

El、Scopus 收录 中文核心期刊

可变马赫数乘波体的宽速域性能优势探究

孟旭飞,白 鹏,刘传振

ADVANTAGE EXPLORING OF VARIABLE MACH NUMBER WAVERIDER IN HYPERSONIC WIDE-SPEED PERFORMANCES

Meng Xufei, Bai Peng, and Liu Chuanzhen

在线阅读 View online: https://doi.org/10.6052/0459-1879-24-342

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于可变马赫数锥形流场的定平面形状乘波体设计方法研究

RESEARCH ON DESIGN METHOD OF PLANFORM–CUSTOMIZED WAVERIDER FROM VARIABLE MACH NUMBER CONICAL FLOW

力学学报. 2023, 55(9): 1809-1819

乘波体设计与优化研究进展——从高超声速至宽速域

ADVANCES IN DESIGN AND OPTIMIZATION OF WAVERIDER —— FROM HYPERSONIC TO WIDE-SPEED RANGE 力学学报. 2024, 56(6): 1655-1677

给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法

OSCULATING-CONE WAVERIDER DESIGN BY CUSTOMIZING THE PLANFORM SHAPE OF LEADING EDGE 力学学报. 2019, 51(4): 991-997

涡波一体乘波飞行器宽速域气动优化设计研究

AERODYNAMIC OPTIMIZATION DESIGN OF THE VORTEX-SHOCK INTEGRATED WAVERIDER IN WIDE SPEED RANGE 力学学报. 2023, 55(1): 70-83

上下反翼对双后掠乘波体低速特性的影响

EFFECT OF DIHEDRAL WING ON LOW SPEED PERFORMANCE OF DOUBLE SWEPT WAVERIDER 力学学报. 2021, 53(12): 3310-3320

高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展

RESEARCH PROGRESS ON HIGH-MACH-NUMBER SCRAMJET ENGINE TECHNOLOGIES 力学学报. 2022, 54(2): 263-288



关注微信公众号,获得更多资讯信息

流体力学

2024 年 12 月

可变马赫数乘波体的宽速域性能优势探究¹⁾

孟旭飞 白 鹏 刘传振2)

(中国航天空气动力技术研究院,北京100074)

摘要 可变马赫数乘波体被认为在高超声速阶段具有良好的宽速域性能,但学者们将其与传统的固定马赫数 乘波体比较时,大都未限制相同的平面形状和容积,导致关于其宽速域性能优势的论证不充分.文章使用定平 面形状乘波体设计方法设计可变马赫数乘波体,并生成具有相同平面形状和相等容积的固定马赫数乘波体,以 此比较探究可变马赫数乘波体在高超声速阶段的宽速域性能优势.同时结合计算流体力学手段分析流场,给出 初步解释.结果表明,与相同平面形状和相等容积的固定马赫数外形相比,在高超声速阶段,可变马赫数乘波体 的宽速域升阻比没有优势;同时,可变马赫数基准流场及其导致的乘波曲面变化对纵向稳定性几乎没有影响. 我们推测即使采用传统方法设计的乘波体在高超声速阶段也具有较好的宽速域性能,因此未来对乘波体宽速 域性能的改进应该着重于亚跨超等严重偏离设计状态的阶段,而不是高超声速阶段.

关键词 乘波体,可变马赫数,定平面形状,等容积,宽速域

中图分类号: V221.5 文献标识码: A DOI: 10.6052/0459-1879-24-342 CSTR: 32045.14.0459-1879-24-342

ADVANTAGE EXPLORING OF VARIABLE MACH NUMBER WAVERIDER IN HYPERSONIC WIDE-SPEED PERFORMANCES¹⁾

Meng Xufei Bai Peng Liu Chuanzhen²⁾

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract The variable Mach number waverider (VMW) is considered to perform well in the wide-speed range during hypersonic stage. However, when scholars compared it with the traditional fixed Mach number waverider (FMW), the constraints of identical planform shape and equal volume were not imposed. Accordingly, the previously illustrated advantages in wide-speed performance were not persuasive. In this paper, the VMW configurations were generated using the planform-customized waverider design method by giving leading-edge profiles. Meanwhile, the FMW configurations with identical planform shapes and equal volumes were also generated, and hence to explore whether the performance advantages of VMW in hypersonic wide-speed range existed. Computational fluid dynamic techniques were employed to analyze flow fields, providing preliminary explanations for the performances. Results showed that compared with the FMW with identical planform shape and equal volume, there were no superior advantages for the lift-to-drag ratios of the VMW in hypersonic wide-speed range. Moreover, the variable Mach number flow fields employed as basis flow fields and therefore the corresponding change of waverider surfaces hardly influenced longitudinal stability when the planform

²⁰²⁴⁻⁰⁷⁻¹⁹ 收稿, 2024-11-18 录用, 2024-11-19 网络版发表.

¹⁾ 国家自然科学基金资助项目(U22B20133 和 12272366).

