



力学学报

Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics

ISSN 0459-1879, CN 11-2062/O3

## 《力学学报》网络首发论文

题目：乘波体设计与优化研究进展——从高超声速至宽速域  
作者：刘文，郭帅旗，刘洋，王发民，张陈安  
网络首发日期：2024-02-23  
引用格式：刘文，郭帅旗，刘洋，王发民，张陈安. 乘波体设计与优化研究进展——从  
高超声速至宽速域[J/OL]. 力学学报.  
<https://link.cnki.net/urlid/11.2062.o3.20240222.1109.006>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

# 乘波体设计与优化研究进展 ——从高超声速至宽速域<sup>1)</sup>

刘 文\* 郭帅旗\* 刘 洋\* 王发民\* 张陈安<sup>\*,2)</sup>

\* (中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

**摘要:** 高超声速飞行器是当前世界航空航天强国抢占制高点的重点方向。目前, 该类飞行器正朝着更高速度、更强机动和更宽速域的方向发展, 而乘波体的高升力、高升阻比以及下表面流动均匀等优势使其在高超声速飞行器设计中极具应用价值, 是当前国内外高超声速气动布局领域研究的热点之一。本文回顾了国内外典型高超声速飞行器和宽域飞行器的发展历程和趋势, 系统概述了传统乘波体的设计方法、优化方法、各向稳定性以及宽域化乘波体设计方法等方面的研究进展, 并提出一种全参数化描述的宽域乘波翼身融合布局设计方法及宽域气动布局方案, 结合数值计算和风洞试验对该布局的宽域气动特性进行了详细评估, 结果表明: 该布局的亚声速、超声速和高超声速最大升阻比分别为 8.4 (马赫 0.8)、5.8 (马赫 1.5) 和 5.0 (马赫 5), 整个宽域焦点变化范围为 4.8%L, 具备较优的宽域升阻匹配和操纵匹配特性。最后, 对乘波体在超高速气动物理影响与正向优化设计方法、宽域布局设计与优化方法以及智能可变形飞行器等方面的发展方向进行了展望。

**关键词** 高超声速, 宽速域, 乘波体, 设计与优化, 稳定性

**中图分类号:** V211.4 **文献标识码:** A **doi:**

## ADVANCES IN DESIGN AND OPTIMIZATION OF WAVERIDER FROM HYPERSONIC TO WIDE-SPEED RANGE<sup>1)</sup>

Liu Wen\*, Guo ShuaiQi\*, Liu Yang\*, Wang FaMin\*, Zhang ChenAn<sup>\*,2)</sup>

\* (State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Hypersonic vehicle is one of the key development objects of the worldwide main power of space technology. Nowadays, this type of vehicles is advancing towards the increased speed, augmented maneuverability, and expanded speed range. Waverider is one promising candidate configuration in hypersonic vehicle design due to the excellent advantage of high lift, high lift-to-drag ratio, and uniform flowfield characteristics around the lower surface, which has been a hot area of the hypersonic aerodynamic configuration research for the past decades. This paper first conducts a comprehensive overview of both the historical development and the current trend in typical hypersonic and wide-speed range vehicles at home and abroad. Then the typical design methods, optimization methods, and static/dynamic stability of the traditional waverider are introduced in detail. Overall,

1) 中国科学院战略性先导专项(XDB0620402)和青年创新促进会(2023023)项目资助

2) 张陈安, 研究员, 主要研究方向: 高超声速气动布局设计. E-mail: zhch\_a@imech.ac.cn

引用格式: 刘文, 郭帅旗, 刘洋, 王发民, 张陈安. 乘波体设计与优化研究进展——从高超声速至宽速域. 力学学报, 2024

Liu Wen, Guo Shuaiqi, Liu Yang, Wang Famin, Zhang Chen'an. Advances in design and optimization of waverider —— from hypersonic to wide-speed range. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2024

the encouraging progress has made the engineering application for the hypersonic waverider quite feasible. Furthermore, the typical design methods of the wide-speed waverider configuration is introduced, mainly including the direct combination of different waveriders, the vortex-shock waverider, and the blending of wing and waverider. In addition, a novel layout design method and project of the waverider-based blended wing-body configuration is presented and the wide-speed range aerodynamic performance is evaluated in detail based on the CFD numerical simulation and wind tunnel experiment. Results show that the subsonic, supersonic, and hypersonic lift-to-drag ratio of this waverider configuration is 8.4 (Mach 0.8), 5.8 (Mach 1.5), and 5.0 (Mach 5), respectively, and the variation range of the wide-speed longitudinal aerodynamic center is only 4.8%L, demonstrating the good combination of different high speed and low speed design theory and the superior wide-speed lift-drag and stability-maneuverability matching performance. Finally, the future research and development trend of the waverider configuration is outlined, including the active design and optimization method considering the effects of hypersonic aerodynamic physics, the aerodynamic design and optimization method for hypersonic wide-speed vehicles, and the intelligent variable shape vehicles.

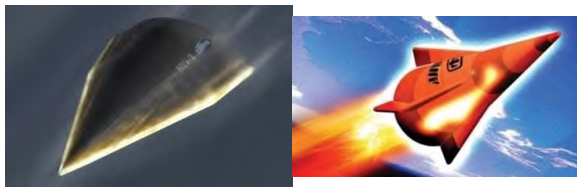
**Key words** Hypersonic, wide-speed range, waverider, design and optimization, stability

## 引言

自 1903 年莱特兄弟成功完成世界上第一架有动力载人飞机的试飞开始, 人类进入了一个航空航天理论和技术快速发展的新时代。从亚声速到跨声速再到超声速, 人类在追求飞得更高、更快、更远的过程中获得了一系列的理论研究成果, 克服了一个又一个的技术难题。1946 年, 钱学森首次提出了高超声速的概念-hypersonic<sup>[1]</sup>, 随着航空航天技术水平的提高, 高超声速技术逐渐从概念和探索走向实际应用。区别于传统的弹道式飞行器, 高超声速飞行器主要在 20~100km 飞行高度范围的临近空间长时间高超声速(马赫数大于 5)飞行, 包括高超声速滑翔飞行器和吸气式巡航飞行器, 具有速度快、航程远、机动强、易突防等优势, 近年来已经成为学术研究和工程应用等领域的热点, 也是当前世界航空航天强国抢占制高点的重点方向。

美国在高超声速领域起步较早, 相关计划和公开资料较多, 其中的主要计划如表 1 所列, 典型飞行器如图 1 所示。对于助推-滑翔飞行器, 具有里程碑意义的是 HTV-2。2010 年, HTV-2 进行了首次试

飞, 在与火箭分离后以 20 马赫数的速度进行无动力滑翔机动飞行, 但是在飞行了九分钟后与地面失去联系并启动了自毁系统, 失败原因是: 飞行器的偏航运动超出预期, 同时耦合着滚转运动, 超出了舵面的控制范围<sup>[2]</sup>; 2011 年, 第二架 HTV-2 进行了试飞, 但是在滑翔拉起过程中坠毁, 失败原因是 20 马赫数飞行条件下的强烈气动加热作用使得飞行器表面部分隔热层脱落, 诱导出的强激波导致滚转失控<sup>[3]</sup>。尽管两次试飞均失败, 但还是取得了很大的成绩, 获取了宝贵的试验数据, 对热防护、控制、气动设计等学科起到了一定的推动作用。对于吸气式巡航飞行器, 具有里程碑意义的是 X-43 和 X-51A。前者试飞最大速度达到 9.8 马赫, 但持续时间较短; 后者采用乘波体布局, 在最后一次试飞获得最大速度为 5.1 马赫, 持续时间约 6min, 美国空军称其是世界上首次取得超燃冲压发动机长时间持续超声速燃烧的成功, 首次取得最接近应用的重大突破。



(a) HTV-2 (b) AHW

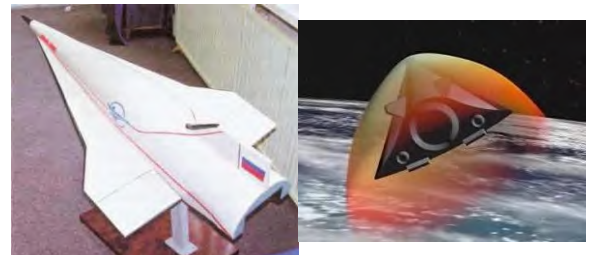


(c) X-43A (d) X-51A

图 1 美国典型高超声速飞行器

Fig. 1 Typical hypersonic vehicles of United States

俄罗斯在 20 世纪 90 年代初开展了基于超燃冲压发动机的“针”式高超声速飞行器研发<sup>[4]</sup>，近年来更是在高超声速武器化方面发展迅速，助推-滑翔式飞行器“先锋”、火箭动力飞行器“匕首”以及吸气式飞行器“锆石”等都已经部署，相关飞行器如图 2 所示。



(a) IGLA (b) Vanguard



(c) Zircon (d) Kinzhal

图 2 俄罗斯高超声速飞行器

Fig. 2 Typical hypersonic vehicles of Russia

近 20 年来，中国在高超声速飞行器领域也已开展了大量系统的理论和工程应用研究，取得了显著的成果，并且已经部署了 DF-17 高超声速滑翔飞行器。此外，其他国家也开展了相关的高超声速飞行技术研究，例如澳大利亚和美国在 2006 年联合发起的 HiFIRE 计划<sup>[5]</sup>以及德国在 2002 年发起的锐边飞行器 SHEFEX 计划<sup>[6]</sup>等。

表 1 美国主要高超声速飞行器计划

Table 1 Main hypersonic projects from United States

Type	Project	Time	Vehicle	Basic information
Gliding vehicles	Force Application and Launch from Continental United States (FALCON)	2003-2011	HTV-2	Two flight test at 2010 and 2011, the max Mach number is 20
	Advanced Hypersonic Weapons (AHW)	2011-2017	AHW	Follow-up project of HTV-2, three flight tests at 2011, 2014 and 2017
	Air-launched Rapid Response Weapon (ARRW)	2018 to date	AGM-183A	Weapon project of Air Force
	Intermediate Range Conventional Prompt Strike (IRCPS)	2019 to date	/	Weapon project of Navy
	Long-Range Hypersonic Weapon (LRHW)	2020 to date	C-HGB	Weapon project of Army
Air-breathing vehicles	Hyper-X	1993-2004	X-43A/B/C	Three flight tests at 2001~2004, the max Mach number is 9.8
	Hypersonic Technology (HyTECH)	2004-2013	X-51A	Four flight tests at 2010~2013, the max Mach number is 5.1

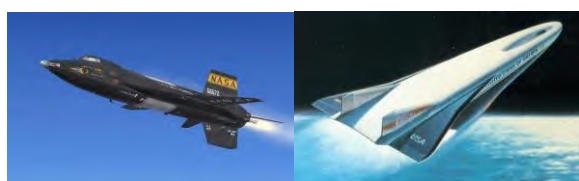
当前，高超声速飞行器正由小型化、可消耗的高超声速导弹向大尺寸、可重复使用的宽域飞行平台方向发展，包括高超声速飞机和天地往返空天飞

行器等典型任务场景。一般而言，传统导弹类高超声速飞行器只需跨越超声速和高超声速，而可重复使用宽域飞行器则需要跨越亚声速、跨声速、超声

速至高超声速的整个速度范围，要求飞行器本身除了能够在其任务主要设计工况下有良好的飞行性能之外，还能够在较宽的飞行速度、飞行高度范围内（如加速、末段攻击、起飞/降落），满足其升力、阻力、操稳以及能量机动飞行要求。中国宇航学会将“大空域跨速度高超飞行器气动布局设计方法与技术”列为 2021 年宇航领域十大科学问题和技术难题之一，理由是：“大空域跨速度高超飞行器气动布局设计方法与技术需适应大范围的飞行空域及速度变化要求，是气动设计的关键和难点，也是跨速度高超飞行器所面临的重大共性基础问题。该技术的突破将大幅拓展高超飞行器的活动范围。”

对于宽域飞行器而言，依据动力形式，可以分为火箭动力飞行器（包括火箭助推和内置火箭）以及组合动力飞行器。其中，前者由于动力技术成熟度高，已有多个成熟飞行器型号；而后者技术难度极大，但前景诱人，能够满足未来廉价、快速、便捷、自由进出空间的需求<sup>[7]</sup>，目前主要处在总体方案论证阶段。

早在 1954 年，美国就通过火箭动力的 X-15 飞行器开始了可复用高超飞行技术探索，共完成 199 次飞行，积累了大量的宝贵数据；在此基础上，航天飞机成为世界上第一种两级入轨、水平降落的部分可重复使用航天运载器，并在后续转变为尺寸更小、成本更低且仍在服役中的 X-37B 空天飞机。然而，基于组合动力的可复用高超声速计划，在早期由于技术难度过大而相继落马，例如美国的单级入轨 NASP 计划<sup>[8]</sup>、德国的桑格尔(Sanger)两级入轨空天飞机方案<sup>[9]</sup>和英国提出的 HOTOL 单级入轨空天飞行器方案<sup>[10]</sup>。近年来，随着高超声速领域科学技术水平的提高，基于各种组合动力形式的高超声速可复用飞行器研制计划又开始涌现，例如美国洛马公司在 2013 年提出的 SR-72 高超声速军用飞机方案<sup>[11]</sup>、波音公司在 2018 年提出的“女武神”高超声速军用飞机<sup>[12]</sup>、英国在 2013 年提出的“云霄塔”空天飞行器<sup>[13]</sup>以及中国的“腾云工程”空天往返飞行器、“鸣镝”宽域飞行器（2019 年）<sup>[14]</sup>等。上述典型飞行器如图 3 所示。



(a) X-15

(b) X-30



(c) SR-72

(d) Valkyrie



(e) Skylon

(f) MD-22

图 3 典型高超声速可复用飞行器

Fig.3 Typical reusable hypersonic vehicles

不管是可消耗还是可复用高超声速飞行器，都面临动力、气动、控制、防隔热等一系列技术问题，具备极高的技术难度。其中，气动布局设计是高超声速飞行器设计的重要内容，气动布局的好坏不仅影响飞行器总体方案和飞行性能，还直接决定飞行的成败。由于长时间在大气层内以高超声速飞行，飞行器承受的气动力/热环境极度严酷，气动布局设计受到诸多方面的要求与约束的限制，包括主动段运载能力制约、总体装填限制、控制能力限制、制造工艺制约、防隔热制约、长航时中低热流段舵轴防热限制以及低空大动压段舵面铰链力矩限制等。因此，相对于一般的航空飞行器，高超声速气动布局的形式和气动设计的可选择空间十分有限<sup>[15]</sup>。

