

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

孟旭飞, 白 鹏, 刘传振

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

Meng Xufei, Bai Peng, and Liu Chuanzhen

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-23-123>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[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

[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

[乘波体压缩面变化对其气动性能影响分析](#)

EFFECT OF COMPRESSION SURFACE DEFORMATION ON AERODYNAMIC PERFORMANCES OF WAVERIDERS

力学学报. 2017, 49(1): 75-83

[高压捕获翼构型亚跨超流动特性数值研究](#)

NUMERICAL STUDY ON FLOW CHARACTERISTICS OF HIGH-PRESSURE CAPTURING WING CONFIGURATION AT SUBSONIC, TRANSONIC AND SUPERSONIC REGIME

力学学报. 2021, 53(11): 3056-3070

[低雷诺数俯仰振荡翼型等离子体流动控制](#)

PLASMA-BASED FLOW CONTROL ON PITCHING AIRFOIL AT LOW REYNOLDS NUMBER

力学学报. 2021, 53(1): 136-155

[基于车身绕流的低雷诺数湍流模型改进研究](#)

RESEARCH ON IMPROVEMENTS OF LRN TURBULENCE MODEL BASED ON FLOW AROUND AUTOMOBILE BODY

力学学报. 2020, 52(5): 1371-1382



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

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¹⁾

孟旭飞 白 鹏 刘传振²⁾

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要 传统乘波体设计方法设计状态单一, 乘波体偏离设计点状态时高升阻比性能优势难以保持, 限制了乘波体在宽速域气动布局设计中的应用. 文章从密切锥乘波体理论出发, 通过在不同密切面内布置不同马赫数的锥形流场, 提出基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体设计方法, 根据给定前缘型线生成不同展向马赫数分布的基准外形. 使用计算流体力学技术分析流场激波结构以及升阻力性能和纵向稳定性, 并与传统使用固定马赫数锥形流场的乘波体外形作比较, 探索这种定平面形状乘波体在高超声速范围内的宽速域特性. 结果表明, 基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体设计是可行的, 可以有效扩大设计空间; 在高超声速阶段的宽速域范围内, 可变马赫数乘波体具有均衡的升阻比和容积率; 但可变马赫数基准流场对纵向稳定性的影响很小. 比较等容积、同样平面形状的固定马赫数乘波体, 发现在高超声速阶段, 可变马赫数乘波体的宽速域升阻性能没有明显优势.

关键词 乘波体, 可变马赫数, 定平面形状, 锥形流, 宽速域

中图分类号: V221.5 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-23-123

RESEARCH ON DESIGN METHOD OF PLANFORM-CUSTOMIZED WAVERIDER FROM VARIABLE MACH NUMBER CONICAL FLOW¹⁾

Meng Xufei Bai Peng Liu Chuanzhen²⁾

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

Abstract The traditional waverider design method has a single design state, and the aerodynamic performance advantage of high lift-drag ratio is difficult to maintain when the waverider deviates from the design point state, which limits the application of the waverider in wide-speed aerodynamic configuration design. In this paper, based on the waverider design theory of the osculating-cone treatment, by employing the conical flows with different Mach numbers in different osculating planes, the planform-customized waverider design from variable Mach number flows is proposed based on the geometric design relations in the osculating-cone method, and the double swept waveriders with different spanwise Mach number distribution were generated, which shared the same customized leading edge curve. Computational fluid dynamics techniques were employed to analyze the shock wave structure of flow field, aerodynamic

2023-04-03 收稿, 2023-07-11 录用, 2023-07-12 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, 博士, 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. 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 planform-customized waverider from variable Mach number conical flow. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(9): 1809-1819

forces and longitudinal stability of the waveriders. Compared with conventional waveriders using fixed conical flows, the wide-speed performances of this kind of planform-customized waverider were explored in hypersonic stage. Results showed that the planform-customized waverider design from variable Mach number flows is feasible, enlarging design space efficiently. In the wide-speed range of hypersonic stage, the waverider from variable Mach number flow featured balanced lift-to-drag (L/D) ratio and volume efficiency. However, when the planform shapes were identical, the difference of aerodynamic centers between the variable-Mach-number waveriders and fixed-Mach-number waveriders was significantly slight, indicating that the variable Mach number flows as basis flows had nearly no effect on longitudinal stability. Meanwhile, compared with the fixed-Mach-number waveriders with equal volume and identical planform shape, the wide-speed L/D ratio of the variable-Mach-number waveriders were not superior in hypersonic stage.

Key words waverider, variable Mach number, customized planform, conical flow, wide-speed

引言

随着宽速域高超声速飞行器的发展,最近十几年,宽速域乘波体一直是乘波体领域的研究热点^[1].不过人们提出的很多宽速域乘波体,比如串联式乘波体^[2]、并联式乘波体^[3]和可变形乘波体^[4-5]等,大都是针对乘波曲面的改进,难以兼顾亚声速性能.针对这一问题,有学者提出了定平面形状乘波体概念,这类外形在高超声速阶段保持乘波效应,低速阶段通过合理的平面形状兼顾亚声速性能^[6-7],引起了人们的特别关注.当前研究最多的定平面形状乘波体来源于密切锥方法^[8],本文作者在之前的工作中推导了密切锥方法中设计曲线与平面形状之间的设计几何关系式^[9],设计得到了单后掠^[10]、双后掠^[11]和“S”前缘^[12]等乘波体,大大提升了密切锥方法的灵活性.

不过,基于密切锥的定平面形状乘波体,在不同密切面内使用相同的锥形流,限制了设计空间,而且这种方法被认为没有改善高超声速阶段的宽速域特性^[13].近几年有学者提出在不同密切面内使用不同的锥形流场,以扩大设计空间,同时提高宽速域性能.2018年,在Liu等^[14]的工作中,不同的密切面内锥形流的马赫数相同,但通过改变半锥角使激波角符合一定的变化规律,比如按抛物线型分布.在激波角从对称面处沿展向向外侧增大的流场中,生成的乘波体具有更大的容积,但升阻比较低;与之相反,当激波角从对称面处向外侧减小时,具有更小的容积和更高的升阻比.2018年,Zhao等^[15]提出在不同密切面内布置马赫数不同、半锥角相同的锥形流,但激波角不同,他们发现生成的外形可以提高升阻比,

同时认为宽速域表现提高.2019年,在Liu等^[16]发表的论文中,不同密切面内锥形流场的马赫数不同,半锥角也不同,但通过调整马赫数和半锥角保证激波角相同,他们认为这种方法生成的外形也具有良好的宽速域升阻比.