²⁾ 通讯作者: 刘传振, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器布局设计与优化. E-mail: chuanzhenliu@126.com

引用格式: 孟旭飞, 白鹏, 刘传振. 可变马赫数乘波体的宽速域性能优势探究. 力学学报, 2024, 56(12): 3442-3454

Meng Xufei, Bai Peng, Liu Chuanzhen. Advantage exploring of variable Mach number waverider in hypersonic wide-speed performances. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2024, 56(12): 3442-3454

shape was fixed. We guess that the traditional waveriders using fixed Mach number flow fields themselves have satisfactory wide-speed performances in hypersonic stage. Consequently, improvement of the wide-speed performance for waveriders ought to focus on the subsonic, transonic and supersonic stages which dramatically deviate the on-design state, rather than hypersonic stage.

Key words waverider, variable Mach number, customized planform, equal volume, wide-speed

引 言

随着可重复使用空天飞行器概念的提出,适用 于宽速域高超声速飞行的气动布局形式受到众多研 究人员的关注,乘波体作为一类具备良好升阻特性 的高超声速布局形式成为了新的研究热点[1],目前 针对乘波体的宽速域布局应用已有多种尝试,例如 以串联[2]或并联[3]的形式将不同设计状态乘波体组 合、乘波面可变形的乘波体[4-5]和定平面形状乘波 体[6-7] 等. 最近几年, 有学者发展了不同子午面或密 切面内使用不同锥形流场的锥导/密切锥乘波体设 计方法,以改善乘波体的宽速域性能.无黏锥形流作 为拟二维流场,已知马赫数 Ma 和半锥角 θ 的前提 下即可确定流场性质,同时激波角β又由 Ma 和 θ 确定, 若将不同密切面内的 Ma 和 θ (或 β) 设定为 不同值即可获得不同的流场,与采用统一参数的基 准流场相比,具备更大的设计空间,而且生成的外形 也会具有特殊性质. 尤其是当不同子午面/密切面内 锥形流的马赫数不同时,所生成外形在不同高超声 速马赫数时均有部位可以保持良好的乘波特性,因 此提出者认为这种使用可变马赫数流场的乘波体 (可变马赫数乘波体^[8])具有提高宽速域性能的潜力.

不过,之前学者们研究可变马赫数流场乘波体 相对于使用相同锥形流乘波体(固定马赫数乘波 体)的宽速域优势时,大都未指定平面形状和容积相 同,导致所阐述的可变马赫数乘波体的性能优势不 够严谨.

比如,在 2014 年 Li 等^[3]使用锥导方法布置内 侧 Ma = 8流场和外侧 Ma = 4的流场生成了并联式 乘波体 (可表示为 $M_d 8-4$),与使用 Ma = 4流场和 Ma = 8流场设计的固定马赫数乘波体 (可分别表示 为 $M_d 4$ 外形和 $M_d 8$ 外形)作比较,发现并联式乘波 体具有较好的宽速域性能,但是这 3 个外形的平面 形状和容积率均不同. Zhang 等^[9]和 Li 等^[10]使用锥 导方法,保证不同子午面内流场的激波角相同,马赫

数不同,设计了 Ma10-6 和 Ma6-10 两个可变马赫数 乘波体. Md10-6 外形是在设定内侧 Ma = 10 和外侧 *Ma* = 6 流场, M_d6-10 外形是在设定内侧 *Ma* = 6 和 外侧 Ma = 10 流场, 中间部分锥形流的马赫数为线 性过渡得到. 与固定马赫数乘波体 Md10 外形和 M_d6 外形作比较,发现两个可变马赫数外形的升阻 比介于 M_d10 和 M_d6 外形之间, 性能较均衡. 不过, 该文中设计的外形虽然具有相同的平面形状,但并 未保证容积一致. 2018年, Zhao 等[11] 使用密切锥方 法[12],提出在不同密切面内布置马赫数不同和半锥 角相同的锥形流,设计了 Md10-4 外形,并与等容积 率的 M_d11.08 外形作比较,发现生成外形的宽速域 性能提高. 然而, 虽然两外形的容积率相同, 但因为 基准流场的激波角不同,导致平面形状和平面面积 不同. 2019年,在Liu等[13]发表的论文中,不同密切 面内锥形流场的马赫数不同,但通过调整马赫数和 半锥角保证激波角相同,他们设计了 M_d6-13 乘波 体,并与 M_d13 和 M_d6 两个外形作对比,发现 M_d6-13 外形的升阻比介于 M_d6 和 M_d13 外形之间, 因而认为这种方法生成的外形具有良好的宽速域升 阻比.同样地,所设计外形平面形状虽然相同,但容 积不同. 2020年, Li 等[14]使用锥导方法,设定不同子 午面内流场的半锥角相同,但马赫数和激波角不同, 设计了 M_d6-12 和 M_d12-6 两个可变马赫数流场外 形,并与 M_d6, M_d9 和 M_d12 这 3 个使用相同马赫数 流场的外形作比较,发现 M_d6-12 外形的升阻在 M_d6 和 M_d9 外形之间, M_d12-6 外形的升阻在 M_d9和 M_d12外形之间. 但这几个外形的平面形状不 同,容积也不同.

表1总结了这几篇文献中与固定马赫数外形比 较时的不同设定,都缺少等容积和等平面形状的限 制,因此所阐述的可变马赫数乘波体的宽速域性能 优势说服力不足.