在高超声速气动布局的各项设计指标中，升阻比与飞行器的航程和横向机动能力密切相关，在飞行器性能要求不断提高的背景下，对气动布局的高升阻比追求也越来越迫切。传统高超声速气动布局包括轴对称体、翼身组合体、翼身融合体和升力体等。其中，轴对称体由一条母线围绕某轴回转而成的构形，设计方法简单成熟、容积率高，但升阻比低，代表型号为 AHW 和“匕首”；翼身组合体将机翼和机身进行组合处理，设计方法较简单，升阻比较高，代表型号为 X-15 和“云霄塔”；翼身融合体将机翼与机身进行光滑融合处理，翼面和机身界限模糊，有利于改善装填、结构强度、隐身、防热等性能，升阻比较高，代表型号为 SR-72 和 DF-17；升力体无明显机翼特征，依靠机身形成的整个升力面产生气动力，容积较大，升阻比较高，代表型号为 X-30 和 X-33。Kuchemann<sup>[16]</sup>根据历史上已有飞行器的风洞实验和试飞结果，指出传统布局在高超声速会面临“升阻比屏障”，目前公认最有潜力能够突破这一屏障的布局形式为乘波体。乘波体是一种通过反设计方法从已知流场中“刻画”出来的气动

外形：在基准流场中先给定一条飞行器的前缘线，然后通过流线追踪得到飞行器的下表面，上表面一般与自由来流平行。在无黏设计工况，飞行器下表面的流场在理论上和基准流场的对应部分完全相同，使得激波可以完全附着在前缘线处，阻止了下表面波后高压气体上溢，从而可以获得比传统布局更高的升力和升阻比；且其下表面流场均匀、横向流动较弱，非常适合于吸气式发动机的一体化设计。

近年来，国内外研究者围绕乘波体进行了大量研究，获得了丰硕的研究成果。本文将从传统乘波体的设计方法、优化方法、稳定性以及宽域化乘波体设计方法等方面，探讨乘波体的国内外相关研究发展。

## 1 高超声速乘波体

Anderson 在早期的乘波体研究中做了较多工作，并指出了该构型在发展过程中需要解决乘波体设计新概念、乘波体生成理论的扩展、稳定性和控制、机体/推进系统一体化、高温气体化学反应效应、强黏性干扰效应等一系列问题<sup>[17]</sup>。研究者围绕上述各个方面进行了大量研究，获得了丰硕的研究成果，本部分主要介绍乘波体的设计方法、优化方法和稳定性等方面的研究进展。

### 1.1 设计方法

从 Nonweiler<sup>[18]</sup>提出乘波体设计原理以来，国内外开展了广泛研究，提出了多种乘波体设计方法，按照基准流场的不同，主要可分为以下六类：基于二维平面流场的乘波体、基于三维轴对称流场的乘波体、基于三维非轴对称流场的乘波体、相切类乘波体、基于任意基准流场的乘波体以及不完全局限于基准流场的乘波体修正方法。

#### 1.1.1 基于二维平面流场的乘波体

在高超声速条件下，绕尖楔产生的平面斜激波流场是最基本的流动形态。基于该流场生成的乘波体被称为楔导乘波体，Nonweiler 最早提出的“ $\Lambda$ ”型乘波体即为楔导乘波体。通过修改前缘线形状，Starkey 等<sup>[19]</sup>与 Mazhul 等<sup>[20]</sup>又研究了其他不同形状的楔导乘波体，如图 4 所示。这种设计方法流动结构简单，流场可以直接通过平面斜激波方程求解，易于后续开展快速优化，且下表面纵向截面为直线，在工程上易于结构设计与加工制造，缺点在于容积偏低。

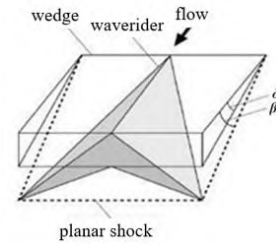


图 4 “ $\Lambda$ ”型楔导乘波体<sup>[18]</sup>

Fig.4 “ $\Lambda$ ”-shape wedge-derived waverider<sup>[18]</sup>

Tarpley 等<sup>[21]</sup>开展了楔导乘波体与超燃发动机进气道的一体化设计，如图 5 所示，该类一体化布局可以同时发挥楔导乘波前体高压均匀来流优势和整个乘波体的高升阻比优势。

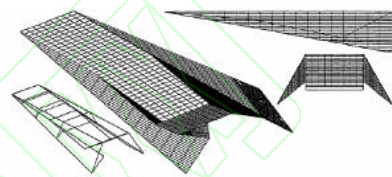


图 5 楔导乘波体一体化布局<sup>[21]</sup>

Fig.5 Engine-integrated wedge-derived waverider configuration<sup>[21]</sup>

#### 1.1.2 基于三维轴对称流场的乘波体

在高超声速条件下，任意三维轴对称旋成体在零攻角下的绕流流动均为轴对称流场，基于该类流场可以生成具备各种流线特征的乘波体。

Jones 等<sup>[22]</sup>将基准流场从楔形流场扩展至圆锥形流场，从圆锥激波出发追踪流线生成了锥导乘波体，如图 6 所示，由于波后上凹形流线更接近激波，因而相同激波角时锥导乘波体比楔导乘波体容积更大，且锥形流场也存在解析解，流动均匀，使得锥导乘波体在各类乘波体中应用最为广泛。

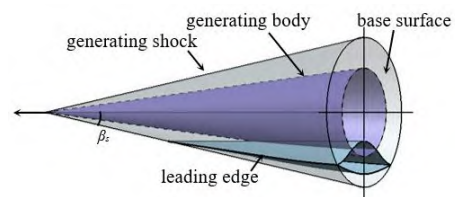


图 6 锥导乘波体

Fig.6 Cone-derived waverider

Rasmussen 等<sup>[23]</sup>提出了具备纵向曲率的锥导乘波体设计方法，通过将基准圆锥母线扰动为卵形体母线以修改流场和相应的流线，可以在一定程度上改变容积分布和气动特性。

Corde 等<sup>[24]</sup>进一步提出了基于任意轴对称流场的乘波体设计方法，如图 7 所示，并研究了当母线方

程为幂函数 ( $y = cx^n$ ) 时生成的幂次乘波体特性。当幂律  $0 < n < 1$  时, 由于波后流线的局部“下凸”特征, 当底面积相同时幂次乘波体相比锥导乘波体容积更大, 且通过调整基准幂次体的母线方程, 可以灵活修改下表面型面特征, 进而满足不同设计需求, 大大拓展了乘波体的设计空间。

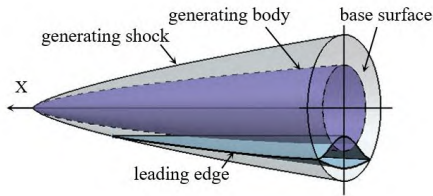


图 7 幂次乘波体

Fig.7 Power-law waverider

O'Neil 等<sup>[25]</sup>基于锥导乘波体, 发展出一系列面向巡航和加速需求的吸气式高超声速一体化乘波飞行器, 如图 8 所示, 乘波前体、楔面和进气道都“骑乘”在同一个圆锥激波面上, 从而兼顾了发动机前体预压缩性能和全机高升阻比性能。

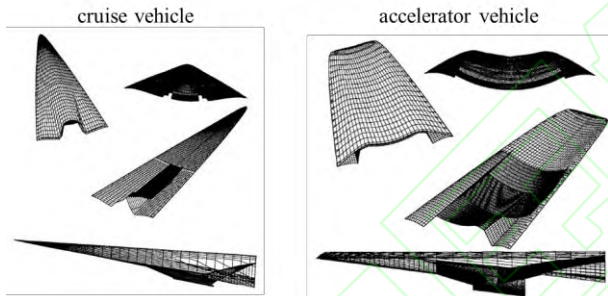


图 8 锥导乘波体一体化布局 ( $Ma=10$ )<sup>[25]</sup>

Fig.8 Integrated configuration based on cone-derived waverider<sup>[25]</sup>

在此基础上, 耿永兵等<sup>[26]</sup>面向飞-发一体化设计需求, 以轴对称近似等熵压缩面绕流为基准流场, 生成的乘波前体能够以较低总压损失实现气流的高效压缩; 丁峰等<sup>[27]</sup>采用特征线法求解绕最小阻力尖头冯卡门曲线轴对称流动的流场, 生成了配平阻力更小的冯卡门乘波体; 丁峰等<sup>[28]</sup>进一步基于类纺锤形轴对称基准流场, 发展了一种能够同时考虑内外流流动的全乘波飞发一体化布局设计方法, 如图 9 所示。该类乘波体设计方法在实际应用中的不足是流场不存在解析解, 需要通过高超声速小扰动近似理论、特征线法或 CFD 等进行求解。

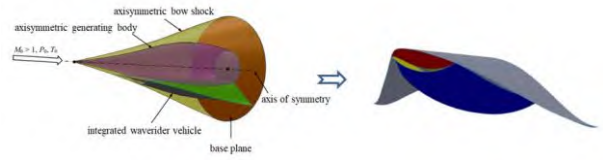


图 9 类纺锤形轴对称基准流场一体化乘波体<sup>[28]</sup>

Fig.9 Full waverider airframe/inlet integration waverider based on axisymmetric flowfield<sup>[28]</sup>

Goonko 等<sup>[29]</sup>将外锥流场拓展至内锥流场, 提出了基于收缩管内流流动的乘波体生成方法, 即收缩乘波体, 如图 10 所示, 该方法生成的流线朝流动轴线方向收缩, 相比楔导乘波体和锥导乘波体具有更强的预压缩能力, 适合作为吸气式动力系统的压缩面。尤延铨等<sup>[30]</sup>从直内锥流动出发, 设计了一种内乘波式进气道, 有效提升了进气道压比、流量系数和总压恢复系数。

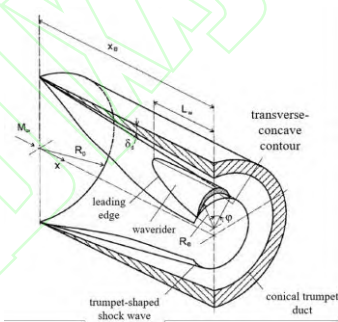


图 10 收缩乘波体设计方法<sup>[29]</sup>

Fig.10 Convergent-flow-derived waverider<sup>[29]</sup>

### 1.1.3 基于三维非轴对称流场的乘波体

Rasmussen<sup>[31-32]</sup>首次将三维非轴对称基准流场应用于乘波体设计, 提出了倾斜锥导乘波体、椭圆锥导乘波体、倾斜椭圆锥导乘波体等设计方法, 并结合高超声速小扰动理论给出了马赫数、攻角、截面偏心率、特征锥角与乘波体形状、压力分布、激波层结构之间的关系式。

Takashima 等<sup>[33]</sup>提出了基于楔-锥混合非轴对称流场中生成乘波体的方法, 如图 11 所示, 在确定基准体后, 通过三维 Euler 求解器获得基准流场进而进行流线追踪。根据实际需求, 该方法能够从平面区域获得入口处的均匀来流, 从锥形末端获得高升阻比高容积率。

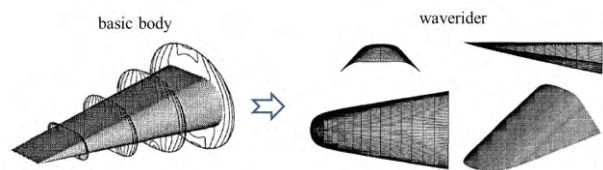


图 11 楔-锥混合非轴对称乘波体<sup>[33]</sup>

Fig.11 Wedge-cone non-axisymmetric waverider<sup>[33]</sup>

在此基础上，王发民等<sup>[34]</sup>提出了一种变楔角楔/椭圆锥乘波体生成方法，通过前体楔锥型面的优化设计，该方法生成的高超声速乘波飞行器实际构型不仅具备高升阻比，还能为发动机提供所需的高温高压均匀来流。

#### 1.1.4 相切类乘波体

Sobieczky 等<sup>[35]</sup>指出，三维超声速流动方程可在二阶精度范围内可以用轴对称流动方程逼近，轴对称流动的轴线位于通过该点流线的相切平面内，就可以将当地三维流动用局部的二维轴对称流动来描述。以该理论为基础，Sobieczky 等提出了相切锥乘波体设计方法，如图 12 所示：通过给定的激波曲线将三维流场分割在若干个相切平面内，每个相切面内的流动仅由该平面内的特定相切锥确定，保持各个相切面内的锥形流激波角相等，以保证激波强度相同和流场的展向连续性；每个相切锥的底面半径可以不同，由激波曲线的曲率半径和来流参数确定：若曲率半径为有限值，则为三维锥形流动，否则为二维楔形流动。该方法能够根据定制的激波形状反向设计基准流场和乘波体外形，大大拓宽了乘波体的设计空间，提高了乘波体的实用性能，特别适用于飞发一体化布局设计。此后 Sobieczky 等<sup>[36]</sup>又将相切锥方法拓展至其他轴对称流动，生成了相切轴对称乘波体。

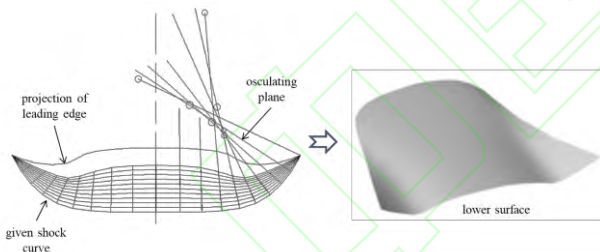


图 12 相切锥乘波体<sup>[35]</sup>

Fig.12 Osculating cone-derived waverider<sup>[35]</sup>

Jones<sup>[37-38]</sup>对上述方法进行了详细研究，采用更一般的激波型线生成了系列乘波体进行计算验证与分析，并针对给定计算条件进行了基准流场的构建并设计了乘波前体布局，说明了该方法在乘波前体布局设计上更为适用。