基于密切锥的定平面形状乘波体设计,其理论推导有两个前提:(1)激波为直线型;(2)不同密切面内基准流场的激波角相同.原则上说,只要满足这两个前提,即可给定平面形状设计乘波体,不必局限为不同密切面内使用相同的锥形流场.因此本文结合定平面形状乘波体概念和可变马赫数流场^[14]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,开展基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体设计,扩大设计空间,并与使用固定锥形流场的乘波体作比较,探索定平面形状乘波体在高超声速范围内的宽速域特性.

1 设计方法

1.1 基于可变马赫数流场的密切锥方法

密切锥设计方法由给定的激波出口形状拟合流场,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, A 点为ICC上的一点, AA' 为ICC上过 A 点的垂面,定义为密切平面, A' 为曲率中心, D 点为FCT上的一点,它由 AA' 与FCT相交得到, C 点为密切锥壁面上的一

点, B 点为流线追踪得到的乘波体下表面对应点. 在密切平面内, 流线追踪方法与锥导乘波体设计方法完全一致, 以图 1(b) 所示的密切平面 AA' 为例, O 为锥形流的圆锥顶点, OC 为锥面, OA 为激波, D' 为 D 点在激波上的投影点, $D'B$ 为流线. 组合所有密切面的流线所得到的流面即可作为下表面乘波面, 上表面一般是自由流追踪得到的流场.

传统的密切锥方法中, 基准流场是锥形流, 并且每个密切面内锥形流均相同. 无黏锥形流作为拟二维流场, 一般可通过求解 Taylor-Maccoll 方程 (下简称“T-M 方程”) 快速生成. T-M 方程是一个常微分方程, 形式如下

$$\frac{\gamma-1}{2} (V_{\max}^2 - V_r^2 - V_\theta^2) \left(2V_r + V_\theta \cot \theta + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) - V_\theta \left(V_r V_\theta + V_\theta \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) = 0 \quad (1)$$

其中, V_θ 和 V_r 为流场中任意一点处的速度分量, $V_{\max}$ 是总焓对应的最大速度, θ 为射线与对称轴夹角. T-M 方程只有一个因变量 V_r , V_θ 可以根据锥形流的无旋条件求得: $V_\theta = dV_r/d\theta$.

T-M 方程是一阶常微分方程, 可以采用龙格库塔方法推进求解. 当求解 T-M 方程生成锥形流时, 流场仅与马赫数和半锥角有关, 并且马赫数和半锥

角决定激波角. 因此在不同的密切面内设定不同的马赫数或半锥角 (激波角), 可以得到使用不同锥形流场的密切锥设计方法, 扩大设计空间. 特别地, 当不同密切面内基准流场的马赫数不同时, 就是基于可变马赫数流场的密切锥方法.

1.2 定平面形状乘波体设计

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, 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

$$\left. \begin{aligned} c'(x) &= \frac{x-y}{f(y)-c(x)} \\ \frac{c'(x)-f'(y)}{\sqrt{1+c'(x)^2}} &= p'(y) \cdot \tan \beta \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中, λ 为当地后掠角, β 为锥形流的激波角, 具体推导请参考文献 [10]. 式 (2) 是一阶非齐次常微分方程组, 根据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线的乘波体设计.

式 (2) 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 1.1 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乘波体设计.

1.3 带上/下反翼的双后掠乘波体

选择文献 [17] 中的上反翼双后掠乘波体作为基准外形, 如图 2(a) 所示, 长 8 m, 翼展 9 m, 第 1 后掠角 75° , 第 2 后掠角 50° , 翼梢抬高 0.8 m 生成上反翼. 提取这个外形的三维前缘线设计乘波体, 具体操作是: 首先将提取的三维前缘线沿俯视图和正视图方向, 分别投影得到 p 和 f , 然后将 p 和 f 代入式 (2) 并使用数值方法求解得到 c ; 最后将 c 和 f 作为设计曲线使用密切方法生成乘波体. 此时外形的前缘线正是所提取的上反翼双后掠形状.

在不同密切面内布置不同马赫数的锥形流, 设计高度 30 km, 激波角均设定为 $\beta = 15^\circ$, 简单起见,

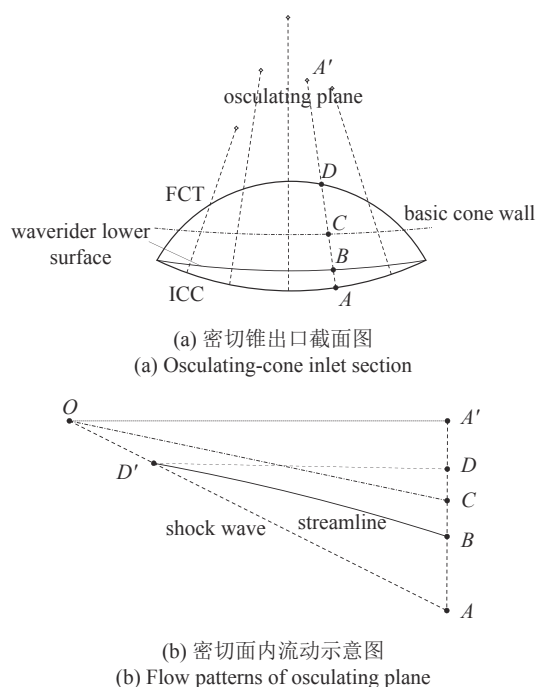


图 1 密切锥设计方法示意图

Fig. 1 Illustrations of osculating-cone method

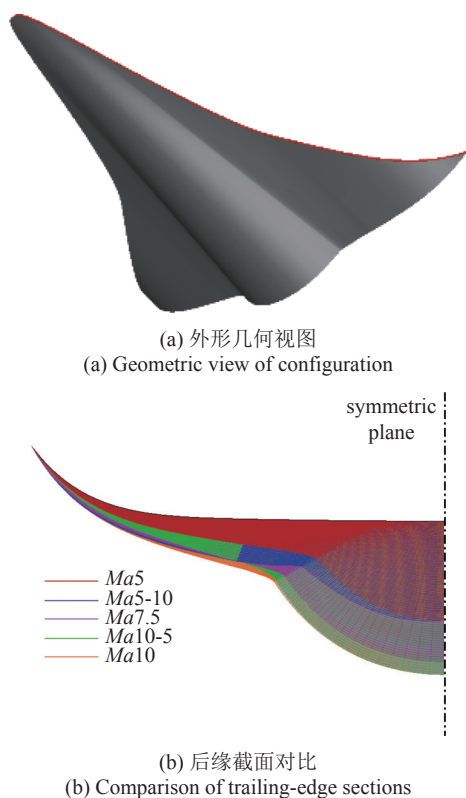


图 2 基于不同马赫数分布流场的上反翼双后掠乘波体

Fig. 2 Double swept waveriders with wing dihedral based on different Mach number distributions