平面形状和容积对乘波体的气动性能影响很 大,因此在比较中有必要固定这两个变量,本文拟基 力

表1 研究文献中不同的比较设定

Table 1 Comparison settings in research articles

Reference	Method	Volume ratio	Planeform area
Li et al. ^[3]	cone-derived	different	different
Zhang et al. ^[9]	cone-derived	different	same
Li et al. ^[10]	cone-derived	different	same
Zhao et al.[11]	osculating-cone	same	different
Liu et al. ^[13]	osculating-cone	different	same
Li et al. ^[14]	cone-derived	different	different
this paper	osculating-cone	same	same

于此前提开展相关可变马赫数乘波体设计研究.针 对固定平面形状,基于密切锥的定平面形状乘波体 设计^[15-16]提供了良好的工具,这种方法通过给定的 平面形状设计乘波体,而且还可以定制前缘型线^[17], 保证乘波体的前缘型线相同,进一步减少比较中的 干扰量.为了固定容积,则可以调节马赫数,因为当 基准流场的激波角相同时,乘波体的容积仅与基准 流场的马赫数有关.本文结合定平面形状乘波体概 念和文献 [13] 的思路,在不同密切面内使用马赫数 不同但激波角相同的流场,设计基于可变马赫数锥 形流场的定平面形状乘波体,并与等平面形状等容 积的固定马赫数乘波体作比较,探究可变马赫数乘 波体的宽速域性能优势.

1 设计方法

1.1 基于可变马赫数流场的密切锥方法

密切锥乘波体方法由给定的激波出口形状拟合 流场,通过在不同密切面内进行流线追踪进而生成 乘波体外形.在密切锥方法中,有两条设计曲线,一 条是激波出口型线 (inlet capture curve, ICC),决定了 激波的出口形状;另一条为流线追踪起始线 (flow capture tube, FCT),表示流线追踪的起始投影线,密 切锥乘波体设计方法如图 1(a)所示.

传统的密切锥方法中,一般通过求解 Taylor-Maccoll (T-M) 方程获得基准锥形流场,并且在每个 密切面内锥形流均相同. 求解 T-M 方程生成锥形流 时,流场仅与马赫数和半锥角有关,这里在给定统一 的激波角的前提下,在不同密切面内设定不同的马 赫数时,就变成基于可变马赫数流场的密切锥方法, 设计方法的具体介绍见文献 [18].



1.2 定平面形状乘波体

定平面形状乘波体可以通过密切锥方法设计得 到. 在密切锥方法中,本文作者推导了设计曲线 ICC、 FCT 与所生成乘波体外形的平面形状轮廓线 (planform contour line, PLF) 之间的几何关系. 选择标准坐标 系,使用 3 个函数 *c*(*x*), *f*(*y*) 和 *p*(*y*) 表示 ICC, FCT 和 PLF, *x* 和 *y* 为两个独立变量, *c*(*x*), *f*(*y*) 和 *p*(*y*) 之间可 用如下方程进行几何关联

$$c'(x) = \frac{x - y}{f(y) - c(x)}$$

$$\frac{c'(x) - f'(y)}{\sqrt{1 + [c'(x)]^2}} = p'(y) \cdot \tan\beta$$
(1)

其中, λ 为当地后掠角, β 为锥形流激波角, 具体推导 请参考文献 [15].式(1) 是一阶非齐次常微分方程 组, 求解这个方程组即可实现给定平面形状的乘波 体设计, 而且进一步还可实现给定三维前缘型线的 乘波体设计.

式 (1) 的推导基于两个前提: (1) 密切面内的流 场激波为直线型; (2) 不同密切面内基准流场的激波 角相同. 参考 2.1 节中可变马赫数流场乘波体的设计 思路, 在不同密切面内使用马赫数不同的锥形流场, 并在求解 T-M 方程时从相同的激波角出发生成流 场, 保证各密切面内的流场激波角相同, 这样即可实 现基于可变马赫数流场的定平面形状乃至定前缘型 线乘波体设计.

1.3 测试外形

选择文献 [19] 中的下反翼双后掠乘波体作为基 准外形,如图 2(a) 所示,长8m,翼展9m,第一后掠 角75°,第二后掠角50°,翼梢降低高0.8m生成下反 翼,提取这个外形的三维前缘线设计乘波体,在不同 密切面内布置不同马赫数的锥形流,设计高度 30 km,激波角均为β=15°.设定对称面和翼梢处对 应最小设计马赫数*Ma*min 或最大设计马赫数*Ma*max, 中间密切面的马赫数由这二者差值依据正弦或余弦 增量分布得到^[8]

$$Ma_{i} = Ma_{\min} + (Ma_{\max} - Ma_{\min}) \cdot \sin\left(\frac{i}{n} \cdot \frac{\pi}{2}\right)$$

$$Ma_{i} = Ma_{\min} + (Ma_{\max} - Ma_{\min}) \cdot \cos\left(\frac{i}{n} \cdot \frac{\pi}{2}\right)$$
(2)

其中,*i*代表每个密切面,*n*为乘波体设计中所确定的密切面总数.

