

网站地图 (<http://www.imech.cas.cn/serv/wzdt/>) |

联系我们 (http://www.imech.cas.cn/serv/lxfs/201212/t20121205_3698646.html) |

所内网 (<http://www.imech.cas.cn/serv/szxx/>) | 所内网 (<https://ioa.imech.ac.cn>) |



中国科学院力学研究所
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences

中国科学院 (<http://www.cas.cn/>)
(<http://www.imech.cas.cn/>)

Search



当前位置：首页 (../..../..../) >> 科学传播 (../..../..../) >> 力学园地 (../..../) >> 释疑解惑 (../..../)

【释疑解惑】宽域飞行探索

2023-07-07 17:20

[【放大 缩小】](#)

《力学园地》编辑部：

近年来，我在媒体上看到越来越多的关于临近空间宽域飞行的帖子。作为一个“门外汉”，希望懂得多一点。能请专家做一点科普说明吗？

一名文科大学生

2023年3月15日

宽域飞行探索

刘文

目前，高超声速飞行模式正在由传统的弹道式飞行向长时间机动飞行的方向发展，特别是在高程为20公里到100公里之间的临近空间范围里。临近空间高超声速飞行器的出现，无论是作为未来的战略战术武器平台还是载人空天运载平台，对国防安全和国民经济发展都具有重要的战略意义。它是二十一世纪航空航天技术新的制高点，具有战略性、前瞻性、标志性和带动性。

有的读者可能会问：这里提到的宽域飞行是什么意思呢？“宽域”可以理解为是“宽速域、宽空域”的简略说法，指的是高超声速飞行器除了能够在其任务主要设计工况下有良好飞行性能之外，还能够在较宽的飞行速度、飞行高度范围内满足其升力、阻力、操纵性与稳定性以及机动飞行要求。

目前，高超声速飞行器主要可分为两大类：以助推火箭为动力的高超声速滑翔飞行器和以吸气式发动机为动力的高超声速巡航飞行器。近年来，中、美、俄等国在上述两类飞行器的武器化方面进行了持续不断的探索，取得了一系列的突破性进展。美国开展了X-43A、X-51 和HTV-2 等多型飞行器的试飞验证，他们的LRHW“暗鹰”陆基导弹系统即将部署；俄罗斯已经列装了“先锋”“锆石”和“匕首”等多款不同类型的高超声速导弹；此外，中国也已经列装了DF-17 高超声速滑翔弹。



图1 美国X-43A (图片来源：网络)



图2 美国HTV-2 (图片来源：网络)



图3 美国波音“女武神”高超声速飞机（图片来源：网络）



图4 俄罗斯“匕首”（米格-31 机载发射）（图片来源：网络）



图5 中国“东风-17”高超声速滑翔弹（图片来源：网络）

在初步解决有无问题后，高超声速飞行技术未来发展主要集中在如下两个方向上：第一，为了增强飞行器效能，亟需进一步提升高超声速飞行器的航程和机动性能；第二，高超声速飞行器向大尺寸、可重复使用的宽域飞行平台（高超声速飞机、天地往返空天飞行器等）方向拓展。

对于上述两个方向，气动布局设计都是需要攻克的关键技术之一。对于第一个发展方向，其核心就是要提高飞行器的升阻比（即升力与阻力之比）和操纵稳定性。在典型高超声速气动布局中，乘波体的升阻比优势显著，极具应用前景。这种构型在高超声速飞行时，下表面产生的激波会附着在飞行器的整个前缘上，看起来就像飞行器“骑乘”在激波上，因此被称为“乘波体”。也正是由于激波附体特性，阻碍了下表面高压流动上溢至上表面，使得乘波体在高超声速时具备很高的升力和升阻比。

这种乘波体的设计和常规飞行器完全不同。通常情况下，工程师依据一般的理论和经验，设计出飞行器初步外形，然后通过计算或风洞试验确定流场和性能，再依据设计指标进行修改，如此反复直至确定满足设计要求的最终外形。而乘波体的设计过程却是（参见图6）：先选定一个基准体（例如圆锥体），便可以给出一个基准流场（如锥形流场），在流场底面上任意做一条样条线（可以是二次、三次函数甚至其他函数曲线等），沿来流方向（X轴）向激波面上投影得到一条交线，该曲线即为乘波体前缘线；从该曲线向后出发的所有流线构成的流面作为乘波体下表面，从该曲线出发的所有沿来流方向直线构成的自由流面作为乘波体上表面，直到底面截止，即可得到乘波体三维构型。在设计状态下（指定马赫数、零攻角），该飞行器与原始生成基准体的外形完全不同，但其下方流场却与基准流场对应部分完全相同。这样设计生成的乘波体确保了激波能够附着在它的周边前缘线上，阻止了下表面的高压气体上溢，从而可获得极高的气动效率；而在一定范围内改变攻角时，尽管激波结构略有改变，但乘波体仍能保持较好的激波附体状态，气动效率仍然很高。