在此基础上，Rodi<sup>[39]</sup>提出了相切流场乘波体设计方法，每个相切面上的基准流场不再局限于同类型轴对称流场，如图 13 所示；Rodi<sup>[40]</sup>又进一步推导了相切锥/相切流场乘波体的一组数学关系式，定义了局部激波、上表面和下表面的几何关系，可以定制化设计前缘线后掠角和下表面上反角等特征，

为乘波体几何构型设计提供了新思路。

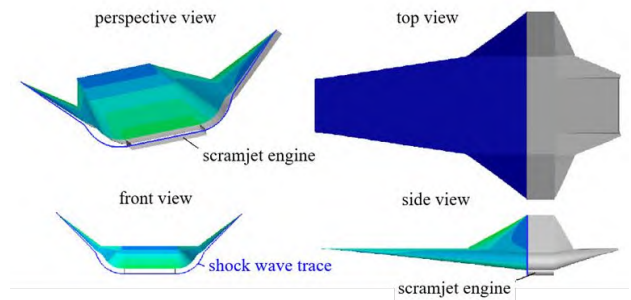


图 13 相切流场乘波体<sup>[39]</sup>

Fig.13 Osculating flowfield waverider<sup>[39]</sup>

贺旭照等<sup>[41-42]</sup>提出了相切曲锥乘波体和相切内锥乘波体设计方法，能够在一定程度上克服传统乘波体压缩量不足和容积率偏小等问题。

Tian 等<sup>[43]</sup>参照美国的吸气式高超声速飞行器 HTV-3X，通过几何融合的方式，实现相切锥乘波体与两侧内收缩进气道的一体化设计，并用参数化方法对其进行了改型设计，如图 14 所示。

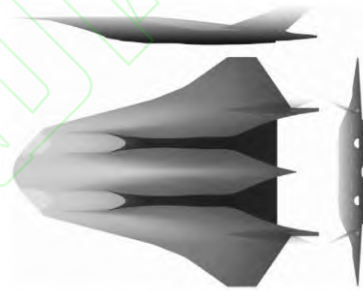


图 14 相切锥乘波体/内收缩进气道一体化布局<sup>[43]</sup>

Fig.14 Osculating cone-derived waverider airframe integrated with double inward turning inlets configuration<sup>[43]</sup>

尤延铨等<sup>[43]</sup>基于相切流场设计理论，通过设计唇口横截面激波型线的曲率沿展向连续变化，实现相切平面基准流场沿展向由内收缩激波基准流场向外压缩激波基准流场的连续过渡，获得了前体外侧在外压缩激波面和内侧在内收缩激波面上的“双乘波”一体化构型，如图 15 所示。

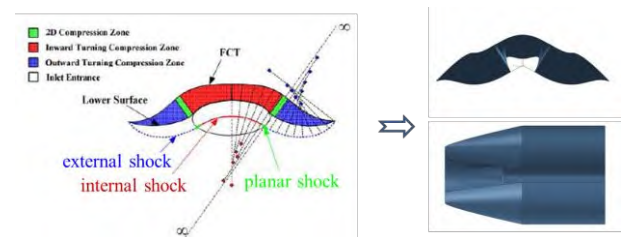


图 15 “双乘波”一体化布局<sup>[44]</sup>

Fig.15 Dual waverider integrated configuration<sup>[44]</sup>

郑晓刚等<sup>[45]</sup>进一步提出了一种局部偏转相切



锥乘波体设计方法，基于该方法可以实现多道非轴对称激波的逆向乘波设计，扩展了相切乘波体设计空间。

### 1.1.5 基于任意流场的乘波体

高超声速飞行器在实际工程应用中面临尺寸、容积、形状等多种约束，受限于传统基准流场，流线追踪生成的机身通常较为扁平，难以满足实际装填需求，亟需进一步拓展乘波体设计方法。

耿永兵<sup>[46]</sup>提出了一种基于“虚拟体”的乘波体设计方法：首先，根据尺寸、形状等工程约束设计一个“虚拟体”，通过 CFD 求解“虚拟体”周围的流动获得基准流场并确定激波面；然后，在流动出口平面内指定前缘投影线，在激波面投影获得前缘线，再进行流线追踪即可获得乘波体下表面。图 16 给出了该类乘波体的一个设计案例，其中“虚拟体”中间为一个幂次率旋成体，两侧对称并联两个小圆锥，圆锥之间用切线连接，其优点是在对称面附近较厚以增大局部装填空间，在两侧较薄以提高升阻比，从而更贴近工程需求。

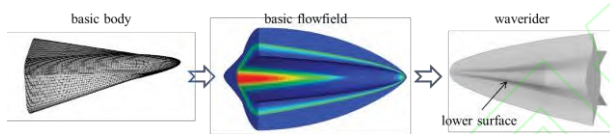


图 16 基于“虚拟体”的乘波体<sup>[46]</sup>

Fig.16 Virtual body based waverider<sup>[46]</sup>

本质上来讲，上述基于其他流场的乘波体在生成过程中同样存在“虚拟体”，只是其“虚拟体”是几何可参数化描述的简单构型，可以认为是“虚拟体”方法的特例。

陈冰雁等<sup>[47]</sup>发展了基于激波装配法的乘波体设计方法，如图 17 所示，引入“导波体”定义生成三维流场的基准体，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导波体，采用激波装配法准确定位激波曲面，并分析了乘波体与导波体外形之间的定性对应关系，为乘波体设计时合理选择导波体提供了依据。

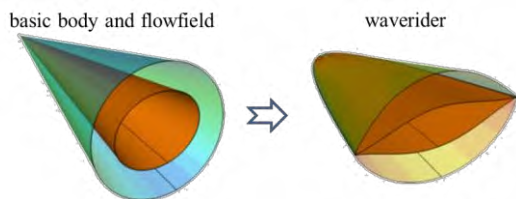


图 17 导波体及乘波体<sup>[47]</sup>

Fig.17 Shock generating body and waverider<sup>[47]</sup>

Lyu 等<sup>[48]</sup>提出了一种基于部分解耦思路的嵌入式乘波翼设计方法，通过机身设计满足高容积需求，

在机身绕流流场中流线追踪生成乘波翼，从而使翼面处获得较好的乘波特性。

### 1.1.6 不完全局限于基准流场的乘波体修正方法

乘波体保持乘波特性的核心是定义在激波面上的前缘线以及通过流线追踪生成的下表面，但完全局限于流线追踪的下表面生成方法也制约了乘波体设计的灵活性，通过修改基准流场来间接修改下表面缺乏足够的灵活性，且在实际飞行的黏性作用下，基于无黏理论生成的乘波体可能并非最优。因此，部分研究者开始尝试对原始乘波体下表面进行直接修型以满足不同性能需求。

早期的乘波体修正多集中在内流研究，目的是改善进气特性。Mathews 等<sup>[49]</sup>结合动量积分方程求解湍流边界层，对模块化乘波前体进行了边界层修正；尤延铨等<sup>[50]</sup>对截面可控的内乘波进气道进行了边界层修正，如图 18 所示，获得了较高的流动捕获系数；丁峰等<sup>[51]</sup>针对飞发一体化全乘波布局开展了边界层修正，如图 19 所示，并通过数值计算和风洞试验验证了设计方法的有效性。

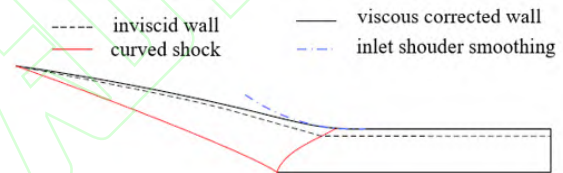


图 18 内乘波进气道边界层修正<sup>[50]</sup>

Fig.18 Boundary layer correction of internal waverider inlet<sup>[50]</sup>

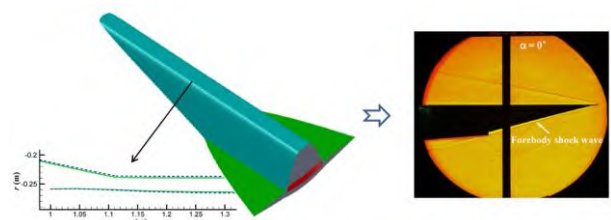


图 19 全乘波一体化布局边界层修正<sup>[51]</sup>

Fig.19 Boundary layer correction of full waverider integrated configuration<sup>[51]</sup>

Liu 等<sup>[52]</sup>研究发现高空强黏性干扰效应影响下，乘波体实际飞行时的有效外形会显著偏离原始外形，使得其激波位置明显下偏，乘波特性变差，如图 20 所示；针对这一问题，结合基于涡量的有效外形确定方法，提出了一种边界层优化乘波体设计方法，即将原始乘波体整个下表面沿物面法线方向扣去对应的边界层位移厚度。对比结果表明，边界层优化乘波体的下表面流场激波位置与原乘波体在无黏设计工况的激波位置十分接近，改善了乘波特

性，且由于优化后的下表面波阻降低，升阻比得到进一步提升。该方法表明，在理想乘波体基础上进行适当优化完全可能获得具备更高升阻比的飞行器。

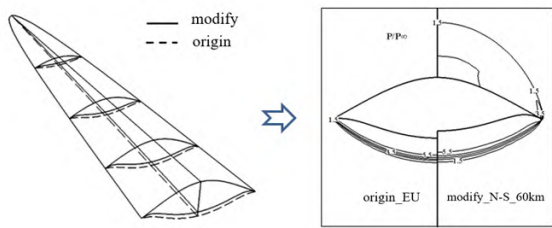


图 20 边界层优化及优化后激波位置对比<sup>[52]</sup>

Fig.20 Boundary layer optimization and shock wave comparison<sup>[52]</sup>

在此基础上，刘文等<sup>[53]</sup>提出了一种基于乘波而又不拘泥于乘波的准乘波体构型设计方法，其设计思路为：①保留原乘波体的前缘线，以期在设计工况下，下表面激波仍保持较好的附体特性；②乘波体下表面由流线追踪生成的特点使其在不同纵向截面的型线特征变化较小，物面压力分布十分均匀，因而在给定“准乘波体”构型下表面对称面型线后，从前缘线上的点出发，沿每个纵向截面采用与对称面型线相同的曲线表达形式确定该截面型线，直到底面截止；③保持对称面处型线高度与原乘波体一致或小幅变化，以确保准乘波体的下表面激波位置和容积率与原乘波体相比不发生较大变化；④上表面仍然与自由流面平行。CFD 结果表明，在强黏性干扰条件下，“准乘波体”构型的流场能够保持较好的“乘波”特性且下表面压力分布均匀，如图 21 所示，且最优“准乘波体”构型可以获得比原始锥导乘波体更高的升阻比。这类构型的优点是通过扰动基函数系数即可灵活地修改下表面，从而易于根据不同特性需求开展直接优化。

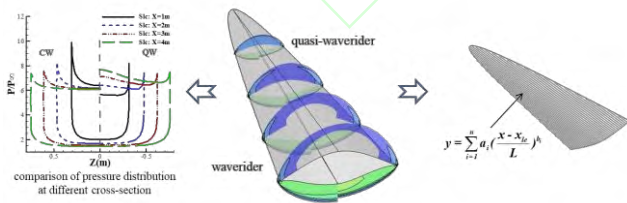


图 21 准乘波体设计方法<sup>[53]</sup>

Fig.21 Design method of quasi-waverider<sup>[53]</sup>

根据上述分析可知，乘波体设计方法经历了基准流场由简至繁、再到不完全局限于原始流面的发展历程，为各类高超声速飞行器设计提供了充足的选择空间。从升阻比、流动均匀性、容积和设计灵活性等方面考虑，每种设计方法都有其优势和劣势，

需要根据实际应用需求选择最合适的乘波体开展工程化设计。

## 1.2 优化方法

乘波体布局的“乘波”特性奠定了其具备高升阻比特性的基础，但仍需要借助气动布局优化来充分挖掘其高升阻比优势，获得满足不同需求的最优布局。乘波体优化的关键是如何在自动寻优过程中高效高保真度地评估气动特性，尽管 CFD 数值模拟技术已取得了巨大进展，可以准确预测飞行器的气动性能，但较大的计算量仍然阻碍了其在气动布局初始优化中的应用，特别是面向基于遗传算法、蚁群算法等方法的全局优化框架。在高超声速条件下，结合流线追踪时的流场解或修正牛顿理论、切楔/切锥法、激波-膨胀波法等高效高鲁棒性的气动力模型往往可以获得较准确的结果，且乘波体物面压力分布均匀，无复杂的翼身干扰等问题，进一步提升了这类工程模型的可靠性。

### 1.2.1 无黏优化

Kim 等<sup>[54]</sup>首先对锥导乘波体开展了无黏优化研究，采用高超声速小扰动理论获得的解析解评估乘波体气动特性，采用变分法搜索极值，获得了给定升力、容积、底面积和平面面积等条件下的具备较高无黏升阻比的最优构型。然而，这类最优乘波体布局往往有着较大的浸润面积，在考虑黏性效应后升阻比下降明显。

### 1.2.2 黏性优化

针对上述问题，Bowcutt 和 Corda 等<sup>[24,55]</sup>在乘波体的优化过程中首次考虑黏性效应的影响，通过非线性单纯形加速法优化，获得了一类“黏性优化乘波体”，如图 22 所示。其中，Bowcutt 以锥导乘波体为研究对象，在优化中通过求解 Taylor-Maccoll 方程获得压力分布，采用边界层积分法估算摩擦阻；Corda 以幂次乘波体为研究对象，在优化中通过空间推进有限差分法求解压力分布，采用参考温度法来估算摩擦阻。由于考虑了黏性的影响，优化生成的乘波体实际升阻比显著提高，并成功突破了 Kuchemann 提出的高超声速“升阻比屏障”。之后，Takashima<sup>[56]</sup>通过数值模拟详细研究了该类构型在设计工况、非设计工况以及前缘钝化后的气动特性，验证了该类乘波体的高升阻比特性。



