2022 年 10 月 流体力学

# 翼反角对高压捕获翼构型亚声速气动特性影响分析 研究<sup>1)</sup>

常思源\* 肖 尧\*,<sup>†,2)</sup> 李广利\*,<sup>†</sup> 田中伟\*\* 崔 凯\*,<sup>†</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) †(中国科学院大学工程科学学院,北京100049) \*\*(中国科学院力学研究所宽域飞行工程科学与应用中心,北京100190)

**摘要** 高压捕获翼新型气动布局在高超声速设计状态下具有较好的气动性能,新升力面的引入使其在亚声速 条件下也具有较大的升力,但在亚声速下的稳定特性还有待研究.基于高压捕获翼气动布局基本原理,在机身-三角翼组合体上添加单支撑和捕获翼,设计了一种参数化高压捕获翼概念构型.以捕获翼和机体三角翼上/下反 角为设计变量,采用均匀试验设计、计算流体力学数值计算方法及 Kriging 代理模型方法,研究了 0°~10°攻角 状态下不同翼反角对高压捕获翼构型亚声速气动特性的影响,重点分析了升阻特性、纵向和横航向稳定性的 变化规律以及流场涡结构等.结果表明,小攻角状态下翼反角对升阻比的影响比大攻角更加显著,捕获翼上反 时,升阻比略微增大,下反则升阻比减小;三角翼上反时,升阻比减小,下反则升阻比先略微增大后缓慢减小;翼 反角对纵向稳定性的总体影响较小,捕获翼上反会稍微提高纵向稳定性,而三角翼上反则会降低纵向稳定性; 捕获翼或三角翼上反都会增强横向稳定性,下反则减弱横向稳定性,但大攻角状态时,三角翼上反角过大对提 升横向稳定性作用有限;捕获翼上反航向稳定性增强,下反航向稳定性则减弱,而三角翼下反对提升航向稳定 性的整体效果比上反更加显著.

关键词 高压捕获翼,亚声速,数值模拟,上/下反角,稳定性

中图分类号: V221+.3, O354.1 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-22-217

# EFFECT OF WING DIHEDRAL AND ANHEDRAL ANGLES ON SUBSONIC AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF HCW CONFIGURATION<sup>1)</sup>

Chang Siyuan \* Xiao Yao \*, <sup>†</sup>, <sup>2</sup>) Li Guangli \*, <sup>†</sup> Tian Zhongwei \*\* Cui Kai \*, <sup>†</sup>

\* (State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China)

<sup>†</sup> ( School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

\*\* (Wide Field Flight Engineering Science and Application Center, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China)

**Abstract** High-pressure capturing wing (HCW) novel aerodynamic layout has good aerodynamic performance in the hypersonic design state, and the import of the new lift wing provides more lift for it under subsonic conditions, but its aerodynamic stability characteristics at subsonic speed have yet to be studied further. In this paper, a parametric HCW concept configuration was presented based on the basic design principle of HCW aerodynamic layout, by adding an

2) 肖尧, 工程师, 主要研究方向: 高超声速飞行器气动优化与设计. E-mail: xiaoyao@imech.ac.cn

**引用格式:** 常思源, 肖尧, 李广利, 田中伟, 崔凯. 翼反角对高压捕获翼构型亚声速气动特性影响分析研究. 力学学报, 2022, 54(10): 2760-2772

Chang Siyuan, Xiao Yao, Li Guangli, Tian Zhongwei, Cui Kai. Effect of wing dihedral and anhedral angles on subsonic aerodynamic characteristics of HCW configuration. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(10): 2760-2772

<sup>2022-05-24</sup> 收稿, 2022-09-05 录用, 2022-09-06 网络版发表.

<sup>1)</sup> 国家自然科学基金 (12002347) 和中国科学院基础前沿科学研究计划 (ZDBS-LY-JSC005) 资助项目.