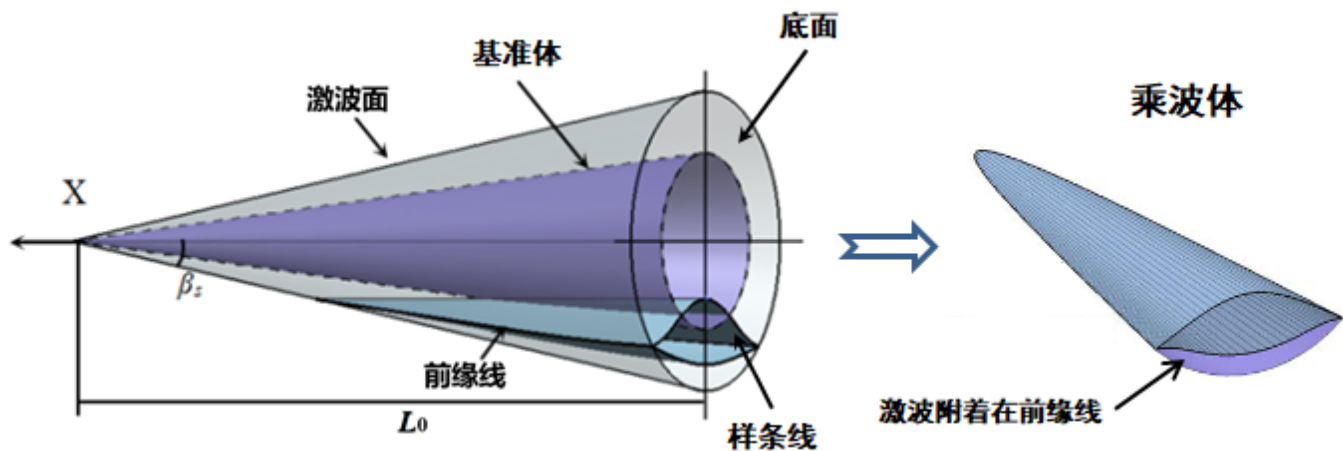


图6 乘波体设计过程示意图

力学所高温气体动力学国家重点实验室（LHD）的高超声速空气动力学课题组多年来一直致力于乘波布局的高升阻比优化方法和稳定性设计理论研究，并结合实际需求开展了持续的工程化探索，为高升阻比乘波布局的实用化奠定了坚实基础。

对于第二个方向，即可重复使用宽域飞行器的研制，则面临更大的技术难度。飞行器需要兼顾亚一跨一超一高超声速整个飞行速域进行匹配设计，而不同速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。又如，常规的战斗机往往利用鸭翼和前后缘襟翼等部件来提升低速升力，而在高超声速阶段气动部件过多却会导致全机波系复杂且相互干扰，不利于热防护。此外，宽域飞行过程中，飞行器的压心和焦点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。这里，“压心”是指飞行器所承受的气动力合力作用点，即力矩为零的位置；而“焦点”则是指飞行器姿态变化时升力增量的作用点，即升力增量对该点无力矩。因此，如何在满足复杂工程约束的条件下，获得能够更好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和操稳匹配特性，是气动布局设计亟需解决的关键问题。

我们研究团队在中科院先导A“鸿鹄”专项的支持下，基于在高超声速气动布局领域多年来的研究基础，开展了宽域飞行器设计探索，提出了宽域乘波翼身融合布局设计方法。该方法能够有效融合高超声速乘波体压缩升力和低速边条涡升力等高效的高低速气动设计原理，从而在亚一跨一超一高超声速条件下都具备较好的气动特性。这里提及的“压缩升力”是乘波体做超声速或高超声速飞行时产生的一种升力。此时在飞行器下表面前方会产生激波，由于激波的压缩作用，波后压力突增，产生向上托举飞行器的气动力分量，定义为压缩升力。这里提及的“边条涡升力”则是当乘波体以较大攻角低速飞行时产生的一种升力。此时气流从边条翼前缘通过时会分离出稳定的漩涡，它作用于机翼上表面时会使得上表面局部区域压力降低，产生了边条涡升力。

采用上述方法，我们设计了“鸣镝”宽域飞行器，并通过全包线高精度CFD数值模拟、典型状态风洞试验和部分科目试飞，已经初步证明“鸣镝”宽域飞行器具备良好的宽域升阻特性和操稳特性。从2019年开始，我们先后完成了无动力滑翔返场着陆飞行试验、临近空间球载投放亚一跨一超机动飞行试验和临近空间球载投放动力加速机动飞行试验。在未来1-2年内，我们将继续开展高超声速飞行试验，对“鸣镝”的宽域机动飞行特性进行更完备的验证。



(a) 2019 年云南文山飞行试验



(b) 2021 年甘肃酒泉飞行试验

图7 “鸣镝”宽域飞行器

“路漫漫其修远兮，吾将上下而求索”。宽域飞行之路才刚刚起步，面向未来国家对宽域飞行的迫切和多样化任务需求，我们作为中科院“国家队”“国家人”的一份子，将继续心系“国家事”、肩扛“国家责”，传承力学所老一辈科学家的创新理念和开拓精神，秉承钱学森“工程科学”指导思想，开展更有价值的科学研究，做到从工程中来到工程中去，争取为国家宽域飞行事业做出更大贡献。



中国科学院 (http://www.cas.cn)
CHINESE ACADEMY OF SCIENCES

中国科学院力学研究所 版权所有 京ICP备05002803号 京公网安备110402500049

地址：北京市北四环西路15号 邮编：100190

(http://bszs.conac.cn/sitename?method=show&id=081D2D6355AD574EE053022819ACCBA7)