图 22 马赫 6 黏性优化乘波体<sup>[24,55]</sup>

Fig.22 Viscous optimized waverider of Mach 6<sup>[24,55]</sup>

基于黏性优化思路, Lobbia 等<sup>[57]</sup>在优化中引入了柱状载荷约束, 获得了更接近实际需求的乘波体外形; 耿永兵等<sup>[58]</sup>系统研究了不同圆锥角下的最优布局, 讨论了圆锥角、体积率及细长比等不同因素对最优布局气动特性的影响, 结果表明: 飞行高度及设计长度对锥导乘波体的优化存在影响, 飞行高度和设计长度越大, 雷诺数越大, 摩擦系数越大, 而升阻比越低; Mangin 等<sup>[59]</sup>对基于钝头幂次体流场生成的乘波体开展优化, 结果表明对于具有相同升阻比的最优幂次乘波体和锥导乘波体, 前者可以获得 20% 的容积提升; Chen 等<sup>[60]</sup>结合非均匀支配遗传算法 (NASA-II), 以升阻比、容积和容积率为目标对锥导乘波体和相切锥乘波体开展了多目标优化研究, 获得了满足不同特性需求的 Pareto 前沿外形; 刘传振等<sup>[61]</sup>针对钝头椭锥体和组合尖锥体基准流场生成的乘波体, 结合 Pareto 遗传算法开展了以升阻比和容积率为目标的优化研究。

### 1.2.3 强黏性干扰优化

在上述黏性乘波体优化过程中, 下表面无黏压力都通过基准流场的流线追踪信息直接获得, 这种方法具备较高的效率和精度, 然而其局限在于只能针对流线追踪时的设计状态——零攻角开展优化, 而考虑黏性效应后乘波体的最大升阻比一般不位于零攻角, 零攻角条件下获得的最优布局并不代表在其他攻角下仍为最优。因此, 在乘波体优化中结合切楔法、切锥法、修正牛顿理论和激波-膨胀波法等经典的气动力模型, 可以进一步扩展乘波体的优化空间。

Anderson 和 Chang 等<sup>[62-63]</sup>在黏性优化基础上, 结合切楔法、边界层位移厚度半经验关系式以及强黏性干扰效应层流摩擦修正公式等气动力模型, 在单纯形优化过程中考虑了强黏性干扰效应对气动力的影响, 获得了“强黏性干扰优化乘波体”, 结果表明: 强黏性干扰效应对最优外形特征会产生显著影响, 如图 23 所示。之后, 李维东等<sup>[64]</sup>发展了结合参考温度法的强黏性干扰效应气动力模型, 开展了乘波体优化研究, 给出了乘波体设计过程中需要考虑黏性干扰效应的主要区域。

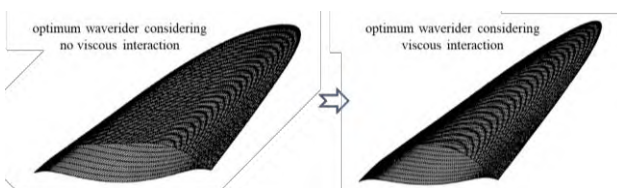


图 23 最优外形对比,  $Ma=20$ ,  $H=53km$ <sup>[63]</sup>

Fig.23 Comparison of optimum waveriders,  $Ma=20$ ,  $H=53km$ <sup>[63]</sup>

Liu 等<sup>[65]</sup>开展了面向“准乘波体”构型的强黏性干扰优化研究, 采用改进的切锥法、激波-膨胀波关系式和边界层半经验关系式等方法同时评估多个攻角气动特性, 再结合遗传算法以最大升阻比为目标开展了“准乘波”型线优化, 结果表明: 随着黏性干扰效应增强, 下表面最优型线头部倾角降低, 如图 24 所示, 以在一定程度上抵消由于有效外形变厚导致的波阻增大效应。

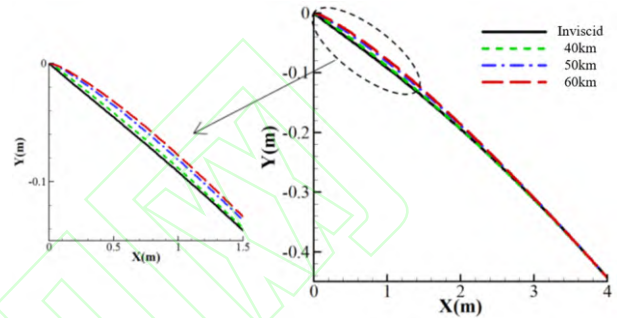


图 24 不同工况最优型线对比,  $Ma=15$ <sup>[65]</sup>

Fig.24 Comparison of optimum curves at different flight conditions,  $Ma=15$ <sup>[65]</sup>

### 1.2.4 飞发一体化优化

面向基于乘波体的飞发一体化布局, Takashima 等<sup>[66]</sup>结合一种切楔/切锥混合模型、准一维燃烧室模型和二维喷管流动特征线等方法, 采用序列二次规划法开展了优化研究, 获得的最优布局在给定设计点具备较好的内外流特性, 但在非设计点则存在燃烧室温度过低和推力不足等问题。

针对该问题, Takashima 等<sup>[67]</sup>进一步结合弹道动力学模型, 开展了该类布局的气动/弹道耦合优化研究, 获得了能够满足等动压弹道升重匹配和推阻匹配要求的最优布局, 整个布局特征相比单点优化布局发生了显著变化, 如图 25 所示。

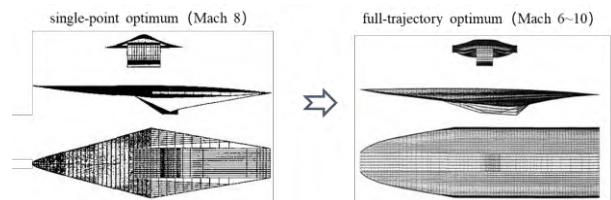


图 25 飞发一体优化结果<sup>[66-67]</sup>

Fig.25 Optimum configurations considering engine-airframe integration<sup>[66-67]</sup>

### 1.2.5 钝前缘优化

上述乘波体优化过程都是针对原始尖前缘外

形, 在实际工程应用中, 为了满足高超声速热防护需求, 乘波体前缘必须进行钝化处理, 前缘钝化会导致升阻比显著降低, 且对不同乘波体影响迥异。因此, 尖前缘最优布局并不能保证钝化为仍为最优。

针对这一问题, 郭帅旗等<sup>[68]</sup>分析了前缘钝化对不同乘波体气动力特性的影响程度和作用机理, 结果表明: 钝前缘本身会产生较大的波阻和摩阻, 但钝前缘诱导的脱体激波在乘波体上下表面处会产生“压力过膨胀”效应并改变边界层内的速度梯度, 使得物面摩阻显著降低、升力和波阻也小幅降低, 二者共同作用使得钝化后整个布局的升力和摩阻变化较小, 但波阻显著增大; 基于该结论, 提出了一种高效评估钝前缘乘波体气动力的方法, 即在传统考虑黏性干扰效应的尖前缘乘波体气动力模型基础上, 忽略钝化前后摩阻和升力的变化量, 采用修正的牛顿理论评估钝前缘本身的波阻, 并结合遗传算法, 开展了直接考虑前缘钝化影响的锥导乘波体优化研究, 获得了钝前缘优化乘波体, 如图 26 所示, 对比结果表明: 相比钝化后的尖前缘最优布局, 钝前缘最优布局升阻比显著提升, 且升力约束或钝化半径越大, 升阻比提升越明显, 最大可提升超过 20%。

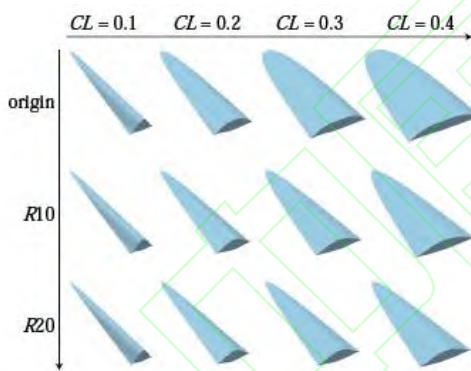


图 26 不同升力和钝化半径约束最优构型<sup>[68]</sup>

Fig.26 Optimum configurations with different lift coefficient and bluntness radius<sup>[68]</sup>

这样, 通过上述不断发展的乘波体无黏优化、黏性优化、强黏性干扰优化、飞发一体优化再到钝前缘优化等方法, 可以在优化中考虑升阻比、容积、进气、前缘钝化等不同特性, 获得更接近工程需求的最优乘波布局, 从而能够充分发挥乘波体的应用价值。

### 1.3 稳定性

飞行稳定性是在实际工程应用中气动布局设计必须考虑的一个关键环节, 对飞行器的可控性、飞行品质和飞行安全等起着决定性作用。稳定性问题

不解决, 乘波体就难以实现真正的工程应用<sup>[69]</sup>。稳定性主要包括纵向、横向和航向三个通道的静稳定性和动稳定性, 对于乘波体而言, 纵向通道一般可以与其他通道进行解耦分析, 而横向和航向通道需要进行耦合分析。

#### 1.3.1 纵向稳定性

纵向稳定性包括静稳定性和动稳定性两方面, 其中纵向动稳定性一般需要纵向静稳定且俯仰阻尼导数为负。由于激波附体特性, 乘波体在小攻角飞行时即可产生较大升力和高升阻比。因此, 为了最大化其气动性能优势, 乘波飞行器的飞行轨迹主要位于小攻角工况, 此时俯仰导数小于零的要求容易满足<sup>[70]</sup>。因此, 在纵向稳定性方面, 乘波体面临的主要问题是实现纵向静稳定。

早期的高超声速轴对称类飞行器一般都采用纵向静稳定设计, 随着现代主动控制技术的发展和舵机作动系统响应速度的提升, 高超声速飞行器已经可以实现纵向静不稳定控制, 但静不稳定度过大仍然会面临较大的失稳风险, 而静稳定度过大则会带来配平损失大、难以机动等问题。因此, 在实际工程应用中, 优秀的气动布局应有潜力根据总体性能要求灵活得调整纵向稳定性。

贾子安等<sup>[71]</sup>结合牛顿理论和流线简化模型, 通过推导获得了纵向压心随攻角的理论分析模型, 结果表明: “上凹”型流线会使得纵向压心随攻角增加前移, 而“下凸”型流线会使得纵向压心随攻角增加后移, 如图 27 所示。在配平条件下, 即飞行器质心在某个攻角下与纵向压心重合, 随攻角增加压心后移可以产生低头力矩, 此时飞行器纵向静稳定, 反之则纵向静不稳定。因此, “下凸”型的流线特征有助于实现乘波体的纵向静稳定。从这个角度来看, 由于下表面流线的“上凹”特征, 常用的锥导乘波体是纵向静不稳定的。

$$X_{cp} = \frac{\sin^2 \theta_2 \cdot \cos^2 \theta_2 - \sin^2(\theta_2 + \delta\theta) \cdot \cos^2(\theta_2 + \delta\theta)}{2\sin^2(\theta_2 + \delta\theta)\cos(\theta_2 + \delta\theta) + 2\sin^2 \theta_2 \cos \theta_2} \quad (1)$$

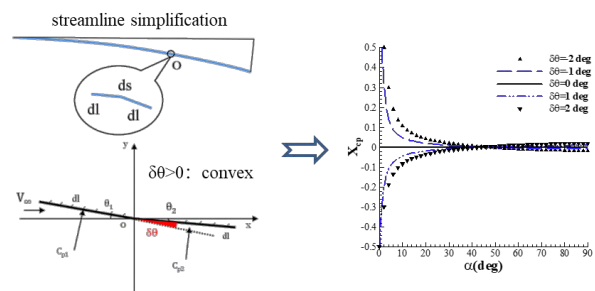


图 27 流线简化及压心变化规律<sup>[71]</sup>

Fig.27 Streamline simplification and the variation of pressure center<sup>[71]</sup>

王晓朋等<sup>[72]</sup>研究发现，源自轴对称幂次体流场的幂次乘波体，由于受到激波压缩效应和壁面膨胀效应的共同作用，波后流线在激波面附近表现为“上凹”特征，在某一特征分割点处转变为“下凸”特征，且向下游发展继续保持“下凸”，由于流线的尾段“下凸”特征，幂次乘波体容易设计成纵向静稳定，并深入分析了基准幂次体设计参数与乘波体纵向静稳定性的对应关系，为乘波体的纵向静稳定设计提供了一种可行思路。

Liu 等<sup>[65]</sup>基于“准乘波体”设计方法开展了纵向静稳定优化，获得了不同工况下具备不同静稳定度的最优型线，如图 28 所示，最优型线头部一般呈现“上凹”特征以降低激波强度，但整体“下凸”，且纵向稳定性越强，“下凸”特征越明显；相同静稳定度约束下，飞行高度越高，最优型线整体越“下凸”，其原因是飞行高度越高，黏性干扰效应越强，上表面边界层越厚，使得稳定性降低，为了抵消这一影响，下表面就呈现出更强的“下凸”特征。因此，通过“准乘波体”优化可以直接生成满足纵向静稳定性要求的最优构型，从而为高超声速纵向稳定性的灵活设计提供了一种新的途径。

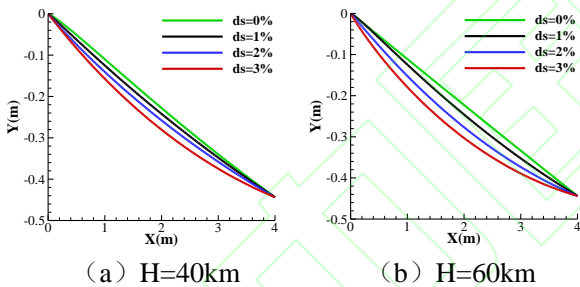


图 28 不同工况静稳定度约束最优型线<sup>[65]</sup>

Fig.28 Optimum curves with different constraints of static stability<sup>[65]</sup>