表 2 给出本文测试外形的设计参数, 其中 M_dsin 和 M_dcos 外形为可变马赫数乘波体, 其中设计马赫





数 $Ma_{min} = 5$, $Ma_{max} = 10$. 图 3 给出了测试外形沿展 向设计马赫数分布,其中 Z 代表沿对称面展向距离, D 代表展长.同时生成固定马赫数乘波体作为对比, 为了保证与可变马赫数乘波体等容积,保持激波角 不变,调节马赫数生成与可变马赫数乘波体容积率 相等的固定马赫数外形,其中容积率 $\tau = V^{2/3}/S, V$ 为 容积, S 为平面投影面积.经过大量的测试计算,与 M_dsin 外形等容积固定马赫数乘波体为 $M_d5.69$,基 准流场在 Ma = 5.69 设计;与 M_dcos 外形等容积是 $M_d9.67$ 乘波体,基准流场在 Ma = 9.67 设计.图 2(b) 展示了可变马赫数乘波体与等容积固定马赫数乘波 体在后缘截面的对比,这 4 个外形具有相同的前缘 型线和平面形状,但厚度分布有所区别.

表 2 可变马赫数外形的设计参数

 Table 2
 Design parameters of waveriders from variable-Machnumber flows

Hamber Hows			
Model	Ma _{min}	Ma _{max}	τ
M _d 5.69	5.69	5.69	0.16834
M _d sin	5	10	0.16834
M _d 9.67	9.67	9.67	0.22075
M _d cos	5	10	0.22075



Fig. 3 Design Mach number distribution along the spanwise

1.4 数值方法及网格收敛性

使用数值模拟手段评估外形的气动性能. 控制 方程为三维可压缩 Navier-Stokes 方程,采用有限体 积法求解. 其中,空间离散采用 Roe 格式^[20],通过有 权重 Green-Gauss 重构方法获得空间二阶精度,为了 消除模拟中间断附近数值振荡采用了改进的 Barth 限制器^[21];同时为了避免流场中出现非物理解,进行 了基于压力辅助限制器的局部熵修正^[22]; 湍流模型 为目前应用较广的 Menter SST *k-ω* 两方程模型^[23]; 时间推进采用 LU-SGS 隐式推进求解^[24]. 计算平台 为我院自主研发的空气动力综合仿真平台 GiAT, 经 过多年的技术积累及工程应用验证, 其精度和可靠 性得到了大量验证^[25-30].

数值模拟计算网格采用结构化网格(见图4),在 壁面附近网格尽量保证与壁面方向垂直布置,为了 减少计算量,采用半模进行计算.

以 M_dsin 外形为例分析网格收敛性. 分别生成 3 套不同尺度的网格: 稀疏网格 Coarse, 网格数 163 万左右; 中等网格 Medium, 网格数 332 万左右; 密网格 Refined, 网格数 601 万左右.

在状态 H = 30 km, Ma = 7.5 评估气动性能, 首 先考察升阻力数据. 表 3 给出在攻角 $\alpha = 12^{\circ}$ 时升阻 特性计算结果, 可以看到 Medium 网格与 Refined 网 格之间差异较小, 均在 0.6% 以内, 而 Coarse 网格则 与密网格差异较大, 最大差异为阻力系数 1.65%.



图 4 计算网格 Fig. 4 Computational mesh

表 3 不同网格的升阻特性结果

Table 3Lift and drag results of different grid

	$C_{\rm L}$	CD	L/D
Coarse	0.3896	0.1813	2.1493
Medium	0.3929	0.1832	2.1442
Refined	0.3946	0.1843	2.1406
	$\Delta C_{\rm L}$ /%	$\Delta C_{\rm D}$ /%	
Coarse	-1.25	-1.65	
Medium	-0.44	-0.60	
Refined	_	_	

表 4 给出轴向力系数、法向力系数和相对头部 顶点的俯仰力矩系数结果,同样可以看到 Medium 网格与 Refined 网格之间差异较小,均在 0.8% 以内, Coarse 网格与 Refined 网格最大差异为轴向力系数 的 1.99%.

表 4 不同网格的力矩结果

1. 0.1:00

Table 4	Moments results of afferent grid		
	$C_{\rm A}$	$C_{ m N}$	$C_{\rm MZ}$
Coarse	0.0963	0.4188	0.2987
Medium	0.0975	0.4224	0.3013
Refined	0.0983	0.4243	0.3027
	$\Delta C_{\rm A}$ /%	$\Delta C_{ m N}$ /%	$\Delta C_{\rm MZ}$ /%
Coarse	-1.99	-1.29	-1.31
Medium	-0.74	-0.45	-0.46
Refined	_	_	_

从上面计算结果可以看到 Medium 网格相比 Refined 在气动力、力矩方面的误差更小,而 Coarse 网格误差偏大,故后续数值模拟结果均基于 Medium 网格给出.

2 气动性能比较分析

本节研究基于不同马赫数流场的下反翼双后掠 乘波体的升阻特性和纵向稳定性,计算图 2 中 4 个 外形的气动性能,分析等容积率可变马赫数流场与 固定马赫数流场乘波体性能差异.基于等动压弹道 选取计算状态: *H* = 30 km, *Ma* = 5; *H* = 35.8 km, *Ma* = 7.5 和 *H* = 40 km, *Ma* = 10. 这 4 个外形的参考面积 为 14.8 m², 参考长度为 8 m.

2.1 气动力性能比较

图 5 给出了 0°攻角时 4 个外形的升阻力性能随 马赫数的变化.