参考文献[18]的思路, 设定中央对称面处的内侧马赫数 Ma_{in} 和最外侧密切面的马赫数 Ma_{out} , 中间密切面的马赫数由这两端的值线性变化得到

$$Ma_i = Ma_{in} + \frac{Ma_{out} - Ma_{in}}{n - 1}(i - 1), 1 \leq i \leq n$$

其中 i 代表每个密切面, n 为乘波体设计中密切面的数目。

表 1 给出了本文测试外形的设计参数, 其中 Ma_5 , $Ma_{7.5}$ 和 Ma_{10} 外形为固定马赫数乘波体, 基

表 1 可变马赫数外形的设计参数

Table 1 Design parameters of waveriders from variable-Mach-number flows

Model	Ma_{in}	Ma_{out}	τ
Ma_5	5	5	0.1414
Ma_{5-10}	5	10	0.1612
$Ma_{7.5}$	7.5	7.5	0.2019
Ma_{10-5}	10	5	0.2175
Ma_{10}	10	10	0.2218

准流场分别在 $Ma = 5, 7.5, 10$ 设计. Ma_{5-10} 和 Ma_{10-5} 外形为可变马赫数乘波体, Ma_{5-10} 外形的内侧马赫数为 5、外侧为 10, Ma_{10-5} 外形的内侧马赫数为 10、外侧为 5。

外形的容积与设计马赫数有关, 当激波角确定时, 锥形流的马赫数越大, 流线越远离物面, 导致所生成的乘波体容积越大. 表 1 第 4 列给出了不同外形的容积率 $\tau = V^{2/3}/S$, 其中 V 是容积, S 是平面投影面积. 容积率从小到大分别为 Ma_5 , Ma_{5-10} , $Ma_{7.5}$, Ma_{10-5} 和 Ma_{10} , 这 5 个外形平面形状相同, 因此上述排序也是容积的排序. 图 2(b) 展示了 5 个模型的后缘剖面, Ma_{5-10} 外形内侧厚度较小, 外侧厚度较大, 而 Ma_{10-5} 外形内侧厚度较大, 外侧厚度较小, 但因为内侧是主要的容积提供位置, 所以 Ma_{10-5} 的容积大于 Ma_{5-10} 外形。

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. 数值方法采用有限体积方法求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程. 无黏通量采用 Roe 格式^[19] 计算, 有权重格林-高斯公式重构方法获得空间二阶精度, 梯度限制器选取改进的 Barth 限制器^[20], 以消除计算中断附近的数值过冲和振荡, 同时应用基于压力辅助限制器的局部熵修正方法避免非物理解^[21]. 黏性通量采用二阶中心格式计算. 湍流模型采用在工程上广泛应用的 Menter SST $k-\omega$ 两方程模型^[22]. 时间方向采用二阶精度双时间步方法, LU-SGS 隐式推进求解^[23]. 计算平台为我院自主研发的计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 数值模拟软件平台-GiAT, 已经过大量理论和工程验证^[24-27].

图 3 给出了数值计算所采用的网络示意, 为了保证激波与黏性流动的精确模拟, 采用分区结构化网格. 在激波间断位置网格尽量顺激波方向布置; 黏性层法向网格尽量保证垂直壁面, 流向参数梯度较大位置保证足够的流向网格密度。

以 $Ma_{5.5}$ 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 494 万左右; 中等网格 Medium, 网格数 968 万左右; 密网格 Refined, 网格数 1914 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 2 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

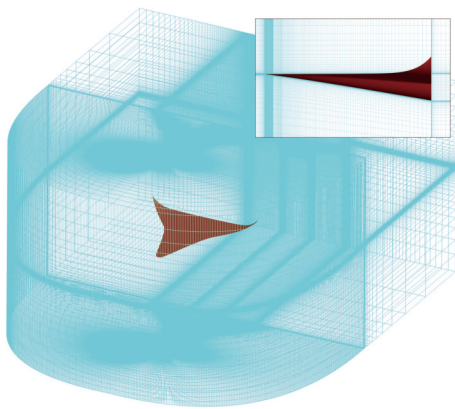


图 3 计算网格
Fig. 3 Computational mesh

格之间差异较小, 均在 0.9% 以内, 而 coarse 网格则与密网格差异较大, 最大差异为阻力系数 3.94%.

表 3 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

表 2 不同网格的升阻特性结果

Table 2 Lift and drag results of different grid			
Grid	C_L	C_D	L/D
coarse	0.2654	0.1035	2.5627
medium	0.2700	0.1075	2.5118
refined	0.2723	0.1078	2.5257

Grid	ΔC_L	ΔC_D
coarse	-2.53%	-3.94%
medium	-0.83%	-0.28%
refined	—	—

表 3 不同网格的力矩结果

Table 3 Moments results of different grid			
Grid	C_A	C_N	C_{Mz}
coarse	0.04611	0.28109	0.19233
medium	0.04901	0.28644	0.19532
refined	0.04883	0.28871	0.19649

Grid	ΔC_A	ΔC_N	ΔC_{Mz}
coarse	-5.57%	-2.64%	-2.12%
medium	0.35%	-0.79%	-0.60%
refined	—	—	—

的 5.57%.

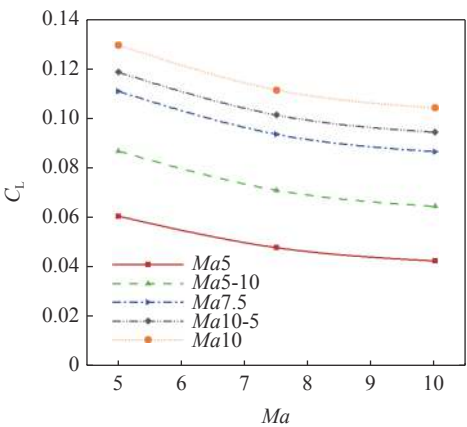
考虑到 medium 网格相比 refined 在气动力、力矩方面的误差较小, 而 coarse 网格误差较大, 本文认为 medium 网格, 即网格量 968 万左右, 是可信和足够的.