### 1.3.2 横航向稳定性

乘波体扁平、非轴对称、大长细比的几何特征决定了其有侧滑时会同时产生显著的横向滚转力矩和航向偏航力矩，且横向转动惯量往往远小于纵向和航向转动惯量，从而产生明显的横滚效应，使得横向和航向通道体现出强耦合的特性，横航向单自由度稳定并不能保证耦合后仍稳定，HTV-2 的首次试飞就因为横航向耦合失稳而坠毁。因此，横航向稳定性问题是高超声速乘波体飞行器设计过程中面临的一个严峻考验。

在传统航空飞行器设计中，通过在尾部布置垂尾和腹鳍等安定面可以灵活改善横航向稳定性。然

而，高超声速飞行器在近空间内长航时飞行会面临严重的气动热问题，特别是驻点、前缘、舵根和机身腹部的突起物等位置。因此，横航向安定面的尺寸甚至能否使用受到马赫数、飞行高度、航程和当前防热水平等因素的严格限制，且过大安定面会带来总体结构质量增加和装配难度大等问题。此时，飞行器本体的横航向稳定性设计就变得尤为重要。

在横航向静稳定性方面，Finley 等<sup>[73]</sup>对“平直翼”型乘波体和“弯曲翼”型乘波体的气动特性进行了实验对比分析研究，发现“弯曲翼”型乘波体有着更高的横向和航向静稳定性。在此基础上，Rasmussen<sup>[74]</sup>采用牛顿理论近似算法，研究了翼尖小翼对乘波体横向静稳定性的影响，如图 29 所示，指出翼尖小翼几何特征有利于提高乘波体的横向静稳定性。

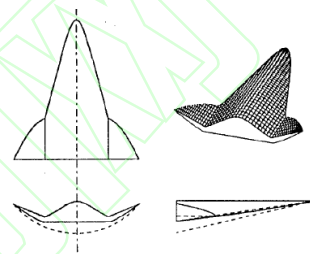
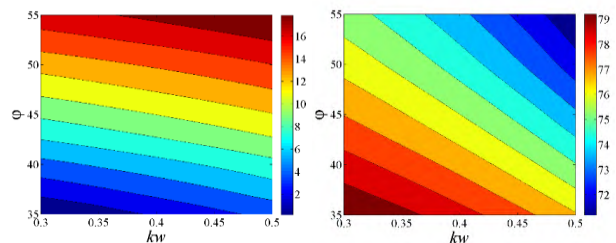


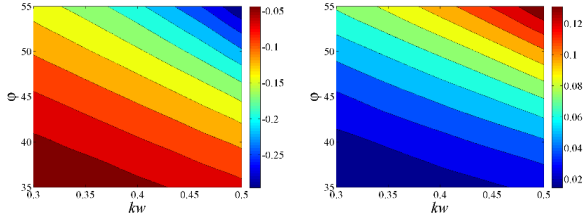
图 29 翼尖小翼乘波体<sup>[74]</sup>

Fig.29 Waverider with winglet<sup>[74]</sup>

刘文等<sup>[75-76]</sup>对乘波体的横航向静稳定性开展了参数化研究，获得了上反角、后掠角、横向静导数和航向静导数在典型前缘线参数设计空间内的分布规律，如图 30 所示，通过对比分析发现：乘波体下表面的上反角起主导作用，随着上反角增大，横向和航向静稳定性都增强，其中后者主要是由于上反角会改变下表面侧向投影面积沿流向的分布特征。基于该结论，通过在乘波体优化中引入上反特征约束，即可灵活调整其横航向静稳定性。



(a) 上反角  
(b) 后掠角  
(a) Dihedral angle  
(b) Sweep angle



(c) 横向静导数  
(c) Lateral stability derivative  
(d) 航向静导数  
(d) Directional stability derivative

图 30 几何特征和静导数分布<sup>[75]</sup>

Fig.30 Distribution of geometric features and stability derivatives<sup>[75]</sup>

Guo 等<sup>[77]</sup>针对乘波体的简化几何模型, 结合牛顿理论和流动假设推导了横航向静导数的理论模型, 从而直观得揭示了典型几何特征与横航向静稳定性的映射关系: 横向静稳定性与物面倾角 ( $\theta$ ) 和上反角 ( $\Gamma$ ) 呈正比关系, 而航向静稳定性与物面倾角和上反角平方成正比关系, 如式(2)。此外, 通过数值模拟分析发现, 黏性效应能够提升横向和航向静稳定性, 其中强黏性干扰效应对横航向稳定性都会产生较大影响, 而黏性剪切力则主要影响航向稳定性。

$$\left. \begin{aligned} C_{l\beta} &= -8 \cdot (\theta + \alpha) \cdot \bar{y} \cdot \Gamma \\ C_{n\beta} &= 8 \cdot (\theta + \alpha) \cdot \bar{x} \cdot \Gamma^2 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

在此基础上, 周翔等<sup>[78]</sup>进一步推导了横航向动导数的理论模型, 包括滚转动导数  $C_{lp}$ 、滚转交叉导数  $C_{np}$ 、偏航动导数  $C_{nr}$  和偏航交叉导数  $C_{lr}$ , 该解析模型能够很好地揭示各个动导数随上反角、物面倾角和来流迎角的映射关系, 如式(3), 从而为横航向动导数设计提供理论指导。

$$\left. \begin{aligned} C_{lp} &= -\frac{2(\theta + \alpha) \cdot \theta \cdot \cos^2 \Gamma}{3} \cdot \frac{L^2}{S_{ref}} \\ C_{np} &= (\theta + \alpha) \cdot \theta \cdot \cos \Gamma \cdot \frac{L^2}{S_{ref}} \\ C_{nr} &= -2\theta \cdot (\theta + \alpha) \cdot \sin \Gamma \cdot \frac{L^2}{S_{ref}} \\ C_{lr} &= \theta \cdot (\theta + \alpha) \cdot \cos \Gamma \cdot \frac{L^2}{S_{ref}} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

针对横航向耦合动稳定性, 韩汉桥<sup>[70]</sup>结合黏性修正当地流活塞理论, 建立了分析高超声速横航向耦合动稳定性的数学模型, 获得了不同工况下的横航向耦合运动失稳特征, 并结合判断系统稳定性的

霍尔维茨判据, 探讨了包括横航向为静稳定设计、减小动导数交叉项量值、减小滚摆比和调整转动惯量等改善乘波体横航向耦合动稳定性的基本策略。

Liu 等<sup>[79]</sup>基于横航向耦合小扰动运动方程, 通过模态简化方法推导了高超声速乘波体荷兰滚模态、滚转模态和螺旋模态的简化模型, 并结合简化模型分析了各个模态的失稳机理; 特别是对于运动最复杂的荷兰滚模态, 在推导过程中定义了荷兰滚动导数  $N_{pDYN}$  的概念, 根据阻尼  $\eta_{DR}$  和频率  $\omega_{DR}$  的表达式(4)可知: 荷兰滚频率主要由横航向静导数耦合决定, 而荷兰滚阻尼则主要由横航向静导数和荷兰滚动导数共同耦合决定, 且当横航向皆为静稳定时, 荷兰滚动稳定性导数值越大, 荷兰滚模态越容易收敛。

$$\left. \begin{aligned} \eta_{DR} &= \frac{L_{\beta}}{2N_{\beta DYN}} \left( N_{pDYN} - \frac{g}{V} \cos \alpha \right) \\ \omega_{DR} &= \sqrt{N_{\beta DYN}} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中,

$$\left. \begin{aligned} N_{pDYN} &= N_p \cos \alpha - L_p \sin \alpha \\ N_{\beta DYN} &= N_{\beta} \cos \alpha - L_{\beta} \sin \alpha \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

上述研究阐明了乘波体纵向和横航向稳定性的主要影响机理, 并通过理论建模等方式为各向稳定性设计提供了理论指导: 通过调整纵向型线和截面上反等几何特征, 即可根据实际工程需求灵活调整各向稳定性。

## 2 宽域乘波体

宽域飞行器气动布局需要兼顾亚-跨-超-高超声速整个飞行速度域进行匹配设计, 而不同速度域条件下飞行器的最优布局特征往往相互矛盾。例如, 为了满足亚声速高升阻比和低速着陆要求, 传统飞行器往往呈现较小后掠角和较大机翼面积等特征, 而该特征会导致高超声速条件阻力过大, 能量损失快, 无法长时间巡航; 战斗机往往利用鸭翼和前后缘襟翼等部件提升低速升力, 而在高超声速阶段气动部件过多会导致全机波系复杂, 相互干扰, 不利于热防护。此外, 宽域飞行过程中, 飞行器的压心、焦点和舵效等操稳特性会剧烈变化, 带来配平损失大、可用升阻比降低甚至难以控制等问题, 对总体性能产生重要影响。因此, 如何在满足复杂工程约束的条件下, 获得满足不同速度域气动性能的最优外形, 是气动布局设计亟需解决的关键问题。

对于宽速域飞行器而言，高超声速气动特性仍然最受关注，乘波布局的高升阻比优势对该类飞行器仍极具应用价值。然而，传统的乘波体很难满足低速时的气动特性要求。早在 2001 年，波音公司的 Johnson 等<sup>[80-81]</sup>就针对乘波布局再入飞行器方案(如图 31)的全弹道气动特性进行了详细评估，发现着陆阶段升力严重不足，且由于宽速域压心和焦点变化剧烈，基于高超声速状态设计的舵面难以满足亚声速状态的配平要求。

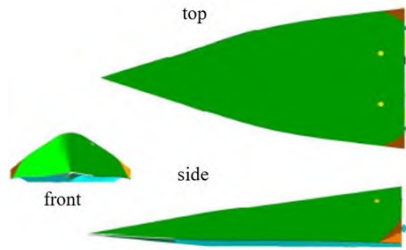


图 31 乘波布局再入方案<sup>[81]</sup>

Fig.31 Waverider reentry vehicle<sup>[81]</sup>

近年来，国内外在面向宽速域飞行器的乘波类布局设计方法方面已经初步取得了一些进展，本部分主要针对组合乘波设计、涡波乘波设计和乘波-机翼组合设计等三类方法进行介绍与分析。

## 2.1 设计方法

### 2.1.1 组合乘波设计

王发民等<sup>[82]</sup>首先提出了一种“串联”式宽速域乘波体设计方法，如图 32 所示，飞行器的前部采用以马赫 6 巡航条件设计的高超声速乘波体，后半段用了满足起飞加速需求的马赫 3 低速乘波体，中间用一个适配器衔接，以实现从起飞、加速到高超声速巡航的宽速域性能需求；数值模拟和风洞试验结果表明，该布局有效利用了高超声速条件下的下表面乘波特性和亚声速条件下的上表面涡升力特性，从而具备良好的宽域气动性能，其中高超声速最大升阻比可达 4.3，亚声速最大升力系数接近 1.0，失速攻角可达 30°。



图 32 “串联”式乘波体<sup>[82]</sup>

Fig.32 “Cascaded” waverider<sup>[82]</sup>

李世斌等<sup>[83]</sup>开展了马赫 4 和马赫 8 状态下的乘

波构型“串联”拼接研究，分析了连接段长度和尾部宽度的影响，结果表明：该类乘波飞行器的气动性能在宽速域范围内比单马赫数乘波体的气动性能更优，选择合适的连接段可使飞行器的气动性能达到更好的效果。

此外，研究者还提出了多级变马赫乘波体<sup>[84]</sup>、“并联”乘波体<sup>[85]</sup>等设计方法，但此类方法主要针对超声速至高超声速状态，难以适用于需要兼顾亚声速状态的宽速域飞行。

需要指出的是，这类方法更多的是一种概念上的探索，设计过程复杂，十分依赖经验设计。

### 2.1.2 涡波乘波设计

Rodi<sup>[86]</sup>基于相切流场乘波体设计方法和前缘线关系式，首先提出了涡升力乘波体设计方法，通过定后掠或可变后掠前缘线设计产生的上表面旋涡来改善升力性能，如图 33 所示。尽管后续刘传振等<sup>[87]</sup>分析表明，该类布局在高超声速大攻角下的非线性升力增加现象主要取决于高超声速条件下表面压力的非线性增加，而非上表面的涡升力，但该设计方法的提出为宽速域乘波布局设计提供了一种灵活有效的思路。

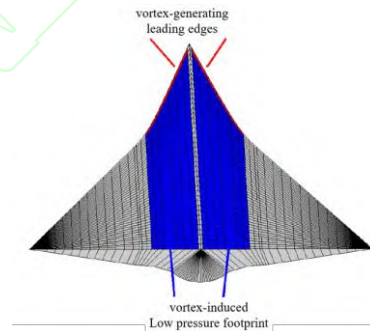


图 33 涡升力乘波体<sup>[86]</sup>

Fig.33 Vortex-lift waverider<sup>[86]</sup>

在此基础上，刘传振等<sup>[88-89]</sup>进一步发展了双后掠涡波乘波体设计方法，使用非均匀有理 B 样条辅助设计激波出口型线以提升外形的光滑和可控，研究了定平面前缘线头部和后掠等特征对高超声速和亚声速气动特性的影响规律，如图 34 所示，结果表明：该类乘波体能够较好兼顾低速和高超声速性能。

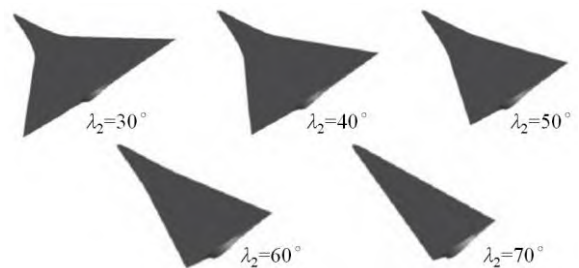


图 34 不同后掠特征乘波体<sup>[88]</sup>

Fig.34 Waveriders with different sweep distribution<sup>[88]</sup>

刘传振等<sup>[90]</sup>通过给定三维前缘型线分别生成了具有局部上反和下反机翼的双后掠乘波体，如图 35 所示，并评估了上下反特征对该类布局高超声速气动特性的影响，结果表明：上下反特征对高超声速升阻比影响很小，机翼上反会降低纵向稳定性、提高横向稳定性，且机翼上下反都会提高航向稳定性，但上反效果更明显。

