 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): 233-242.
- [11] 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.
- [12] 王庆文. 基于吻切理论的两级乘波体设计[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [13] Maxwell J R, Phoenix A A. Morphable hypersonic waverider and trajectory optimized for atmosphere entry[R]. AIAA 2017-5357, 2017.
- [14] Maxwell J R. Shapeable hypersonic waverider entry vehicles[R]. AIAA 2017-4880, 2017.
- [15] Maxwell J R. Hypersonic waverider stream surface actuation for variable design point operation [R]. AIAA 2016-4706, 2016.
- [16] Phoenix A A, Maxwell J R. The Mach 5 to 3.5 morphing waverider optimal actuation location selection [R]. AIAA 2018-1285, 2018.
- [17] Rodi P E. Vortex lift waverider configurations[R]. AIAA 2012-1238, 2012.
- [18] Rodi P E. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flowfield waveriders[R]. AIAA 2011-1188, 2011.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] 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): 68-76.
- [22] 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.
- [23] Liu C Z, Bai P, Chen Y X, et al. Research on the design of the double swept waverider[R]. AIAA 2017-2140, 2017.

引用格式: 罗世彬, 周嘉明. 宽速域乘波构型设计方法研究综述[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(2): 68-74.

Citation: Luo S B, Zhou J M. Review on the design methodology of waverider for a wide-speed range [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 68-74.