可以看到,外形的性能与容积密切相关,容积相同的 M_dsin 和 M_d5.69 外形的升阻比非常接近, M_dsin 外形的升阻力系数比 M_d5.69 外形略大;容积相同的 M_dcos 和 M_d9.67 外形的升阻比非常接近, M_dcos 的升阻力系数比 M_d9.67 外形略小.总的来说, 对于容积相同及平面形状一样的可变马赫数外形和 固定马赫数外形,升阻力系数没有规律,而升阻比大 小几乎一样. 为了清晰表示升阻比的变化规律,表5给出了 可变马赫数乘波体与对应的固定马赫数乘波在α= 0°时升阻比的数值比较,"ΔL/D"表示以固定马赫数 乘波体升阻比为基准,对应状态下可变马赫数乘波 体的相对偏差,负号表示可变马赫数乘波体的升阻 比更低.由表可知,等容积外形在不同马赫数条件下, 固定马赫数与可变马赫数乘波体的升阻比偏差都非 常小,考虑底阻时的幅度均在1.3% 以内,而且可变





图 5 升阻力随马赫数的变化, α=0°



表 5 与等容积乘波体的升阻比比较, a=0°

Table 5 Comparisons of L/D with equal-volume waveriders,

$\alpha = 0^{\circ}$				
Ма	M _d cos	M _d 9.67	$\Delta L/D$	
5	2.8725	2.8743	-0.06%	
7.5	3.2023	3.1777	0.77%	
10	3.3562	3.3161	1.21%	
Ма	M _d sin	M _d 5.69	$\Delta L/D$	
5	3.2979	3.3408	-1.28%	
7.5	3.7267	3.7478	-0.56%	
10	3.9390	3.9353	0.09%	
Without base drag				
Ма	M _d cos	M _d 9.67	$\Delta L/D$	
5	3.8790	3.8523	0.69%	
7.5	3.7120	3.7023	0.26%	
10	3.6208	3.6195	0.04%	
Ма	M _d sin	M _d 5.69	$\Delta L/D$	
5	4.7064	4.8978	-3.91%	
7.5	4.5399	4.6215	-1.77%	
10	4.4341	4.4447	-0.24%	

马赫数乘波体的升阻比在低马赫数条件下略微小于固定马赫数外形.去掉底阻后, M_dcos 外形略有优势,相比 M_d9.67 外形的升阻性能非常接近,最大偏差为0.69%;而 M_dsin 外形相比 M_d5.69 外形升阻比有所下降, Ma = 5 状态下偏差为-3.91%.

乘波体布局飞行器的最大升阻比点一般不在 0°攻角,本文设计乘波体外形的最大升阻比均在 α =2° 附近取得.图6给出了 α =2°时的升阻力结果,变化 规律与 α =0°相同.另外,综合考虑 α =0°和 α =2°升 阻比结果,可以看到同一攻角下,考虑底阻的升阻比 随着马赫数增大而增大,而不考虑底阻的升阻比则 呈下降趋势;并且高设计马赫数状态的乘波体外形 M_dcos和 M_d9.67 升阻比随马赫数变化结果差更小.







表 6 给出了 α = 2°时升阻比的数值比较, 同样的可以看到 $M_d cos$ 和 $M_d 9.67$ 升阻特性差异很小; $M_d sin$ 的升阻比较 $M_d 5.69$ 降低, 不考虑底阻时最大偏差幅度达到-5.75%.

因此,当只考虑高超声速状态的宽速域飞行时, 如果保证容积和平面形状一致,可变马赫数乘波体

表 6 与等容积乘波体的升阻比比较, $\alpha = 2^{\circ}$

Table 6 Comparisons of L/D with equal-volume waveriders,

$\alpha = 2^{\circ}$				
Ма	M _d cos	M _d 9.67	$\Delta L/D$	
5	2.9492	2.9597	-0.35%	
7.5	3.1575	3.1437	0.44%	
10	3.2123	3.2002	0.38%	
Ма	M _d sin	M _d 5.69	$\Delta L/D$	
5	3.5301	3.6809	-4.10%	
7.5	3.7982	3.9305	-3.37%	
10	3.8911	3.9810	-2.26%	
Without base drag				
Ма	M _d cos	M _d 9.67	$\Delta L/D$	
5	3.6816	3.6951	-0.37%	
7.5	3.5431	3.5168	0.75%	
10	3.4265	3.4082	0.54%	
Ма	M _d sin	M _d 5.69	$\Delta L/D$	
5	4.5520	4.8296	-5.75%	
7.5	4.3479	4.5337	-4.10%	
10	4.2047	4.3096	-2.43%	

的升阻比较固定马赫数乘波体并没有显著的提升, 在较低马赫数状态时还出现了一定劣势,类似现象 对于文献 [18] 中使用线性分布设计的可变马赫数乘 波体也有体现.

2.2 纵向稳定性

本节对各外形的纵向稳定性进行了研究对比. 这里选用气动焦点 (aerodynamic center, A.C) 和质心 的相对位置来表征模型纵向稳定性的优劣, 为了简 化说明将质心位置设定为模型长度的 2/3 处. 图 7 给出了可变马赫数乘波体 M_dsin 和 M_dcos 外形在 *Ma* = 5, 7.5 和 10 时气动焦点随攻角的变化, 并与 M_d5.69 和 M_d9.67 外形比较. 可以看到, 测试外形气 动焦点位置均在质心之后, 是纵向静稳定的, 且不同 外形气动焦点位置随攻角变化规律相近, 变化范围 在全长的 68%~73% 之间, 表明基准流场对纵向稳 定性的影响很小. 并且各外形气动焦点随马赫数的 变化也很小, 进一步说明了在高超声速阶段, 等容积 且平面形状相同的乘波体偏离设计点飞行时, 纵向 稳定性基本一致且变化幅度较小.