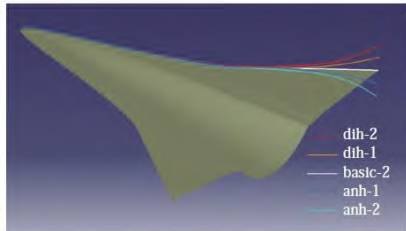


图 35 不同上下反机翼的双后掠乘波体<sup>[90]</sup>

Fig.35 Double-sweep waverider with different wing dihedral angles<sup>[90]</sup>

李珺等<sup>[91]</sup>发展了基于投影法的双后掠乘波设计方法，与定前缘型线法获得的双后掠乘波体相比，有效改善了理论激波出口型线与实际激波出口型线不吻合问题，在保持双后掠乘波体良好的气动性能的前提下，简化了设计方法。

刘超宇等<sup>[92]</sup>针对宽速域涡波乘波体，结合自由变形参数化方法、离散伴随方法和序列二次规划算法开展了兼顾低速与高超声速气动性能的三维整机气动优化研究，如图 36 所示，优化结果表明：相较于初始构型，优化构型可以将飞行器高超声速状态下升阻特性略微提升的同时，显著增强低速状态飞行器背风面的旋涡效应，使低速状态的升力和升阻比均提升 10% 以上，改善了涡波一体宽速域乘波飞行器的高低速气动性能。

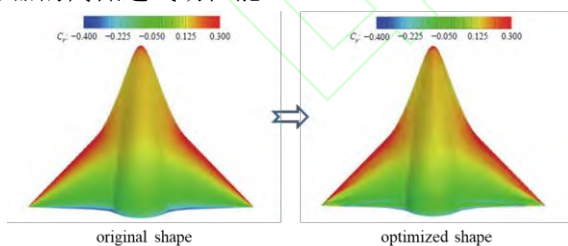


图 36 优化前后下表面压力分布对比 (Ma=0.4)<sup>[92]</sup>

Fig.36 Comparison of pressure distribution before and after optimization (Ma=0.4)<sup>[92]</sup>

### 2.1.3 乘波-机翼融合设计

机翼是传统低速飞行器产生气动力的核心部件，通过翼型和机翼平面的合理设计，可以产生高效的环量升力和涡升力。因此，为满足宽速域范围内的气动性能要求，将传统乘波构型与机翼结合设

计是一种可行的思路，以实现高低速不同设计原理的高效融合。

Takama 等<sup>[93]</sup>初步探索了在锥导乘波体两侧与不同翼展机翼进行直接组合的设计方法，如图 37 所示。数值模拟结果表明：加装机翼对高超声速特性影响很小，但有效提升了亚声速状态下的升力和升阻比，从而可以提升再入类乘波飞行器的无动力滑翔进场着陆性能。

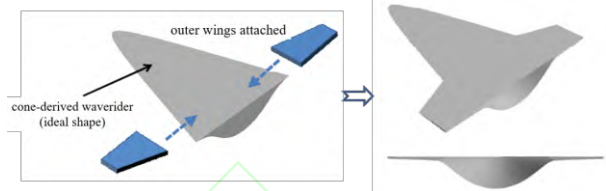


图 37 锥导乘波体加装机翼布局<sup>[93]</sup>

Fig.37 Cone-derived waverider with outer wings<sup>[93]</sup>

张登成等<sup>[94]</sup>在高超声速乘波体的基础上，利用连接翼布局在低速时的优良气动特性，设计了一种宽速域变构型高超声速飞行器，如图 38 所示；Dai 等<sup>[95]</sup>提出了一种将乘波体与变后掠翼进行结合的宽域飞行器设计方案。上述两个方案都是根据不同任务阶段调整机翼后掠角以获得较好的宽速域气动特性。



图 38 变后掠方案<sup>[94]</sup>

Fig.38 Configuration with variable sweep angle<sup>[94]</sup>

戴今钊等<sup>[96]</sup>提出了一种采用乘波前体设计的宽域飞行器设计方案，如图 39 所示，机翼采用相对厚度 3% 的双弧翼型，平面形状为 S 型机翼，机腹区域并联布置 4 台 TBCC 动力系统，通过对比尖前体方案，乘波前体方案在发动机入口流动均匀性、高超声速升阻比和亚声速升力等方面优势显著。

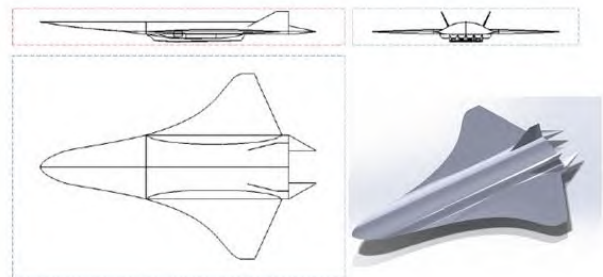


图 39 乘波前体设计方案<sup>[96]</sup>

Fig.39 Configuration with waverider front body<sup>[96]</sup>

Feng 等<sup>[97]</sup>提出了一种宽速域乘波三角翼气动



布局方案，如图 40 所示，前体采用设计马赫数为 5 的锥导乘波体，机翼采用优化的宽速域翼型，并通过数值模拟对该方案气动特性进行了详细评估，结果表明该布局具备亚声速大攻角涡升力、超声速翼型尾部额外加载和高超声速乘波等特性，从而具备较好的宽速域性能。

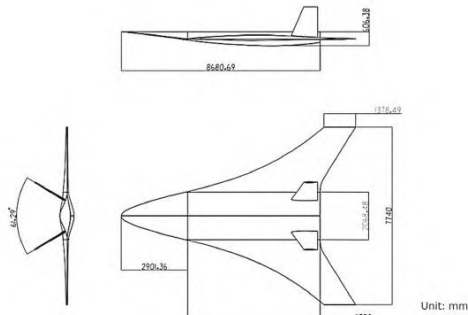


图 40 乘波三角翼方案<sup>[97]</sup>

Fig.40 Waverider/delta-wing configuration<sup>[97]</sup>

## 2.2 宽域乘波翼身融合布局设计方法

上述乘波-机翼组合设计方案探索为乘波布局的宽域化设计提供了一种可行的解决思路，然而已有研究都是针对单个方案进行性能评估，在方案设计过程中主要依赖经验设计，无明确成熟的设计方法可供参考，更难以直接开展气动布局优化。

针对该问题，本文提出一种宽域乘波翼身融合布局设计方法，前体下表面采用锥导乘波体或准乘波体构型，后体两侧采用机翼设计，中间机身通过 CST 曲线进行翼身融合，得到全参数化基准布局，其中上表面不局限于自由流面以考虑容积需求；以此为基础，在尾部进行局部工程化修型（布置三通道舱）以为动力系统、RCS 喷口布局和垂尾装配等提供一定的空间，得到工程化布局，如图 41 所示。通过合理优化，该布局能够同时具备较好的高超乘波特性和低速涡升力/机翼环量升力特性，实现较优的宽域升阻和操稳特性。

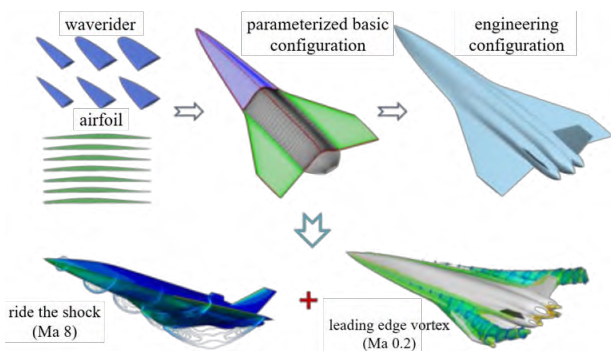


图 41 宽域乘波翼身融合布局设计方法

Fig. 41 Design method of wide-speed

## waverider-based blended wing-body configuration

图 42 给出了一个基于实际工程约束获得的典型宽域乘波翼身融合布局方案，该布局总长约 12.56m，翼展 5.90m，机身最厚处 0.94m，其中乘波前体长 5m，宽 2.06m，高 0.7m；机翼前缘后掠角为 65°，采用 4%厚度的对称翼型，尾部布置两片副翼进行滚转和俯仰操纵，机身上的双垂尾后段布置方向舵进行航向操纵质心位置为 60%L。针对该方案，分别在中国航空气动力技术研究院的 FD-11 低速风洞、FD-12 亚跨超风洞和 FD-07 高超风洞开展了缩比模型测力试验，如图 43 所示，具体状态如表 2 所列。

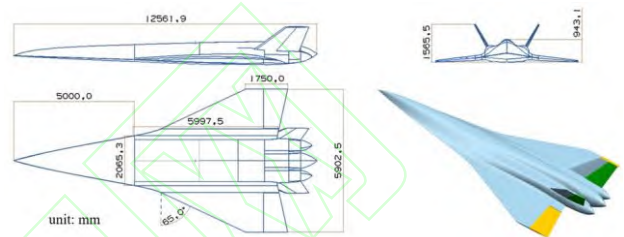


图 42 宽域乘波翼身融合布局方案

Fig. 42 Project of wide-speed waverider-based blended wing-body configuration

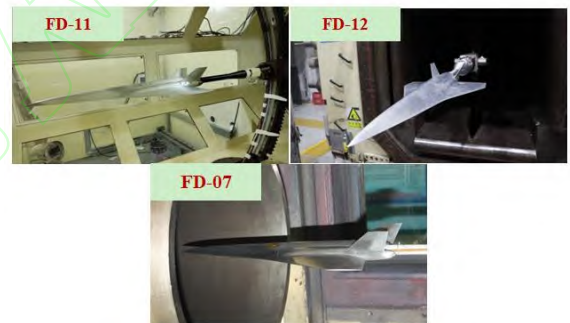


图 43 不同风洞中的模型

Fig.43 Experiment models at different wind tunnel

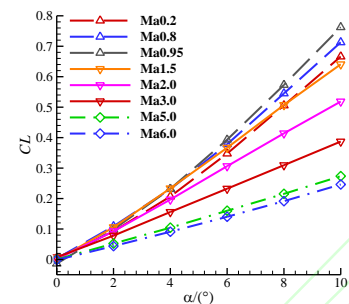
表 2 试验风洞及工况

Table 2 Experiment wind tunnel and condition

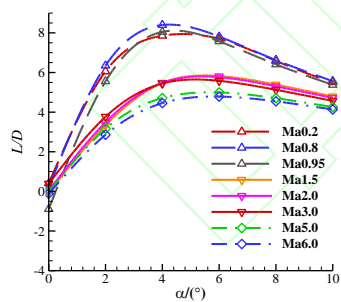
Wind tunnel	Mach number	Unit Reynolds number ( $\times 10^6 \text{ m}^{-1}$ )	Experiment model scale
FD-11	0.2	3.73	1/16 (0.785m)
	3.0	5	
FD-12	0.8	16.37	
	0.95	17.06	
	1.5	24.00	
	2	25.79	

FD-07	5	21.70	1/26
	6	19.30	(0.483m)

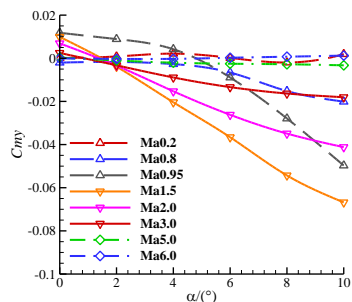
图 44 给出了不同马赫数的 0~10° 攻角风洞试验结果, 包括升力系数  $CL$ 、升阻比  $L/D$ 、俯仰力矩系数  $Cmy$  和焦点位置  $Xac$ , 并由此得到的最大升阻比及其对应攻角焦点随马赫数变化曲线如图 45 所示。从图 45 中可见, 在所给马赫数范围内, 该布局亚声速、超声速和高超声速最大升阻比分别为 8.4 (0.8 马赫)、5.8 (1.5 马赫) 和 5.0 (5 马赫), 具备较高的宽域升阻比; 此外, 随着马赫数增大, 全机气动焦点先后移再前移, 1.5 马赫焦点最靠后 (0.645L), 纵向静稳定性为 4.5%L, 6 马赫焦点最靠前 (0.597L), 此时接近临界静稳定, 整个宽域范围焦点变化范围为 4.8%L, 具备较好的宽域纵向稳定性。



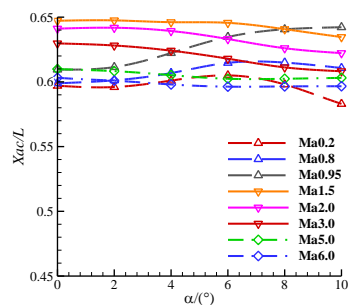
(a)  $CL$



(b)  $L/D$



(c)  $Cmy$



(d)  $Xac$

图 44 不同马赫数风洞试验结果

Fig.44 Experiment results at different Mach number

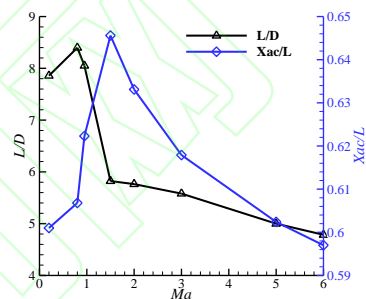


图 45 不同马赫数的最大升阻比及焦点

Fig.45 Maximum  $L/D$  and aerodynamic center at different Mach number

图 46 给出了 0~20° 攻角由风洞试验和 CFD 获得的升力系数, 计算采用的非结构网格如图 47 所示, 其中物面附近边界层采用六面体网格, 半模网格总量为 964 万, 采用  $k-\epsilon$  湍流模型, 详细的求解方法及验证见文献<sup>[76]</sup>。从图中可见, 大攻角时 CFD 结果略微偏低, 但最大相对误差不超过 5%。图 48 进一步给出了该布局在不同攻角下的空间涡结构特征分布。从图中可见, 该布局在 5° 攻角就开始形成前体涡, 随着攻角增大, 前体涡越来越强; 在 10° 攻角开始形成机翼涡, 并且与前体涡在 15° 攻角时完全融合。在涡升力影响下, 升力系数呈现出很强的非线性增长趋势, 在 20° 攻角也并未出现失速现象。