2 气动性能比较分析

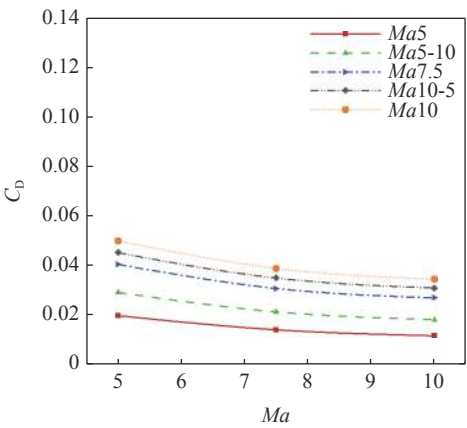
2.1 升阻力对比

本节研究基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体的升阻特性, 并与相同流场的外形作对比. 计算图 2 中 5 个外形的气动性能, 计算状态为 $H = 30\text{ km}$, $Ma = 5, 7.5, 10$. 这 5 个外形具有相同的平面投影形状和三维前缘型线, 参考面积 29.598 m^2 , 参考长度 8 m .

图 4 给出零度攻角时 5 个外形的升阻力随马赫数的变化. 可以看到, $Ma5-10$ 外形介于 $Ma5$ 和



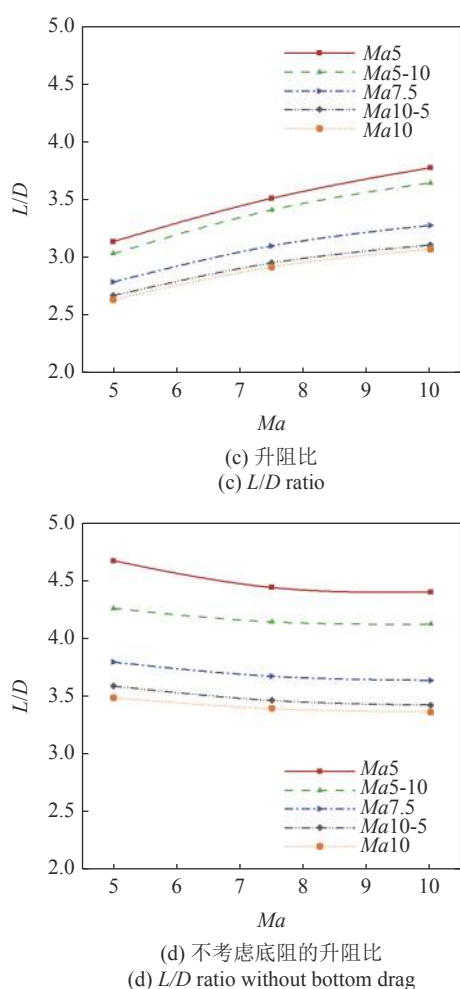
(a) 升力系数
(a) Lift coefficient



(b) 阻力系数
(b) Drag coefficient

图 4 升阻力随马赫数的变化 ($\alpha = 0^\circ$)

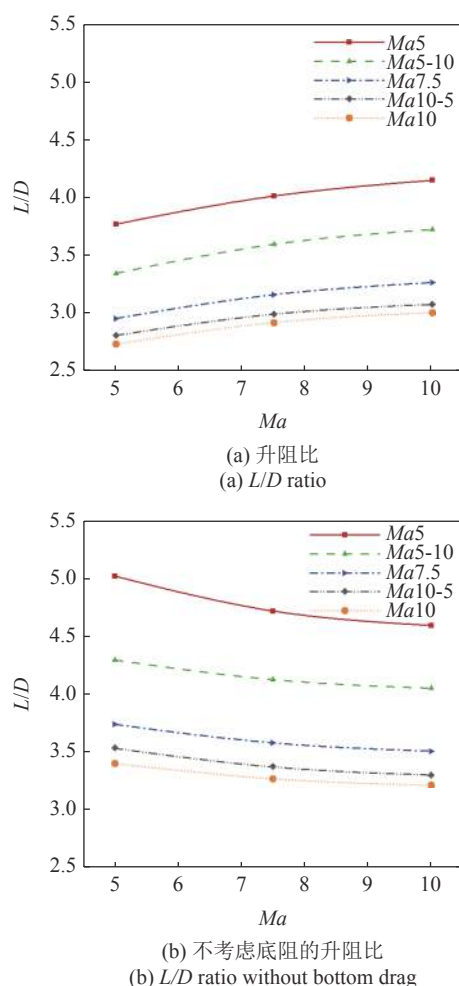
Fig. 4 Lift-drag characteristics variation via Mach number at $\alpha = 0^\circ$

图 4 升阻力随马赫数的变化 ($\alpha = 0^\circ$) (续)Fig. 4 Lift-drag characteristics variation via Mach number at $\alpha = 0^\circ$ (continued)

$Ma7.5$ 流场设计的乘波体之间, $Ma10-5$ 介于 $Ma7.5$ 和 $Ma10$ 乘波体之间, 表明可变马赫数乘波体具有较均衡的综合性能。

同时, 外形的性能与容积密切相关, 5 个外形的升力系数、阻力系数和升阻比由大到小的排序与容积率排序相反, 而且 $Ma5$, $Ma5-10$, $Ma7.5$ 外形的容积率相差较大, 而 $Ma7.5$, $Ma10-5$, $Ma10$ 外形的容积率差较小, 这个容积差别的幅度也对应在气动力的差别上。

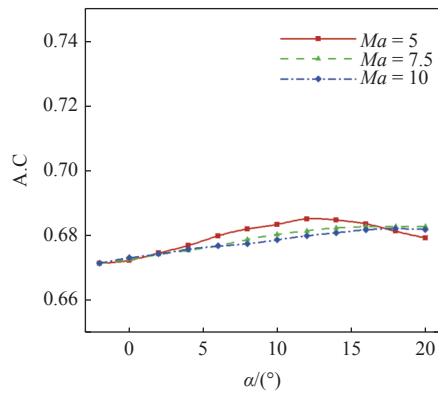
乘波体的最大升阻比一般不在零度攻角, 对这 5 个外形来说, 最大升阻比一般在 2° 攻角取得。图 5 给出了 $\alpha = 2^\circ$ 时的升阻比, 规律与在零度攻角是相同的。另外综合考虑图 4 和图 5 中升阻比的变化, 可以看到同一攻角下, 随着马赫数的增大, 考虑底阻的升阻比数值有小幅增加, 而不考虑底阻的升阻比则有小幅度下降。

图 5 升阻力随马赫数的变化 ($\alpha = 2^\circ$)Fig. 5 Lift-drag characteristics variation via Mach number at $\alpha = 2^\circ$