HCW with single support to a delta wing-body combination. The influence of wing dihedral/anhedral angle variations on subsonic aerodynamic characteristics of HCW configuration at the angle of attack (AOA) range of 0° to 10° was studied by utilizing uniform experimental design, computational fluid dynamics numerical simulation, and Kriging surrogate model, which regarded the dihedral/anhedral angles of both HCW and delta wing as the design variables. Specifically, the variation law of lift-drag characteristics, longitudinal and lateral-directional stability characteristics, and flow field vortex structures were analyzed. The results show that the influence of wing dihedral/anhedral angles on the lift-drag ratio (L/D) at low AOA is more significant than that at high AOA. The increase in HCW dihedral angle improves L/D of configuration, while the increase in HCW anhedral angle or delta wing dihedral angle reduces L/D. As the delta wing anhedral is increased from 0°, L/D has a slight improvement initially and then slowly reduces. The longitudinal stability, which is generally less affected by wing dihedral/anhedral angles, slightly improves as the HCW dihedral angle increases but reduces as the delta wing dihedral angle increases. Moreover, the lateral stability improves as the HCW or delta wing dihedral angle increases but reduces as the anhedral angle increases. However, at the high angle of attack, the improvement of lateral stability may be limited while the delta wing has a large anhedral angle. As for the directional stability, the increase in HCW dihedral angle improves it, while HCW anhedral angle reduces it. In particular, the increase in both the dihedral and anhedral angles of the delta wing can improve the directional stability, but the effect of the anhedral angle is stronger.

Key words high-pressure capturing wing, subsonic, numerical simulation, dihedral/anhedral angles, stability

# 引 言

随着航空航天技术的快速发展,人类在临近空 间的探索与应用等活动日益频繁,飞行任务向多样 化、复杂化及智能化等方向发展,高昂的飞行成本 也逐渐成为一个十分突出的问题,各国对速域更 宽、空域更广、航程更远、成本更低且重复性更强 的高超声速飞行器的需求更加旺盛.

长久以来, 欧、美、日等发达国家对宽速域高 超声速飞行器开展了大量研究. 2013年,美国希德·马丁 公司公布了 SR-72 高超声速临近空间无人侦察机长 期发展计划;欧共体先后资助 2 次的 LAPCAT 计 划<sup>[1-2]</sup>,旨在研发用于 MR2 高超声速飞机<sup>[3]</sup> 的长时 高性能推进系统; 2014 年起, 欧洲、俄罗斯和澳大 利亚联合开展了"高超声速飞行试验-国际合作 (HEXAFLY-INT)"项目<sup>[4-5]</sup>,其远景目标是发展一种 能够 2~3 h 从欧洲飞至亚洲或澳洲的高超声速客机. 在学术界,以日本学者 Lobbia 等[6-8] 和意大利学者 Aprovitola 等<sup>[9-10]</sup> 为代表的团队分别针对高超声速 再入飞行器开展了大量多学科优化设计研究;美国 迈阿密大学查戈成等[11] 和 Espinal 等[12] 提出了一种 超声速"双向飞翼"概念,国内外对该新型布局向高超 速域进行了一定程度的拓展[13-14]. 整体而言,关于宽 速域高超声速飞行器的研究大多仍处于概念探索层 面,距离真正的实际飞行还面临很多关键技术亟待攻关. 从当前的研究态势来看,大多数宽速域高超声 速飞行器主要基于"乘波体"布局设计<sup>[15]</sup>.然而,在高 超声速条件下升阻比与容积率之间存在十分强烈的 制约关系.例如,为了获得较高的升阻比以提升航程 等指标,往往需要进行扁平化设计.因此,装载能力 相对有限,容积率仍有待进一步提升.针对这一问题, 崔凯等<sup>[16-17]</sup>提出了一种"高压捕获翼 (high-pressure capturing wing, HCW)"新型气动布局概念,其基本原 理是在机体上方合适的位置引入捕获翼,合理利用 机体在高超声速条件下产生的激波,从而在捕获翼 上形成有益气动干扰,能够保证飞行器在获得大容 积率的同时,显著提高其升力和升阻比.