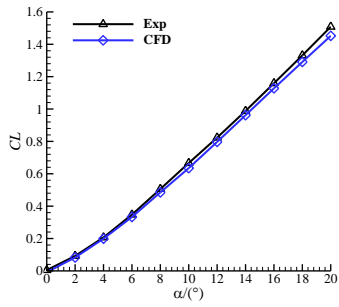


图 46 升力系数对比, Ma=0.2

Fig.46 Comparison of lift coefficient, Ma=0.2

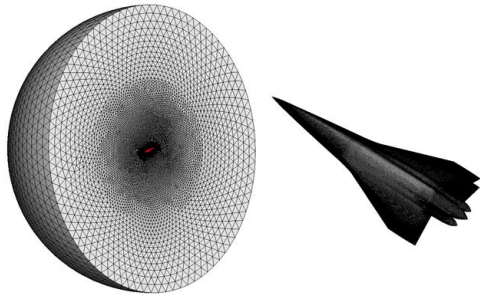
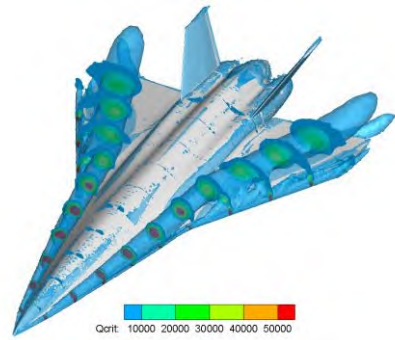
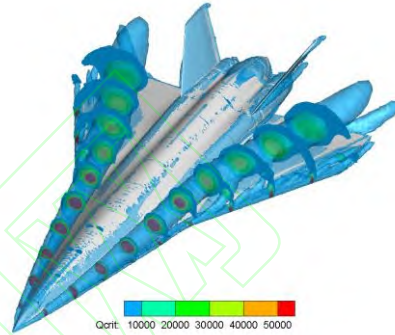


图 47 计算网格

Fig.47 Computational mesh



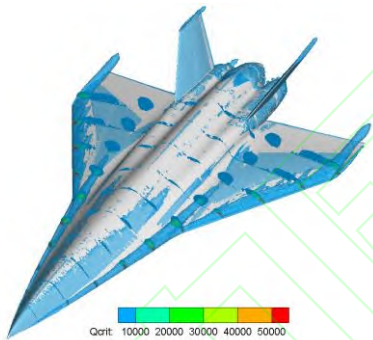
(c)  $\alpha=15^\circ$



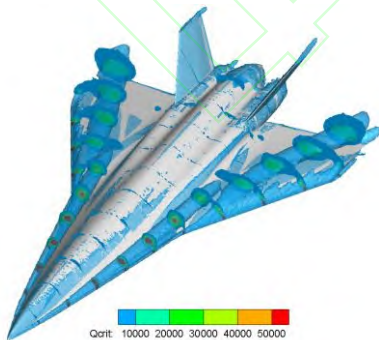
(d)  $\alpha=20^\circ$

图 48 不同攻角空间涡结构分布, Ma=0.2

Fig.48 Spatial vortex structure at different angles of attack, Ma=0.2

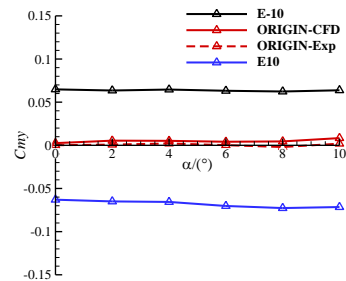


(a)  $\alpha=5^\circ$

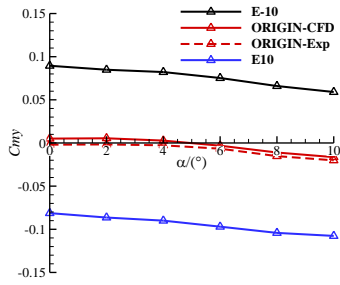


(b)  $\alpha=10^\circ$

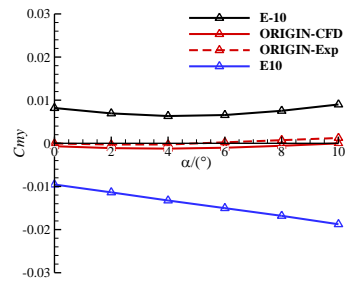
图 49 给出了通过 CFD 计算获得的不同马赫数的副翼俯仰操纵舵效, 其中 E-10 和 E10 分别表示两侧副翼同步上偏  $10^\circ$  和下偏  $10^\circ$ , 并对比了零舵偏外形的 CFD 与风洞结果。从图中可知, CFD 获得的俯仰力矩与风洞试验结果吻合良好; 此外, 亚声速和高超声速接近临界静稳定, 较小舵偏即容易配平, 只有在超声速 1.5 马赫状态, 由于静稳定度较高, 需要的配平舵偏较大。总体而言, 该布局在高超声速巡航和低速起降状态都呈现出较好的纵向操稳匹配特性。



(a) Ma=0.2



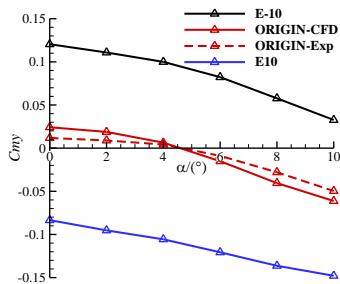
(b) Ma=0.8



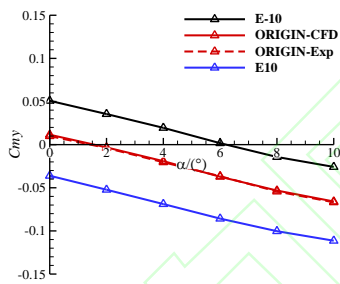
(f) Ma=6

图 49 不同马赫数俯仰操纵舵效

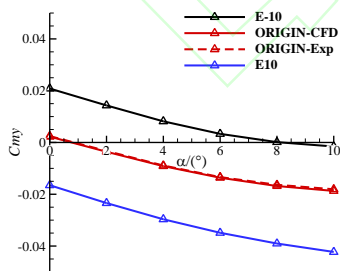
Fig.49 Elevon effectiveness in pitching direction at different Mach number



(c) Ma=0.95



(d) Ma=1.5



(e) Ma=3

### 3 总结与展望

目前, 从气动的升阻比、操稳、防热和装填等方面来讲, 乘波体的工程实用化已经不是问题, 更多的需要从总体上权衡, 考虑低成本、鲁棒性等要求, 实现从能用至好用的阶段转变; 而在宽域化方面, 则需要进一步开展优化方法和稳定性等方面研究, 提升其性能边界。此外, 追求更高速度、更宽速域和更强机动等性能是高超声速飞行器发展的必然趋势, 对乘波体既是机遇也是挑战, 未来可能需要在以下几个方面开展进一步研究:

#### (1) 超高速气动物理影响及正向优化设计

随着飞行速度和高度的增加, 飞行器面临的强黏性干扰效应、高温真实气体效应、稀薄效应等影响会进一步加剧; 为了满足更严酷的防热要求, 驻点和前缘半径将变得更大, 使得前缘钝化效应影响也更明显; 此外, 更高速度产生的大面积物面催化和质量引射等壁面气固效应会显著改变边界层内部流动结构和边界层厚度, 使得原本具有脱体激波强熵层、黏性干扰、高温真实气体效应等特征的高超声速绕流流动变得更为复杂, 从而显著影响飞行器的气动特性。在乘波布局优化时, 不同条件下获得的最优布局特征具有显著差异。因此, 如何通过高效气动建模或代理等方法, 实现能够主动嵌入上述超高速气动物理效应复杂影响的乘波布局正向优化设计, 充分发挥乘波体在更高速、更复杂流动环境下的升阻比优势, 值得进一步的探索。

#### (2) 宽域乘波布局设计与优化

目前, 国内外对宽域乘波布局的研究还处于起步阶段, 需要进一步拓展该类布局的设计方法, 探索典型布局特征对宽域流动机理、升阻特性、静/动稳定性和操纵性等特性的影响机理。其次, 宽域

布局优化不仅涉及较多的几何外形设计参数, 还需要同时评估不同速域多设计点气动特性甚至全弹道力热耦合特性, 优化参数维度高, 需要结合合理的参数降维方法、宽域气动力模型及优化算法等, 开展高效高保真度的宽域布局优化研究, 获得能够更好地协调各速域气动性能的外形, 在非常宽的空域和速域范围内拥有足够好的升阻匹配、操稳匹配、力热匹配和飞发匹配等特性, 摸清典型布局特征对气动特性的影响规律, 从而实现不同高低速设计原理的高效融合, 拓展宽域气动性能边界。此外, 宽域飞行器是典型的涵盖气动、结构、弹道、控制、热防护、制造甚至 RCS 隐身等多专业多学科的强耦合系统, 亟需发展面向新型宽域飞行器不同学科的高效高保真度近似模型和多学科强耦合优化方法, 通过多学科优化充分考虑各专业和学科间相互耦合产生的协同效应, 获得飞行器系统的整体最优解, 从而提升宽域飞行器的总体性能和设计效率。

### (3) 智能可变形乘波飞行器探索

未来更极端的任务需求对飞行器气动性能会提出越来越高的要求, 单一气动构型很可能无法满足所有宽速域性能需求, 智能化可变形飞行是未来高超声速机动飞行器的重要发展趋势。从单纯的气动角度来讲, 变后掠、折叠翼、伸缩翼甚至可变乘波面等方式毫无疑问会来较可观的气动性能收益, 但很可能会使其他专业承受难以忍受的代价, 从而使其在总体上缺乏可行性。因此, 需要结合材料、结构、作动系统、感知与控制等领域的发展, 从系统的角度出发, 开展乘波飞行器的智能可变形设计与多学科优化探索, 以总体性能最小损失为代价获得高效的气动性能收益, 并最终能够根据飞行环境、飞行剖面以及任务的需要进行自适应变形, 实现由能飞至翱翔的终极转变。

## 参考文献

- 1 Tsien H S. Similarity laws of hypersonic flows. *Journal of Mathematics and Physics*, 1946, 25: 247-251.
- 2 DARPA Concludes Review of Falcon HTV-2 Flight Anomaly. <http://www.darpa.mil/WorkArea/DownloadAsset.aspx?id=2147484134>.
- 3 Engineering Review Board Concludes Review of HTV-2 Second Test Flight. <http://www.darpa.mil/NewsEvents/Releases/2012/04/20.aspx>.
- 4 刘桐林. 俄罗斯高超声速技术飞行试验计划二. 飞航导弹, 2000, (5): 28-30.
- 5 邓帆, 尘军, 谢峰等. 基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目飞行试验研究进展. 航空动力学报, 2018, 33(03): 683-695(Deng Fan, Chen Jun,

Xie Feng et al. Research progress on flight tests of HIFiRE project based on scramjet. *Journal of Aerospace Power*, 2018,33(3): 683-695(in Chinese)).

6 尤延铖, 安平. 欧洲的高超声速推进项目及其项目管理. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(06): 1-7(You Yancheng, An Ping. European hypersonic projects and project management. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2013, 26(06): 1-7(in Chinese)).

7 朱坤, 杨铁成, 周宁. 从低成本角度探讨航天运载器技术发展路线. 飞航导弹, 2021(06): 1-6.

8 Sypniewski C. The NASP challenge: technical breakthrough. *AIAA National Aerospace Plane Conference*, 1989: 1989-5017.

9 Hogenauer E, Koelie D E. SANGER: the German aerospace vehicle program. *AIAA First National Aerospace Planes Conference*, Dayton, Virginia: AIAA, 1989: 5007.

10 Alan P. Hotol fights for life. *Flight International*, 1989, 135(4157): 34-38.

11 马娜. SR-72 高超声速飞机研制分析. 飞航导弹, 2017, (1):14-20.

12 李文杰. 从研发项目看美国高超声速飞机发展策略. 战术导弹技术, 2023, 221(05): 59-63(Li Wenjie. Analysis of development strategy of US hypersonic aircraft through research projects. *Tactical Missile Technology*, 2023, 221(05): 59-63(in Chinese)).

13 邓帆, 陈林, 宋巍等. 英国空天飞机云霄塔的总体方案设计及任务需求分析. 飞航导弹, 2017, (2): 41-45.

14 张陈安. 宽域飞行器气动布局技术与飞行试验, 第十三届全国高超声速科学技术会议, 福建厦门, 2021.4.

15 余平, 段毅, 尘军. 高超声速飞行的若干气动问题. 航空学报, 2015, 36(1): 7-23(Yu Ping, Duan Yi, Chen Jun. Some aerodynamic issues in hypersonic flight. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015,36(1): 7-23).

16 Kuchemann D. *The Aerodynamic Design of Aircraft*. Oxford: Pergamon Press, 1978. 448-510.

17 Anderson J D, Lewis M J. Hypersonic Waveriders—Where Do We Stand? *AIAA 31st Aerospace Sciences Meeting*,1993: 0399.

18 Nonweiler TRF. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *Journal of Royal Aeronautical Society*, 1959, 63: 521-528.

19 Starkey R, Lewis M. A simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders. *8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 1998: 1616.

20 Mazhul I I, Rakhcimov R D. Hypersonic power-law shaped waveriders in off-design regimes. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(4): 839-845.

21 Tarpley C, Lewis M J. Optimization of an engine-integrated waverider with steady state flight constraints, *33<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995: 0848.

22 Jones JG, Moore KC, Pike J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow fields. *Archive of Applied Mechanics*, 1968, 37: 56-72.