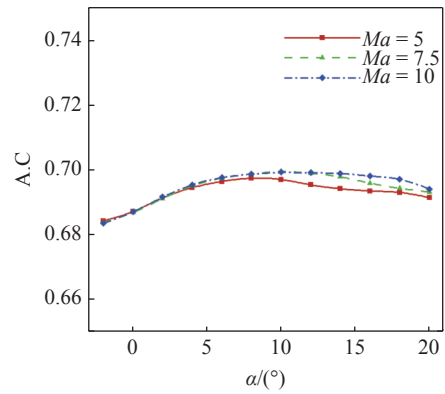
2.2 纵向稳定性

本节分析可变马赫数乘波体的纵向稳定性。纵向稳定性可由气动焦点 (aerodynamic center, A.C) 和质心的相对位置确定, 设定质心在全长的 $2/3$ 处, 图 6 给出了可变马赫数乘波体 $Ma5-10$ 和 $Ma10-5$ 外形在 $Ma = 5, 7.5, 10$ 时气动焦点随攻角的变化, 并与 $Ma5$, $Ma7.5$ 和 $Ma10$ 外形作比较。这 5 个外形均为纵向静稳定, 且气动焦点位置非常接近, 均在全长的 $67\% \sim 70\%$ 之间, 表明基准流场对纵向稳定性影响很小。同时, 当马赫数变化时, 气动焦点的变化也很小, 说明在高超声速阶段, 当飞行状态偏离设计点时, 纵向稳定性不会发生大幅改变。

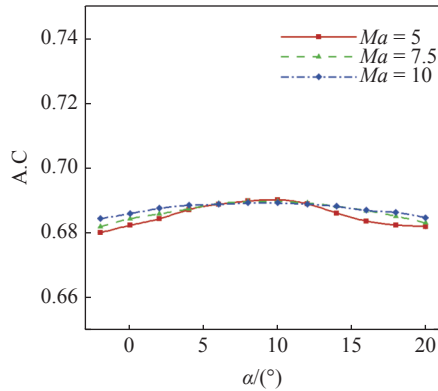
一般来说, 纵向稳定性与平面形状关系密切, 从图 6 所示的可变马赫数乘波体的焦点位置可以看出这一规律, 即当乘波体的平面形状给定时, 其纵向稳定性就基本确定了, 不同马赫数的基准流场及其导致的乘波曲面变化对纵向稳定性的影响很小。



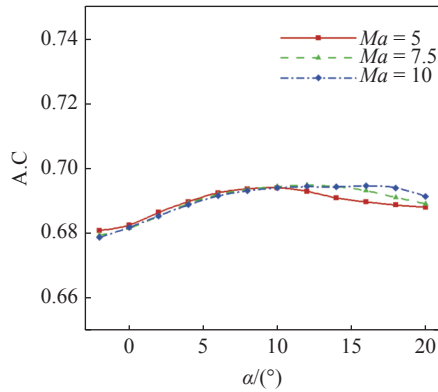
(a) $Ma5$ 外形
(a) $Ma5$ waverider



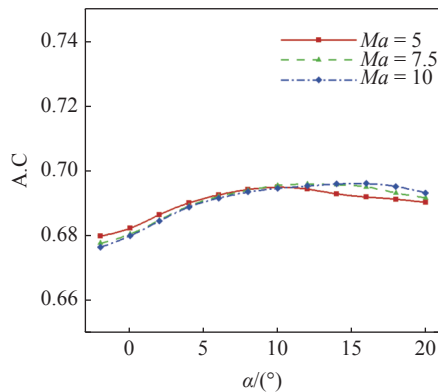
(e) $Ma10$ 外形
(e) $Ma10$ waverider



(b) $Ma5-10$ 外形
(b) $Ma5-10$ waverider



(c) $Ma7.5$ 外形
(c) $Ma7.5$ waverider



(d) $Ma10-5$ 外形
(d) $Ma10-5$ waverider

图 6 气动焦点随攻角的变化

Fig. 6 Aerodynamic centers variation via angle of attack

3 与相同平面形状的等容积外形比较

3.1 等容积的定平面形状乘波体

在 3.2 节气动力的分析中可以看到, 综合可变马赫数流场乘波体与固定马赫数流场乘波体的性能, 发现升阻比与容积密切相关, 考虑容积后可变马赫数流场外形并未表现出优势. 之前学者们在比较可变马赫数流场乘波体与固定马赫数外形时, 大都未考虑容积这一因素, 同时很多工作中比较外形的平面形状也不同, 导致所阐述的可变马赫数乘波体的性能优势值得商榷.

比如, 在文献 [3] 中, 使用内侧 $Ma8$ 流场和外侧 $Ma4$ 流场生成乘波体, 与 $Ma4$ 和 $Ma8$ 外形作比较, 这 3 个外形的容积率均不同, 平面形状也不同; 在文献 [18, 28] 中, 分别设计了 $Ma10-6$, $Ma6-10$ 两个可变马赫数乘波体, 并与 $Ma10$ 外形和 $Ma6$ 外形作对比, 这 4 个外形的平面形状相同, 但容积均不同. 在文献 [15] 中, 设计了 $Ma10-4$ 外形, 并与等容积率的 $Ma11.08$ 外形作比较. 然而, 虽然两外形的容积率相同, 但平面形状和平面面积却不同. 在文献 [16] 中, 设计了 $Ma6-13$ 乘波体, 并与 $Ma13$ 和 $Ma6$ 两个外形作对比, $Ma6-13$ 外形的性能介于 $Ma6$ 和 $Ma13$ 外形之间, 这 3 个外形的平面形状相同, 但容积不同. 在文献 [29] 中, 设计了 $Ma6-12$ 和 $Ma12-6$ 两个可变马赫数流场外形, 并与 $Ma6$, $Ma9$ 和 $Ma12$ 这 3 个固定马赫数外形作比较, 这几个外形容积不同, 平面形状也不同.

容积和平面形状对乘波体的气动性能影响很

大, 在研究中有必要将这两个变量固定. 因此本节提取图 2(a) 外形的前缘型线, 保持激波角为 15° 不变, 通过调整基准流场马赫数, 生成了与可变马赫数乘波体容积相同的固定马赫数乘波体. 图 7 给出了固定马赫数外形的容积率随设计马赫数的变化, 基本呈单调增长, 增长率随马赫数的增加而降低. 从图 7 中的数据计算得出, 与 $Ma5-10$ 外形容积 ($\tau = 0.1612$) 相同的固定马赫数乘波体外形为 $Ma5.50$ 外形, 基准流场在 $Ma = 5.50$ 生成; 与 $Ma10-5$ 外形容积 ($\tau = 0.2175$) 相同的为 $Ma9.25$ 外形, 基准流场在 $Ma = 9.25$ 生成.