为了进一步比较等平面形状等容积外形的纵向 稳定性特性,表7和表8给出了可变马赫数乘波体 相对于等容积固定马赫数乘波体在不同马赫数下, 不同攻角气动焦点位置偏差数值,可以看到两表中 所统计最大偏差分别只有1.8424%和0.6975%,偏 差值非常小,这说明在给定平面形状并保证容积一 致的前提下,可变马赫数乘波体与固定马赫数乘波 体的纵向稳定特性基本一致.

进一步也说明,乘波体的纵向稳定性主要由其 平面投影形状决定,基于可变马赫数流场的密切锥 方法获得的乘波体外形主要是乘波面发生了改变, 并不会对纵向稳定性产生明显的影响.

另外,对比不同容积乘波体外形的纵向稳定性, 比如 M_dsin 和 M_d5.69, M_dcos 和 M_d9.67, 发现平面形 状相同时, 焦点位置变化差别也较小. 我们进一步猜 测, 平面形状对乘波体的纵向稳定性有决定性影响, 而容积的影响不大. 力

表 7 M_dsin 与 M_d5.69 外形气动焦点位置的相对偏差

Table 7 Relative differences of A.C location between M_dsin and $M_d5.69$ configurations

α/(°) —		Ма	
	5	7.5	10
-2	1.1910%	1.4725%	1.7969%
0	1.2001%	1.5794%	1.7357%
2	1.2223%	1.5285%	1.8424%
4	1.1073%	1.4159%	1.5761%
6	1.0775%	1.2848%	1.3965%
8	1.0925%	1.1521%	1.1958%
10	1.1234%	1.0688%	1.0905%
12	1.1080%	1.0104%	0.9987%
14	0.5354%	1.0545%	0.9105%
16	-0.0369%	1.0381%	1.0444%
18	-0.3109%	0.4431%	0.8588%
20	-0.2743%	-0.1135%	0.1867%

表 8 M_dcos 与 M_d9.67 外形气动焦点位置相对偏差

Table 8 Relative differences of A.C location between $M_d cos$ and $M_d 9.67$ configurations

α/(°) —	2	Ма	
	5	7.5	10
-2	-0.4676%	-0.6114%	-0.6975%
0	-0.5181%	-0.6198%	-0.6856%
2	-0.3844%	-0.6128%	-0.6850%
4	-0.6762%	-0.5990%	-0.6371%
6	-0.5510%	-0.5813%	-0.6105%
8	-0.5614%	-0.4642%	-0.593 5%
10	-0.5716%	-0.6542%	-0.5587%
12	-0.2625%	-0.5570%	-0.5558%
14	0.0481%	-0.6405%	-0.5609%
16	0.1533%	-0.0987%	-0.4612%
18	0.0918%	0.0664%	-0.0597%
20	-0.0276%	0.2361%	0.1428%

3 初步解释

从理论上说,在不同密切面内使用不同马赫数 的流场应该是兼顾宽速域性能的有效措施,但本文 的研究结果并未展示出宽速域性能优势,这里给出 两种可能的解释.

3.1 解释一

报

第一种解释,在设计的马赫数变化范围内飞行, 可变马赫数乘波体沿展向部分乘波面的确达到了预 期设计效果,保持较好的"乘波"特性,然而其余区域 却等同于偏离设计状态,这又总体导致"乘波"性能 的下降,即所谓"备左则右寡,备右则左寡",整体考 量反而劣于等容积的固定马赫数乘波体.

图 8 给出了 M_dsin 乘波体在不同马赫数时不同 截面内的压力分布. 当计算马赫数 Ma = 5 时,在外 侧区域有较为明显的流动泄露现象,而在中央内侧 部分泄露较少. 随着计算马赫数的提高,下表面到上 表面的气流泄露逐渐减弱,在 Ma = 7.5 时,只有最外 侧区域有一定泄露,而到 Ma = 10 时各个截面内激 波均能够很好地附着于乘波体前缘,下表面到上表 面的气流泄露很少.



一般来说,当飞行状态偏离设计马赫数时,乘波 效应的变化趋势是:如果飞行马赫数小于设计马赫 数,激波发生脱体;如果大于设计马赫数,激波会更 附着前缘.可变马赫数乘波体的流场表现并未超出 这一规律,这与文献 [31] 的结果是一致的.所以,在 以高超声速飞行为前提的宽速域范围内,可变马赫 数乘波体的气动性能没有明显优势.

图 9 给出的 M_dcos 乘波体在不同马赫数时的压 力分布结果也可以说明这一观点. 需要注意的是,尽 管 M_dcos 乘波体外侧区域的设计马赫数为 5,但是 在计算马赫数为 5 时外侧部分仍出现了明显的泄露 现象,并未如预期般通过可变马赫数设计使得乘波 体在 Ma = 5 状态下获得良好的"乘波效应". 通过与 固定马赫数乘波体对比可以知道,可变马赫数乘波 体在不同马赫数下升阻特性并未有明显的改善,反 而在部分状态相较于等容积固定马赫数乘波体有所 下降.