目前,针对 HCW 新型气动布局的研究主要集 中在高超声速条件下的外形优化设计<sup>[18-19]</sup> 与气动性 能评估<sup>[20-21]</sup>.研究结果表明,该布局在高超声速条件 下可以有效缓解升阻比、容积率与升力系数之间的 矛盾关系,为未来高超声速飞行器气动布局设计提 供了新的思路.此外,考虑到现有的宽速域高超声速 飞行器大多采用大后掠、小展弦比的布局设计,其 在低速飞行阶段,特别是起降阶段面临升力不足、 稳定性差等缺陷,针对该问题,部分学者从变构 型<sup>[22-23]</sup>、翼型设计<sup>[24-25]</sup>、前缘优化<sup>[26]</sup>等方面进行了 探索研究.与传统布局方式相比,捕获翼的引入使得 HCW 气动布局具有双升力面,有望改善低速条件下 升力不足的问题.为此,王浩祥等<sup>[27-29]</sup>针对一种圆 力

锥-圆台组合平板简化构型,对 HCW 新型布局在亚/ 跨/超声速下的基本流场特性进行了初步研究,重点 分析了机体与捕获翼之间的气动耦合效应.

然而,在HCW新型气动布局的低速稳定性方 面,相关研究尚处于起步阶段.一般来说,翼面上/下 反是改变飞行器横航向稳定性的有效思路<sup>[30-32]</sup>,特 別在亚声速飞行器中十分常见.因此,对HCW新型 布局的翼面进行上/下反,综合改善其在亚声速条件 下的气动性能和稳定性,是一项值得研究的课题.本 文基于 HCW 气动布局的基本原理,设计了一种概 念构型,结合试验设计方法、数值模拟方法和代理 模型方法,研究了基于翼面上/下反改善其亚声速稳 定性的可行性,为 HCW 气动布局在宽速域高超声 速飞行器设计中提供了参考.

#### 1 研究对象

#### 1.1 高压捕获翼基本原理

高压捕获翼气动布局的基本设计原理如图 1 所示,高速来流经过机体上壁面的剧烈压缩产生斜激波 IS,在机体上方合适的位置安放一个薄翼 (即高压捕获翼,下文简称捕获翼或 HCW) 用于"捕获"斜激波 IS 并诱导出反射激波 RS;这样来流在经过 IS 和 RS 两道激波的双重压缩后将在捕获翼下表面产生显著的高压区①;此外,由于捕获翼通常与来流近似平行,因此其上表面的压强相对较低.





一方面, 捕获翼上/下表面存在较大的压强差, 因此可为整机贡献较大的升力; 另一方面, 由于捕获 翼通常采用薄翼设计, 其阻力的增加有限, 因此整机 的升阻比也将显著提升. 值得说明的是, 通过合理设 计机身型面, 可以使反射激波 RS 恰好掠过机身最高 点, 且气流经过机身最高点时会产生较强的膨胀波 EW, 进而显著削弱反射激波 RS 的强度, 能有效避 免反射激波 RS 对机体后段或捕获翼支撑结构产生 不利的气动干扰.

报

#### 1.2 高压捕获翼基准构型

根据上述 HCW 基本原理,为了便于计算分析, 本文设计了一种参数化概念构型,作为本文工作的 基准构型.如图 2 所示,基准构型包含捕获翼和机体 三角翼 (body delta wing, BW)两个升力面,捕获翼通 过单立板支撑与机体后部相连,根据文献 [18]中的 准则可以确定捕获翼在机体上方的位置,为了简化 外形,三角翼与机身腹部直接拼接,其中两翼面及支 撑均简化为等厚度的平板(且前缘线均为直线,并采 用圆弧钝化),未考虑控制舵面.基准构型的一些主 要几何参数如下:对于机体,其轴向长度为1m,上/ 下表面压缩角分别为9°和6°;对于捕获翼,其轴向 长 0.49 m,展向长 0.8 m,前缘和尾缘的后掠角分别 为 30°和 20°,装配攻角为 3.5°;三角翼后掠角为 70°, 且厚度和捕获翼一样均为 2 mm.



图 2 高压捕获翼基准构型三维视图 Fig. 2 3D view of the basic HCW configuration

进一步,对基准构型在设计状态点(马赫数 Ma=6,高度 H=30 km)下的流场开展了计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)数值仿真计算,飞行器物面及纵对称面上的压强分布如图3所示,结果表明所给出的基准构型符合 HCW 布局的基本设计原理,此处不再赘述.