- 23 Rasmussen M L, Clement L W. Cone derived waveriders with longitudinal curvature. *AIAA 11th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1984: 4-2100.
- 24 Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. *AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting*, 1988: 88-0369.
- 25 O'Neill M K L, Lewis M J. Design Tradeoffs on Scramjet Engine Integrated Hypersonic Waverider Vehicles. *Journal of Aircraft*, 1993, 30 (6): 943-952.
- 26 耿永兵, 刘宏, 丁海河等. 轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计. *推进技术*, 2006, 27(5): 404-409 (Geng Yongbing, Liu Hong, Ding Haihe, et al. Optimized design of waverider forebody derived from asymmetric near-isentropic compression flow fields. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 404-409(in Chinese)).
- 27 Ding Feng, Shen Chi-bing, Liu Jun, et al. Comparison between novel waverider generated from flow past a pointed von Karman ogive and conventional cone derived waverider. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(14): 2620-2633.
- 28 Ding Feng, Liu Jun, Shen Chi-bing, et al. Novel inlet-airframe integration methodology for hypersonic waverider vehicles. *Acta Astronautica*, 2015, 111(4): 178-197.
- 29 Y. P. Goonko, I. I. Mazhul, G. N. Markelov. Convergent-flow-derived waveriders. *Journal of Aircraft*, 2000, 37 (4): 647-654.
- 30 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究. *推进技术*, 2006(3): 252-256(You Yancheng, Liang Dewang, Huang Guoping. Investigation of internal waverider-derived hypersonic inlet. *Journal of Propulsion Technology*, 2006(3): 252-256(in Chinese)).
- 31 Rasmussen M. Lifting-body configurations derived from supersonic flows past inclined circular and elliptic cones. *5th Atmospheric Flight Mechanics Conference for Future Space Systems*, 1979: 1665.
- 32 Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537-545.
- 33 Takashima N, Lewis M J. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration. *AIAA 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1994: 0380.
- 34 王发民, 李立伟, 姚文秀等. 乘波飞行器构型方法研究. *力学学报*, 2004, 36(5): 513-519(Wang Famin, Li Liwei, Yao Wenxiu, et al. Research on waverider configuration method. *Acta Mechanica Sinica*, 2004, 36(5): 513-519(in Chinese)).
- 35 Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. *Proceedings of the First International Hypersonic Waverider Symposium*, University of Maryland, 1990:17-19.
- 36 Sobieczky H, Zores B, Wang Z, et al. High speed design using the theory of osculating cones and axisymmetric flows. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1999, 12(1):1-18.
- 37 Jones K D, Sobieczky H A, et al. Waverider design for generalized shock geometries. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(6): 957-963.
- 38 Jones K, Center K. Waverider design methods for non-conical shock geometries. *AIAA 3rd Theoretical Fluid Mechanics Meeting*, 2002: 2002-3204.
- 39 Rodi PE. The osculating flowfield method of waverider geometry generation. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada: AIAA, 2005. 1-8.
- 40 Rodi P E. Geometrical relationships for osculating cones and osculating flowfield waveriders. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011: 2011-1188.
- 41 贺旭照, 倪鸿礼. 密切曲面锥乘波体——设计方法与性能分析. *力学学报*, 2011, 43: 1077-1082(He Xuzhao, Ni Hongli, Osculating curved cone waverider: design methods and performance analysis. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(6):1077-1082(in Chinese)).
- 42 贺旭照, 倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析. *力学学报*, 2011, 43(5): 803-808(He Xuzhao, Ni Hongli. Osculating inward turning cone(OIC) wave rider-design methods and performance analysis. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011,43(5): 803-808(in Chinese)).
- 43 Tiao C, Li N, Gong G, Su Z. A parameterized geometry design method for inward turning inlet compatible waverider. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(5): 1135-1146.
- 44 You Y C, Zhu C X, Guo J L. Dual waverider concept for the integration of hypersonic inward-turning inlet and airframe forebody. *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2009: 7421.
- 45 郑晓刚, 朱呈祥, 尤延铖. 基于局部偏转吻切方法的多级压缩乘波体设计. *力学学报*, 2022, 54(1): 83-93(Zheng Xiaogang, Zhu Chengxiang, You Yancheng. Design of multistage compression waverider based on the local- turning osculating cones method. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(1):83-93(in Chinese))
- 46 耿永兵. 高超声速乘波飞行器优化设计. 中国科学院博士论文, 2006(Geng Yongbing. Optimization design of hypersonic waveriders. [PhD Thesis].Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2006(in Chinese)).
- 47 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. *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. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2017,35(3): 421-428(in Chinese)).
- 48 Lv Yuchao, Jiang Chongwen, Gao Zhenxun, et al. Passive waverider

method and its validation. *AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition*, 2014: 2014-4346.

49 A. J. Matthews, T. V. Jones. Design and test of a modular waverider hypersonic intake. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22 (4): 913-920.

50 You Yancheng, Liang Dewang, Cai Ke. Numerical research of three-dimensional sections controllable internal waverider hypersonic inlet. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008:2008-4708.

51 Ding Feng, Liu Jun, Huang Wei, et al. Boundary-layer viscous correction method for hypersonic forebody/inlet integration. *Acta Astronautica*, 2021, 189: 638-657.

52 Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Famin. Modification of hypersonic waveriders by vorticity-based boundary layer displacement thickness determination method. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 75: 200-214.

53 刘文, 张陈安, 王发民等. 高超声速“准乘波体”构型优化设计方法. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49(3): 255-267(Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Famin, et al. Design method of a new hypersonic waverider configuration. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49(3): 255-267(in Chinese)).

54 Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configuration generated from axisymmetric conical flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(5): 461-469.

55 Bowcutt KG, Anderson JD, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. *AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada: AIAA, 1987. 1-18.

56 Takashima N, Lewis M J. Navier-stokes computation of a viscous optimized waverider. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1992, 31(3): 383-391.

57 Lobbia M, Suzuki K. Design and analysis of payload-optimized waveriders. *10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2001: 2001-1849.

58 耿永兵, 刘宏, 雷麦芳等. 高升阻比乘波构型优化设计. *力学学报*, 2006, 38(4): 540-546(Geng Yongbing, Liu Hong, Lei Maifeng, et al. Optimized design of waverider with high lift over drag ratio. *Acta Mechanica Sinica*, 2006, 38(4): 540-546(in Chinese)).

59 Mangin B, Benay R, Chanetz B, et al. Optimization of viscous waveriders derived from axisymmetric power-law blunt body flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(5): 990-998.

60 Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, He Lietang, et al. Multi-Object Optimization of waverider generated from conical flow and osculating cone. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2008: 2008-131.

61 刘传振, 白鹏, 陈冰雁, 纪楚群. 三维流场乘波体快速设计方法及多目标优化. *宇航学报*, 2016, 37(5): 535-543(Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bing-yan, et al. Rapid design and multi-object optimization for

waverider from 3D flow. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(5): 535-543(in Chinese)).

62 Anderson J D, Chang J, McLaughlin T A. Hypersonic waveriders: effects of chemically reacting flow and viscous interaction. *AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992: 1992-0302.

63 Chang J. A study of viscous interaction effects on hypersonic waveriders. Maryland: University of Maryland, 1992.

64 李维东, 韩汉桥, 陈文龙, 等. 考虑高空粘性干扰效应的乘波体气动性能工程预测方法研究. *宇航学报*, 2011, 32(6): 1217-1223(Li Weidong, Han Hanqiao, Chen Wenlong, et al. An engineering prediction method for aerodynamic performance of waverider with hypersonic viscous interaction. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(6):1217-1223(in Chinese)).

65 Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Famin, et al. Design and optimization method for hypersonic quasi-waverider. *AIAA Journal*, 2020, 58(5): 2132-2146.

66 Takashima N, Lewis M. Powered hypersonic waverider vehicles for optimization with mission-oriented constraints. *AIAA 3rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995: 1995-846.

67 Takashima Na, Lewis M. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(1): 235-245.

68 郭帅旗, 刘文, 张陈安, 王发民. 高超声速钝前缘乘波构型优化设计研究. *力学学报*, 2022, 54(5): 1414-1428(Guo Shuaiqi, Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Famin. Design and optimization for hypersonic cone-derived waverider with blunted leading-edge. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(5): 1414-1428(in Chinese)).

69 安复兴, 李磊, 苏伟, 等. 高超声速飞行器气动设计中的若干关键问题. *中国科学: 物理学、力学、天文学*, 2021, 51: 104702 (An Fuxing, Li Lei, Su Wei, et al. Key issues in hypersonic vehicle aerodynamic design. *Scientia Sinica Physica, Mechanica and Astronomica*, 2021, 51: 104702(in Chinese)).

70 韩汉桥. 高超声速滑翔飞行器静/动态气动特性研究. 中国科学院博士论文, 2013. (Han Hanqiao. Study of Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics of Hypersonic Gliding Vehicle. [PhD Thesis]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013(in Chinese)).

71 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. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 1114-1122(Jia Zian, Zhang Chen'an, Wang Kemu, et al. Longitudinal static stability analysis of hypersonic waveriders. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44: 1114-1122(in Chinese)).

72 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. *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. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8):887-896(in Chinese)).

- 73 Finley D, Cockrell C. Control effectiveness and lateral-directional stability for two waverider-derived hypersonic cruise configurations. *AIAA 13th Applied Aerodynamics Conference*, 1995: 1995-1831.
- 74 Rasmussen M. Effects of anhedral and finlets on lateral stability of hypersonic waveriders. *AIAA 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1997: 1997-0191.
- 75 刘文, 张陈安, 王发民. 乘波体荷兰滚模态特性研究. *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. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 444-453(in Chinese)).
- 76 刘文. 高超声速乘波体气动布局优化及稳定性研究. [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 2018(Liu Wen, Study on aerodynamic design optimization and flight stability of hypersonic waveriders. [PhD Thesis]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018(in Chinese)).
- 77 Guo Shuaiqi, Liu Wen, Zhang Chen'an, et al. Simplified analytical models for hypersonic lateral-directional stability, *Acta Astronautica*, 2022, 198: 431-444.
- 78 周翔, 刘文, 张陈安等. 高超声速动导数理论建模研究. 第二届空气动力学大会, 2023, 天津.
- 79 Liu Wen, Zhang Chen'an, Wang Xiaopeng, et al. Parametric study on lateral-directional stability of hypersonic waverider. *AIAA Journal*, 2021, 59(8): 3025-3042.
- 80 Johnson D B, Thomas R, Manor D. Stability and control analysis of a waverider TSTO second stage. *10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2001: 2001-1834.
- 81 Manor D, Johnson D. Landing the wave-rider: challenges and solutions. *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies*, 2005: 2005-3201.
- 82 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. *中国科学: 技术科学*, 2009, 39(11): 1828-1835(Wang Famin, Ding Haihe, Lei Maifang. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration. *Scientia Sinica Technologica* 2009, 39(11): 1828-1835(in Chinese)).
- 83 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. *固体火箭技术*, 2012, 35(5): 588-592(Li Shibin, Luo Shibin, Huang Wei, et al. Investigation on aerodynamic performance for a novel wide-ranged hypersonic vehicle. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, 35(5): 588-592(in Chinese)).
- 84 Zhao Zhentao, Huang Wei, Li Shibin, et al. Variables mach number design approach for a parallel waverider with a wide-speed range based on the osculating cone theory. *Acta Astronautica*, 2018, 147: 163-174.
- 85 Li Shibin, Huang Wei, Wang Zhenguo, et al. Design and aerodynamic investigation of a parallel vehicle on a wide-speed range. *Science China (Information Sciences)*, 2014, 57(12): 233-242.
- 86 Patrick Rodi. Vortex lift waverider configurations. *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, 2012: 2012-1238.
- 87 刘传振, 田俊武, 白鹏, 刘强. 双后掠乘波体的非线性升力增长. *航空学报*, 2019, 40(10): 55-64(Liu Chuanzhen, Tian Junwu, Bai Peng, et al. Nonlinear lift increase of double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(10): 55-64(in Chinese)).
- 88 刘传振, 白鹏, 陈冰雁. 双后掠乘波体设计及性能优势分析. *航空学报*, 2017, 38(6): 99-109(Liu Chuanzhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 99-109(in Chinese)).
- 89 刘传振, 刘强, 白鹏等. 涡波效应宽速域气动外形设计. *航空学报*, 2018, (7): 68-76(Liu Chuanzhen, Liu Qiang, Bai Peng, et al. Aerodynamic shape design integrating vortex and shock effects for width-velocity-range. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, (7): 68-76(in Chinese)).
- 90 Liu Chuanzhen, Meng Xufei, Bai Peng. Design and analysis of double swept waverider with wing dihedral. *AIAA Journal*, 2022 60:4, 2075-2084.
- 91 李珺, 易怀喜, 王逗, 罗世彬. 基于投影法的双后掠乘波体气动性能. *航空学报*, 2021, 42(12): 172-186(Li Jun, Yi Huaixi, Wang Dou, et al. Aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(12): 172-186(in Chinese)).
- 92 刘超宇, 屈峰, 李杰奇等. 涡波一体乘波飞行器宽速域气动优化设计研究. *力学学报*, 2023, 55(1): 70-83(Liu Chaoyu, Qu Feng, Li Jieqi, et al. Aerodynamic optimization design of the vortex-shock integrated waverider in wide speed range. *Acta Mechanica Sinica*, 2023, 55(1): 70-83(in Chinese)).
- 93 Takama Y. Practical waverider with outer wings for the improvement of low-speed aerodynamic performance. *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, California, 2011: 2011-2300.
- 94 张登成, 罗浩, 张艳华等. 宽速域变构型高超声速飞行器气动特性研究. *固体火箭技术*, 2019, 42(1): 128-134(Zhang Dengcheng, Luo hao, Zhang Yanhua, et al. Aerodynamic analysis of a wide-ranged morphing hypersonic vehicle. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2019, 42(1): 128-134(in Chinese)).
- 95 Dai Peng, Yan Binbin, Huang Wei, et al. Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep wing morphing waverider. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 98: 105703.
- 96 戴今钊, 汤继斌, 陈海昕. 高超声速飞行器中的乘波设计综述. *战术导弹技术*, 2021(4): 1-15(Dai Jinzhao, Tang Jibin, Chen Haixin. An overview of waverider design in hypersonic vehicles. *Tactical Missile Technology*, 2021(4): 1-15(in Chinese)).
- 97 Feng Cong, Chen Shusheng, Yuan Wu, et al. A wide-speed-range



---

aerodynamic configuration by adopting wave-riding-strake wing. *Acta*

*Astronautica*, 2023, 202: 442-452.