图 10 也给出了 M_dsin 乘波体和 M_dcos 乘波体



Fig. 9 Pressure distributions in multiple sections of $M_d \cos waverider$ ($\alpha = 0^\circ$)

在不同马赫数下后缘激波位置对比.对于可变马赫 数乘波体,不同来流马赫数下表面激波形态基本一 致,且随着计算马赫数的增大,激波位置向物面移动, 激波强度增大,激波在后缘位置的附着性增强,更好 地约束了下表面高压气体向上泄漏,"乘波效应"增强.





如果想通过可变马赫数流场提升宽速域性能, 应该结合宽速域飞行状态、装载要求等合理细致研 究马赫数沿展向分布的影响,常用的线性分布及本 文使用的正/余弦分布肯定远远不够,这对设计人员 提出了很高的要求,难度较大.

3.2 解释二

第二种解释: 对于乘波体而言, 即使使用相同状态的锥形流, 在高超声速阶段偏离设计状态时气动性能也不会发生大幅恶化. 例如本文构建的两个固定马赫数乘波体, M_d5.69 和 M_d9.67 外形, 不管它们在哪个马赫数设计, 当飞行马赫数变化时, 同一攻角的升阻比并没有大幅地下降或提升, 而是变化平缓, 这说明乘波体本身可能就在高超声速阶段具有较好的宽速域性能.

图 11 给出 M_d5.69 外形分别在 Ma = 5, 7.5 和 10 时 0°攻角的流场分布.在略小于设计马赫数的

Ma = 5 状态, 激波大体附着在前缘, 有一定脱体, 导 致部分气流泄露; 而在 *Ma* = 7.5, 10 等大于设计马赫 数的状态, 激波附着前缘的程度变深, 气流泄露变 少, 不过激波内包裹的气流发生了紊乱, 流动均匀性 下降.

图 12 为 M_d9.67 外形分别在 Ma = 5,7.5 和 10 时零度攻角的流场分布.在小于设计马赫数的 Ma = 5,7.5 状态,激波在前缘有一定脱体,导致气流 泄露的产生,且激波脱体主要集中在第一后掠区前 缘部分,马赫数越低,脱体越严重;而在大于设计马







图 12 $M_d 9.67$ 乘波体的压力分布 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 12 Pressure distributions of Md9.67 waverider ($\alpha = 0^{\circ}$)

赫数的 Ma = 10 状态, 激波附着在前缘, 气流泄露 很少.

结合图 13 所示后缘截面激波位置在不同来流



马赫数下变化情况可知,固定马赫数乘波体的乘波效应随来流马赫数的变化规律与 3.1 节相同.对于升阻比, M_d5.69 和 M_d9.67 外形随马赫数的变化相似,即马赫数升高,不考虑底阻的升阻比有少许下降,考虑底阻的升阻比有少许上升.

上述分析说明,在高超声速阶段,当飞行马赫数 偏离设计马赫数时,乘波效应不会受到大的破坏.因此,我们认为即使使用固定马赫数流场设计的乘波 体在高超声速阶段也具有较好的宽速域性能,未来 对乘波体宽速域性能的改进应该更关注亚跨超等严 重偏离设计状态的阶段.

以上两种解释都还比较初步, 仅起"抛砖引玉" 之用, 希望有学者继续深入研究.

4 结论

本文使用定平面形状乘波体设计思路,结合正/ 余弦马赫数分布的锥形流场,设计了具有相同平面 形状相等容积的可变马赫数乘波体与对应的固定马 赫数外形,通过比较来探究可变马赫数乘波体在高 超声速阶段是否具有宽速域性能优势,并使用流场 分析给出初步解释,得到结论如下.

(1)高超声速阶段,在平面形状一致、容积相等的前提下,基于可变马赫数流场设计的乘波体外形较固定马赫数流场乘波体在宽速域升阻性能方面没有优势.

(2)相同平面形状的可变马赫数乘波体与固定 马赫数外形纵向稳定性基本一致,说明其纵向稳定 性主要由平面形状决定,基于马赫数流场导致的乘 波面变化对纵向稳定性的影响很小.

(3) 在高超声速阶段, 乘波体可能本身就具有较好的宽速域性能, 如果这点成立, 对乘波体宽速域性能的改进应该着重于亚跨超等严重偏离设计状态的阶段, 而不是高超声速阶段.

参考文献

- 1 Zhao ZT, Huang W, Yan L, et al. An overview of research on widespeed range waverider configuration. *Progress in Aerospace Sciences, Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 113: 100606
- 2 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E辑:技术科学,2009,39(11):1828-1835 (Wang Famin, Ding Haihe, Lei Maifang. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range wa-verider configuration. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 39(11):1828-1835 (in Chinese))