图 8 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.

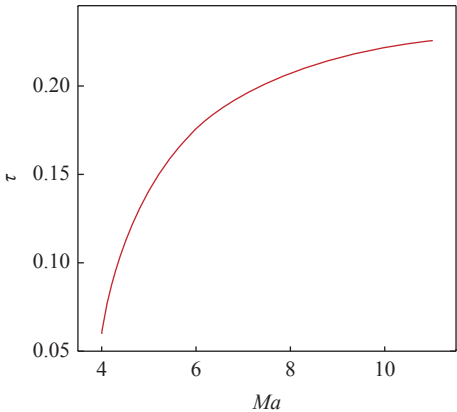


图 7 容积率随马赫数的变化
Fig. 7 Variety of volume efficiency via Mach number

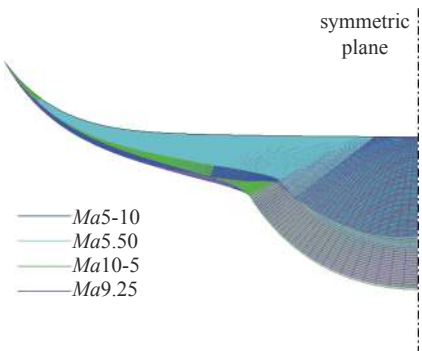


图 8 与等容积乘波体的对比
Fig. 8 Comparison with equal-volume waveriders

3.2 气动性能比较

表 4 给出了容积相等的可变马赫数和固定马赫数乘波体在 $\alpha = 0^\circ$ 时升阻比的比较, “ Δ ”表示同一状态下可变马赫数乘波体的升阻比相对于固定马赫数乘波体的相对偏差, 负号代表可变马赫数乘波体的

表 4 等容积乘波体的升阻比比较 ($\alpha = 0^\circ$)

Table 4 Comparisons of L/D with equal-volume waveriders ($\alpha = 0^\circ$)

With base drag			
Ma	$Ma5-10$	$Ma5.50$	Δ
5	3.014 8	3.038 0	-0.76%
7.5	3.392 7	3.397 7	-0.15%
10	3.628 9	3.636 9	-0.22%
Ma	$Ma10-5$	$Ma9.25$	Δ
5	2.648 5	2.652 4	-0.14%
7.5	2.932 6	2.944 9	-0.42%
10	3.089 5	3.103 8	-0.46%
Without base drag			
Ma	$Ma5-10$	$Ma5.50$	Δ
5	4.261 7	4.422 9	-3.64%
7.5	4.145 1	4.226 9	-1.93%
10	4.125 4	4.185 2	-1.43%
Ma	$Ma10-5$	$Ma9.25$	Δ
5	3.588 0	3.569 7	0.51%
7.5	3.462 4	3.465 5	-0.09%
10	3.422 8	3.432 2	-0.27%

升阻比较小. 可以看到, 在容积相等、平面形状相同的条件下, 当飞行 Ma 是 5, 7.5 和 10 时, 固定马赫数乘波体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% 以内, 而且可变马赫数乘波体的升阻比小于固定马赫数外形. 去掉底阻后, $Ma5-10$ 的升阻比相比 $Ma5.50$ 外形变得更差, 误差增大到 1% 以上; 而 $Ma10-5$ 和 $Ma9.25$ 外形之间的误差均小于 0.6%, 升阻比性能非常接近.

表 5 给出了 $\alpha = 2^\circ$ 时升阻比的比较, $Ma5-10$ 外形的升阻比变得比 $Ma5.50$ 外形更差; $Ma10-5$ 虽然比 $Ma9.25$ 外形的升阻比略高, 但偏差幅度最大只有 1.29%, 优势不明显.

因此, 在高超声速阶段的宽速域范围内, 当容积相同、平面形状相同时, 可变马赫数乘波体的升阻比与固定马赫数乘波体相比没有优势, 甚至还更低, 类似结果在文献 [30] 中也有体现. 结合 2.2 节对可

表 5 与等容积乘波体的升阻比较 ($\alpha = 2^\circ$)

Table 5 Comparisons of L/D with equal-volume waveriders ($\alpha = 2^\circ$)

With base drag			
Ma	$Ma5-10$	$Ma5.50$	Δ
5	3.3394	3.4685	-3.72%
7.5	3.5906	3.7025	-3.02%
10	3.7184	3.8242	-2.77%
Ma	$Ma10-5$	$Ma9.25$	Δ
5	2.8022	2.7804	0.78%
7.5	2.9863	2.9722	0.47%
10	3.0706	3.0593	0.37%
Without base drag			
Ma	$Ma5-10$	$Ma5.50$	Δ
5	4.3067	4.5628	-5.61%
7.5	4.1369	4.3173	-4.18%
10	4.0623	4.2107	-3.52%
Ma	$Ma10-5$	$Ma9.25$	Δ
5	3.5431	3.4979	1.29%
7.5	3.3815	3.3572	0.72%
10	3.3112	3.2943	0.51%

变马赫数乘波体纵向稳定性的分析, 认为对乘波体宽速域升阻特性及纵向稳定性的改进应该着重于平面形状的设计优化, 使用不同马赫数分布的流场改进乘波曲面, 对于提升乘波体的升阻比及纵向稳定性优势不大。

在纵向稳定性方面, 分别比较 $Ma5-10$ 外形和 $Ma5.50$ 外形以及 $Ma10-5$ 外形和 $Ma9.25$ 外形气动焦点的位置。表 6 给出了 $Ma5-10$ 外形在 3 个马赫数不同攻角时气动焦点位置相对于 $Ma5.50$ 外形的偏差, 最大相对偏差只有 1.6015%, 差距非常小。表 7 为 $Ma10-5$ 外形的气动焦点位置相对于 $Ma9.25$ 外形的偏差, 最大偏差绝对值更是只有 0.78%。这些结果说明在容积相同、平面形状相同的情况下, 纵向稳定特性基本一致。另外结合图 6 的结果, 可以进一步确认平面形状对纵向稳定性有决定性影响, 而使用可变马赫数基准流场对乘波体的纵向稳定性基本没有影响。

表 6 $Ma5-10$ 与 $Ma5.50$ 外形气动焦点位置的相对偏差

Table 6 Relative differences of A.C location between $Ma5-10$ and $Ma5.50$ configurations