Fig. 3 Pressure contours of the basic configuration

# 1.3 含翼反角的高压捕获翼构型

从上述 HCW 基准构型出发, 在参数化建模中 考虑两翼面的上/下反角, 以研究翼反角对气动特性 的影响. 如图 4 所示, 分别从捕获翼和三角翼的翼尖 处沿展向选取适当宽度的翼面进行上/下偏折. 值得 说明的是, 由于偏折段宽度过小可能无法反映出翼 反角对整机气动性能的影响, 而受飞行器布局的限 制偏折段宽度也不能过大, 经综合考虑, 捕获翼和三 角翼偏折段的宽度分别取其对应半展长的 0.5 倍和 0.4 倍. 此外, 由于捕获翼和三角翼偏折段的形状分 别为四边形和三角形, 建模中上/下反的处理略有差 异: 当捕获翼上/下反时, 保证其展长不变; 当三角翼 上/下反时, 保证其表面积不变.



Fig. 4 Schematic diagram of the wing dihedral/anhedral angles

为了便于描述,将捕获翼和机体三角翼的翼反 角分别用θhew和θbw表示,并规定正值表示上反,负 值表示下反.表1给定了两个设计变量的上/下界范 围,即设计空间,其中三角翼反角的设计空间更大. 当θhew = θbw = 0°时,即对应基准构型.

表1 设计变量及取值范围



Design variables	Lower bound/(°)	Upper bound/(°)	
$\theta_{ m hcw}$	-20	20	
$ heta_{ m bw}$	-40	40	

# 2 分析方法

图 5 给出了研究工作的分析流程.首先,基于所 设计的 HCW 基准构型,确定合适的设计变量及设 计空间,选择均匀试验设计方法生成设计变量集,进 而获得一系列含翼反角的 HCW 构型作为构型样本 集.然后,结合基准构型网格及批量网格生成脚本, 完成所有样本构型计算网格的自动批量生成,对所 有样本构型开展若干工况下的 CFD 数值计算,并提 取出相应的气动性能参数,构建气动数据集.最后, 采用 Kriging 代理模型方法分别对不同类别的气动 数据进行建模,获取其在整个设计空间的响应,并结 合典型外形的流场特性,分析翼反角对 HCW 构型 亚声速气动特性的影响.



Fig. 5 Flowchart of analysis

#### 2.1 试验设计方法

为了构建高精度的输入-输出响应模型,往往需要使样本点在整个设计空间内均匀分散.采用了实际应用广泛的均匀试验设计 (uniform design, UD) 方法<sup>[33]</sup>,使得构型样本均匀分布在整个设计空间.

在构建代理模型时,不仅需要训练样本集,往往 还需要测试样本集用于考核代理模型的精度.对于 训练样本集,为了充分覆盖表1给出的设计空间,设 定每个设计变量有81个水平,采用UD方法时每个 水平仅使用一次,这样最终便获得了82个训练样本 点(包含基准构型),其分布如图6中红色方形散点



所示. 进一步, 采用 UD 方法生成 11 个样本点作为 测试样本, 其分布如图 6 中绿色菱形散点所示. 图 7 给出了测试样本集对应的 11 个 HCW 构型, 可以看 出, 不同构型的外形差异明显, 能有效代表不同水平 的翼反角组合.



图 7 构型的侧风杆本集 Fig. 7 Test sample set of configuration

#### 2.2 数值模拟方法

本文基于 CFD 数值模拟方法来评估不同构型 的气动性能,首先需要划分流场的计算网格.为了获 得高质量网格的同时兼顾生成效率,所有构型均采 用混合网格,物面由三角形单元划分,通过向外层层 拉伸生成三棱柱单元来刻画边界层流动;空间区域 主要用六面体单元填充,局部由四面体单元和四棱 锥单元进行过渡;远场边界为球面,球体中心位于飞 行器顶点,半径为飞行器轴向长度的 15 倍,以尽量 缓解远场边界对亚声速计算的影响.图 8 显示了翼 反角 θhew = 20°, θbw = 15°对应构型的计算网格,总网 格单元数约为 1091 万.