- 3 Li SB, Huang W, Wang ZG, et al. Design and aerodynamic investigation of a parallel vehicle on a wide-speed range. *Science China*, 2014, 57(12): 128-201
- 4 Liu Z, Liu J, Ding F, et al. Novel methodology for wide-ranged multistage morphing waverider based on conical theory. *Acta Astronautica*, 2017, 140: 362-369
- 5 Phoenix A, Rogers RE, Maxwell JR, et al. Mach five to ten morphing waverider: Control point study. *Journal of Aircraft*, 2018, 56(2): 1-12
- 6 李珺, 易怀喜, 王逗等. 基于投影法的双后掠乘波体气动性能. 航空学报, 2021, 42(12): 124703 (Li Jun, Yi Huaixi, Wang Dou, et al. Aero-dynamic performance of double swept waverider based on projection method. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 124703 (in Chinese))
- 7 Liu CZ, Liu Q, Bai P, et al. Planform-customized waverider design integrating with vortex effect. *Aerospace Science & Technology*, 2019, 86: 438-443
- 8 赵振涛, 黄伟, 金宏盛等. 马赫数离散方式对吻切锥变马赫数乘波 飞行器构型和气动性能的影响. 航空学报, 2020, 41(12): 124074 (Zhao Zhentao, Huang Wei, Jin Hongsheng, et al. Effects of Mach number discrete method on shape and aero-dynamic performances of osculating cone variable Mach number waverider. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 124074 (in Chinese))
- 9 Zhang TT, Wang ZG, Huang W, et al. A design approach of widespeed-range vehicles based on the cone-derived theory. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 42-51
- 10 Li SB, Wang ZG, Huang W, et al. Design and investigation on variable Mach number waverider for a wide-speed range. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76: 291-302
- 11 Zhao ZT, Huang Wei, Li SB. Variable 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
- 12 Sobieczky H, Dougherty FC, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock wave//The First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990
- 13 Liu J, Liu Z, Wen X, et al. Novel osculating flowfield methodology for wide-speed range waverider vehicles across variable Mach number. Acta Astronautica, 2019, 162: 160-167
- 14 Li SB, Li LQ, Huang W, et al. Design and investigation of equal cone-variable Mach number waverider in hypersonic flow. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 96: 105540
- 15 Liu CZ, Bai P. Mathematical expression of geometric relationship in osculating-cone waverider design. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(4):
 1-9
- 16 Liu CZ, Bai P, Yang YJ, et al. Double swept waverider from osculating-cone method. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(6): 212-230
- 17 Wang JF, Liu CZ, Bai P, et al. Design methodology of the waverider with a controllable planar shape. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 504-510
- 18 孟旭飞, 白鹏, 刘传振. 基于可变马赫数锥形流场的定平面形状乘 波体设计方法研究. 力学学报, 2023, 55(9): 1809-1819 (Meng Xufei, Bai Peng, Liu Chuanzhen. Research on design method of plan-

form-customized waverider from variable mach number conical flow. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(9): 1809-1819 (in Chinese))

力

- 19 孟旭飞, 白鹏, 李盾等. 上/下反翼对双后掠乘波体高超特性的影响. 航空学报, 2022, 43(2): 124988 (Meng Xufei, Bai Peng, Li Dun, et al. Effect of dihedral wing on hypersonic stability performance of dou-ble swept waverider. Acta Aeronautica et Astro-nautica Sinica, 2022, 43(2): 124988 (in Chinese))
- 20 Roe PL. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43: 357-372
- 21 Krishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions. AIAA Paper 93-0880, 1993
- 22 Kermani MJ, Plett EG. Modified entropy correction formula for the roe scheme. AIAA Paper 2001-0083, 2001
- 23 Menter FR. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605
- 24 Chen RF, Wang ZJ. Fast, block lower-upper symmetric Gauss-Seidel scheme for arbitrary grids. *AIAA Journal*, 2000, 38(12): 2238-2245
- 25 刘周,周伟江. 适于黏性计算的自适应笛卡儿网格生成及其应用. 航空学报, 2009, 30(12): 2280-2287 (Liu Zhou, Zhou Weijiang. Adaptive viscous cartesian grid generation and application. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(12): 2280-2287 (in Chinese))

- 26 龚安龙, 刘周, 杨云军等. 高超声速激波/边界层干扰流动数值模 拟研究. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 767-771 (Gong Anlong, Liu Zhou, Yang Yunjun, et al. Numerical study on hypersonic doublecone separated flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(6): 767-771 (in Chinese))
- 27 陈冰雁, 徐国武, 刘周等. 真实气体效应试飞器气动布局研究. 力 学 季 刊, 2015, 36(2): 239-248 (Chen Bingyan, Xu Guowu, Liu Zhou, et al. Aerodynamic con-figuration of real gas effect demonstration vehicle. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2015, 36(2): 239-248 (in Chinese))
- 28 赵弘睿, 龚安龙, 刘周等. 高空侧向喷流干扰效应数值研究. 空气 动力学学报, 2020, 38(5): 996-1003 (Zhao Hongrui, Gong Anlong, Liu Zhou, et al. Numerical study of lateral jet intereaction at high altitude. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 996-1003 (in Chinese))
- 29 刘传振, 孟旭飞, 刘荣健等. 双后掠乘波体高超声速试验与数值分析. 航空学报, 2022, 43(9): 126015 (Liu Chuanzhen, Meng Xufei, Liu Rongjian, et al. Experimental and numerical investigation of hypersonic performance of double swept waverider. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 43(9): 126015 (in Chinese))
- 30 Liu CZ, Meng XF, Liu RJ. Experimental investigation for subsonic, transonic, and supersonic performances of double-swept waverider. *AIAA Journal*, 2023, 61(10): 4247-4258
- 31 He X, Rasmussen ML. Computational analysis of off-design waveriders. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(2): 345-353