$\alpha/^\circ$	Ma		
	5	7.5	10
-2	0.9669%	1.3166%	1.6015%
0	0.9789%	1.3184%	1.5495%
2	0.9761%	1.3145%	1.5022%
4	0.8992%	1.2487%	1.3280%
6	0.7521%	1.1095%	1.1996%
8	0.5653%	0.8908%	1.0381%
10	0.3434%	0.6884%	0.8064%
12	0.1136%	0.4510%	0.5791%
14	-0.1685%	0.2322%	0.3543%
16	-0.2390%	0.0365%	0.0855%
18	-0.0994%	-0.2246%	-0.0230%
20	0.0246%	-0.3124%	-0.2375%

表 7 $Ma10-5$ 与 $Ma9.25$ 外形气动焦点位置的相对偏差

Table 7 Relative differences of A.C location between $Ma10-5$ and $Ma9.25$ configurations

$\alpha/^\circ$	Ma		
	5	7.5	10
-2	-0.5342%	-0.7114%	-0.7680%
0	-0.5092%	-0.7033%	-0.7836%
2	-0.5000%	-0.6361%	-0.6954%
4	-0.4352%	-0.5873%	-0.6159%
6	-0.3591%	-0.5143%	-0.5728%
8	-0.2676%	-0.4287%	-0.4755%
10	-0.1437%	-0.3364%	-0.3902%
12	0.0258%	-0.2162%	-0.3050%
14	0.0151%	-0.1172%	-0.1768%
16	0.0033%	0.0803%	0.0450%
18	-0.0328%	0.0824%	0.1530%
20	-0.0201%	0.0343%	-0.0423%

3.3 流场初步分析

图 9 给出了 $Ma5.5$ 乘波体和 $Ma5-10$ 乘波体后缘压力分布在不同马赫数下的对比, 可以看到, 对于

$Ma5.5$ 乘波体, 当计算马赫数高于 5.5 时, 激波向下表面靠近明显. 另外, 与 $Ma5.5$ 乘波体相比, $Ma5-10$ 乘波体下表面在对称面处更薄, 激波位置与 $Ma5.5$ 乘波体存在一定差异. 同时, $Ma5-10$ 乘波体沿展向第 2 后掠区厚度大于 $Ma5.5$ 乘波体, 所对应的下表面面过激波后压力更高, 这是由于沿展向设计的马赫数大于 5.5, 在高马赫数下压缩性更强. 图 10 给出的 $Ma9.25$ 和 $Ma10-5$ 乘波体后缘压力分布也体现了相似的规律, 即对于设计马赫数更高的第 2 后掠区压缩性更强.

对于密切锥方法设计得到的乘波体, 当计算马赫数低于设计马赫数时, 下表面激波将会出现脱体的情况, 导致前缘两侧出现溢流. 如图 9(a) 所示, 在 $Ma = 5$ 的状态下, $Ma5-10$ 乘波体外侧前缘处激波脱体较 $Ma5$ 乘波体更加明显. 同样地, 图 10(a) 所示,

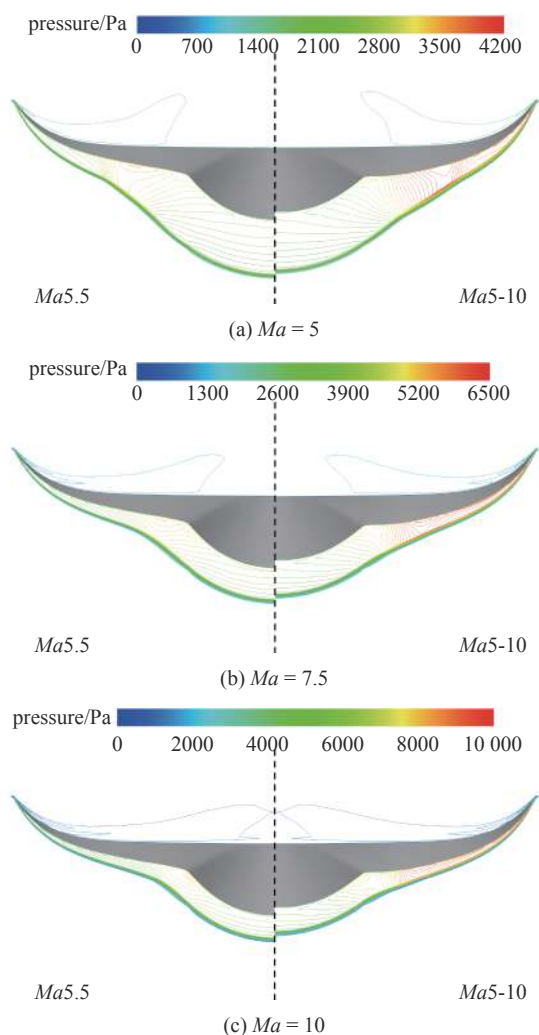


图 9 $Ma5.5$ 与 $Ma5-10$ 乘波体后缘压力分布 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 9 Pressure distributions in trailing-edge sections of $Ma5.5$ and $Ma5-10$ waveriders ($\alpha = 0^\circ$)

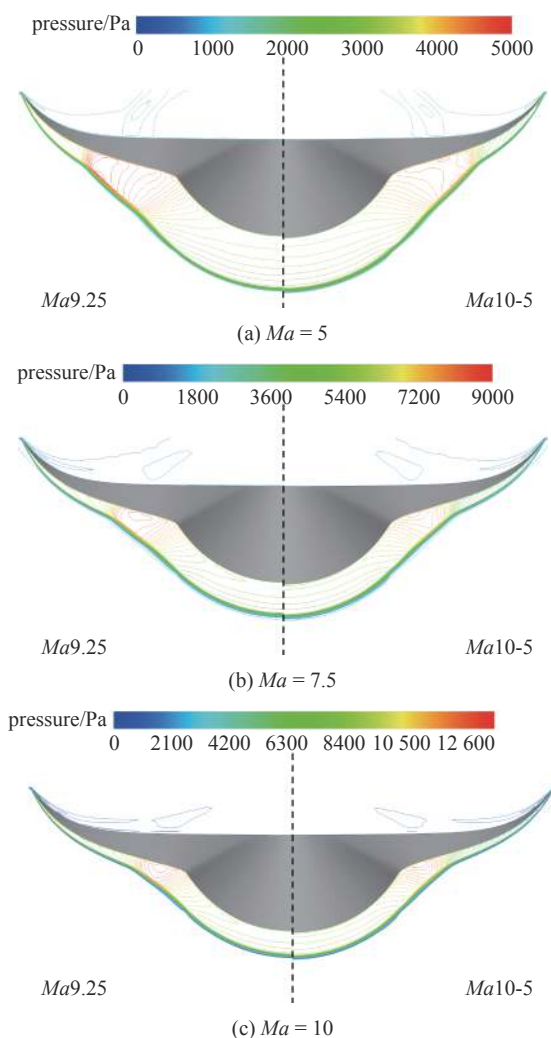


图 10 $Ma9.25$ 与 $Ma10-5$ 乘波体后缘压力分布 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 10 Pressure distributions in trailing-edge sections of $Ma9.25$ and $Ma10-5$ waveriders ($\alpha = 0^\circ$)