本文所有构型的计算网格都是在基准构型网格



图 8 计算网格 Fig. 8 Computational grid

的基础上,借助 Python 脚本来实现批量自动生成的. 首先,录制网格生成的宏文件,该宏文件可以依次实 现网格生成软件的调用、基准构型网格的导入、捕 获翼/三角翼翼尖处面网格的重建、体网格的生 成、边界条件的设置及网格文件的输出等关键步 骤.然后,编写 Python 脚本,对宏文件中翼反角参数 控制、文件输出路径等对应的命令行进行修改,从 而得到新的宏文件.最后,按照给定的翼反角参数组 合,反复进行宏文件的修改、保存和运行,便可以自 动完成所有网格的生成.通过这种方式,不仅可以大 大节省琐碎繁复的人工操作,提高网格生成效率,同 时也能保证所有构型的网格质量及单元数基本一致.

在 CFD 数值算法方面, 采用有限体积法求解三 维可压缩 Navier-Stokes 方程, 空间离散采用二阶精 度、多维 TVD 格式, 时间推进采用二阶精度的双时 间步方法, 黏性通量采用二阶中心格式计算, 并采用 工程上应用广泛的二方程*k*-ε 湍流模型. 该 CFD 数 值模拟方法的可靠性验证可以参阅文献 [28-29], 因 为篇幅有限, 本文不再赘述.

对每个构型, CFD 数值模拟的计算条件如下: 马 赫数 Ma = 0.4, 高度 H = 0 km; 来流攻角 α 取 0°, 5°, 10°, 来流侧滑角 β 取 0°, 5°, 其中侧滑角为正表示来 流吹向右翼, 即每个构型对应计算 6 个工况; 参考面 积均取飞行器俯视投影面积, 即 0.368 m<sup>2</sup>, 参考长度 取机体轴向长度, 即 1 m, 原点位于机体头部顶点, 质 心坐标均为 (0.6, 0, 0) m.

#### 2.3 代理模型方法

通过整理数值模拟结果,获取气动数据集,进而 可以采用代理模型来构建设计变量与目标气动参数 之间的映射关系.目前常用的代理模型主要有克里 金(Kriging)模型、径向基函数模型及神经网络模型 等,其中 Kriging模型已被广泛证明在求解强非线性 问题中往往能够取得较好的拟合效果.因此采用实 际中应用广泛的普通克里金(ordinary Kriging, OK)模型来进行建模,其表达式可以简单表示为

$$\hat{z}_o = \sum_{i=1}^n \lambda_i z_i \tag{1}$$

其中, *z*<sub>o</sub> 为点*x*<sub>o</sub> 处的估计值, *z*<sub>i</sub> 为点*x*<sub>i</sub> 的真实值. *λ*<sub>i</sub> 为权重系数,其求解过程中不仅要满足最优估计条件

$$\min_{d_i} Var\left(\hat{z}_o - z_o\right) \tag{2}$$

2765

同时也要满足无偏约束条件

$$\sum_{i=1}^{n} \lambda_i = 1 \tag{3}$$

对于不同的目标参数,基于前述 82 个训练样本 构建相应的 OK 模型,并用 11 个测试样本来度量其 模型精度.具体地,以前述 2 个设计变量 (经 minmax 归一化后)为输入量,模型的输出量为单独某种 气动性能参数,即每个目标参数对应一个 OK 模型.

#### 3 精度考核

#### 3.1 网格无关性验证

网格无关性是校核 CFD 数值模拟结果有效性 的重要指标.本文以翼反角 $\theta_{hcw} = 20^\circ$ ,  $\theta_{bw} = 15^\circ$ 对应 的构型为例,分别生成了粗 (coarse)、中 (medium) 和细 (refined) 3 套网格开展网格无关性分析, 网格 单元总量依次约为 551 万、1091 万和 2109 万,壁面 第一层网格厚度分别为1.0×10<sup>-4</sup> m, 5.0×10<sup>-5</sup> m, 2.0×10<sup>-5</sup> m, 对应的 Y<sup>+</sup>分别为 35.0, 16.7, 6.6.