$Ma9.25$ 乘波体外侧前缘处激波脱体较 $Ma10-5$ 乘波体更加明显. 而由图 9(c) 和图 10(c) 可以看到, 当来流马赫数高于设计马赫数时, 无论是对于固定马赫数乘波体还是可变马赫数乘波体下表面激波均能较好地附着于前缘, 保持了较好的“乘波”特性.

在特定马赫数下, 可变马赫数乘波体的部分区域确实会保持明显的“乘波”特性, 但其他区域却不可避免地会背离“乘波”特性, 对于宽速域气动性能的提升并不明显, 反而部分可变马赫数乘波体反而会导致气动性能略微下降, 综合来看反而不如使用固定马赫数流场设计的等容积外形.

4 结论

本文结合定平面形状乘波体概念和可变马赫数流场的思路, 在不同密切面内使用马赫数不同但激

波角相同的流场, 开展基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体设计, 使用 CFD 技术分析气动力和纵向稳定性, 同时对比了具有相同容积的固定马赫数外形, 得到初步结论如下:

(1) 基于可变马赫数流场的定平面形状乘波体设计是可行的, 可以有效扩大设计空间;

(2) 在高超声速阶段的宽速域范围内, 相比固定马赫数外形, 可变马赫数乘波体具有均衡的升阻比和容积率;

(3) 当平面形状固定时, 可变马赫数乘波体与固定马赫数外形的气动焦点位置相差很小, 说明可变马赫数基准流场对纵向稳定性几乎没有影响;

(4) 与等容积、相同平面形状的固定马赫数乘波体相比, 在高超声速阶段, 可变马赫数乘波体的宽速域升阻性能没有明显优势。

参 考 文 献

- 1 Zhao ZT, Huang W, Yan L, et al. An overview of research on wide-speed range waverider configuration. *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 waverider configuration. *Sci. China Ser. E-Tech. Sci.*, 2009, 52(10): 2903-2910 (in Chinese))
- 3 Li SB, Huang W, Wang ZG. Design and aerodynamic investigation of a parallel vehicle on a wide-speed range. *Sci. China Inf. Sci.*, 2014, 57(12): 128-201
- 4 Liu Z, Liu J, Ding F. Novel methodology for wide-ranged multistage morphing waverider based on conical theory. *Acta Astronautica*, 2017, 140: 362-369
- 5 Phoenix AA, Rogers RE, Maxwell JR, et al. Mach five to ten morphing waverider: control point study. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 493-504
- 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研究. *航空学报*, 2021, 42(9): 124703 (Li Jun, Yi Huaixi, Wang Dou, et al. Research on aerodynamic performance of double swept waverider based on projection method. *Acta Aero-Nautica Et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 124703 (in Chinese))
- 7 Rodi EP. Geometrical relations for osculating cones and osculating flowfield waveriders//The 49th Aerospace Science Meeting, Orlando, Florida, January 4-7, 2011. AIAA 2011-1188
- 8 Sobieczky H, Dougherty FC, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock wave//The First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990
- 9 Liu CZ, Bai P. Mathematical expression of geometric relationship in osculating cone waverider design. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(4): 858-866
- 10 Liu CZ, Bai P, Zhou WJ, et al. The double swept waverider from osculating-cone method. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(6): 212-230
- 11 Liu CZ, Liu Q, Bai P, et al. Planform-customized waverider design integrating with vortex effect. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 53(3): 438-443
- 12 Wang JF, Liu CZ, Bai P, et al. Design methodology of the waverider with controllable planar shape. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 504-510
- 13 罗世彬, 周嘉明. 宽速域乘波构型设计方法研究综述. *宇航总体技术*, 2021, 5(2): 68-74 (Luo Shibin, Zhou Jiaming. Review on the design methodology of waverider for a wide-speed range. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2021, 5(2): 68-74 (in Chinese))
- 14 Liu Z, Liu J, Ding F, et al. Novel osculating flowfield methodology for hypersonic waverider vehicles based on variable shock angle. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(4): 04018043
- 15 Zhao ZT, Huang W, 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
- 16 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
- 17 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 double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(2): 124988 (in Chinese))
- 18 Zhang TT, Wang ZG, Huang W, et al. A design approach of wide-speed-range vehicles based on the cone-derived theory. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 42-51
- 19 Roe PL. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43: 357-372
- 20 Venkata KV. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions. AIAA Paper 93-0880, 1993
- 21 Kermani MJ, Plett EG. Modified entropy correction formula for the roe scheme. AIAA Paper 2001-0083, 2001
- 22 Menter FR. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605
- 23 Wang ZJ, Chen RF. Fast, block lower-upper symmetric gauss-seidel scheme for arbitrary grids. *AIAA Journal*, 2000, 38(12): 2238-2245
- 24 刘周, 杨云军, 周伟江等. 基于 RANS-LES 混合方法的翼型大迎角非定常分离流动研究. *航空学报*, 2014, 35(2): 372-380 (Liu Zhou, Yang Yunjun, Zhou Weijiang, et al. Study of unsteady separation flow around airfoil at high angle of attack using hybrid RANS-LES method. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 372-380 (in Chinese))
- 25 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 double-cone separated flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(6): 767-771 (in Chinese))
- 26 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 configuration of real gas effect demonstration vehicle. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2015, 36(2): 239-248 (in Chinese))
- 27 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 interaction at high altitude. *Acta Aerody-Namica Sinica*, 2020, 38(5): 996-1003 (in Chinese))
- 28 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
- 29 Li SB, Li LQ, Huang W, et al. Design and investigation of equal cone-variable Mach number waverider in hypersonic flow. *Science China Information Sciences*, 2020, 96: 105540
- 30 Zhang TT, Wang ZG, Huang W, et al. Performance comparison between waverider and wide-speed-range gliding vehicle based on CFD approaches. *Science China Technological Sciences*, 2019, 62: 1861-1870