首先考察了气动力和力矩的计算结果.表2给 出了在攻角α=10°、侧滑角β=0°时升力系数C<sub>L</sub>、 阻力系数C<sub>D</sub>及俯仰力矩系数C<sub>m</sub>的计算结果,以细 网格结果为基准,可以看出中网格与细网格之间的 差异较小,均在0.95%以内;而粗网格与细网格之间 的差异稍大,最大差异为俯仰力矩系数变化4.08%.

表 2	2	不同网格	下的气动力、	力矩结果	
	_				

Table 2 Tolee and moment results of different grids			
	Coarse grid	Medium grid	Refined grid
CL	0.7041	0.6984	0.6999
$\Delta C_{\rm L}$	0.59%	-0.22%	-
$C_{\rm D}$	0.2095	0.2119	0.2133
$\Delta C_{\rm D}$	-1.75%	-0.65%	-
$C_m$	-0.02753	-0.02669	-0.02645
$\Delta C_m$	4.08%	0.91%	_

随后考察了攻角 $\alpha = 0^{\circ}$ 时焦点位置 $X_{ac}$ 、横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 及航向静稳定导数 $C_{n\beta}$ 的计算结果,如表3所示,同样可以看到,中网格与细网格之间的差异较小,最大差异为 $C_{n\beta}$ 变化0.98%;而粗网格与细网格之间的差异十分明显,最大差异为 $C_{n\beta}$ 变化12.02%;相比之下,3种网格计算出的 $X_{ac}$ 和 $C_{l\beta}$ 都比较接近,均在1.5%以内.

整体来看,中网格与细网格对应的升阻特性及

表 3 不同网格下的稳定性参数结果

Table 3	3 Stability para	Stability parameter results of different grids		
	Coarse grid	Medium grid	Refined grid	
X <sub>ac</sub>	0.6145	0.6154	0.6150	
$\Delta X_{\rm ac}$	-0.09%	0.06%	-	
$C_{l\beta}$	-0.08593	-0.08490	-0.08466	
$\Delta C_{l\beta}$	1.50%	0.28%	-	
$C_{n\beta}$	0.05920	0.05337	0.05285	
$\Delta C_{n\beta}$	12.02%	0.98%	-	

稳定性参数相对误差在 1% 以内, 而粗网格的航向 静稳定导数及俯仰力矩误差较大. 因此认为基于中 网格, 即网格量 1100 万左右, 获得的气动数据是可 信的.

## 3.2 建模精度分析

为了度量不同目标参数 OK 模型的精度,本文 使用平均绝对误差 (mean absolute error, MAE) 和平 均相对误差 (mean relative error, MRE) 两种指标来 度量 11 组测试样本数据的预测误差,从而说明不同 目标参数的建模精度.

表 4 给出了 5 个主要的目标参数在不同攻角状态下的两种测试误差.可以看出,在所有攻角状态下, 升阻特性参数  $C_{\rm L}$ 和  $C_{\rm D}$ 以及焦点位置  $X_{\rm ac}$ 的建模精度较高, MRE 均在 0.45% 以内;而横航向静稳定导数  $C_{l\beta}$ 和  $C_{n\beta}$ 的建模精度相对稍低, MRE 在 0.75%~ 2.96%之间.虽然可以通过扩充训练样本来进一步提高  $C_{l\beta}$ 和  $C_{n\beta}$ 的建模精度,但考虑到本文主要关心 气动特性的变化规律,对其量值大小没有过高要求,

表 4 不同目标参数的测试集误差

Table 4	Test set errors for different target parameters

Output	a/(°)	MAE	MRE
	0	$9.2  imes 10^{-4}$	0.43%
$C_{ m L}$	5	$8.4  imes 10^{-4}$	0.19%
	10	$1.1  imes 10^{-3}$	0.16%
	0	$1.2  imes 10^{-4}$	0.24%
$C_{\rm D}$	5	$2.8  imes 10^{-4}$	0.27%
	10	$3.3  imes 10^{-4}$	0.17%
	0	$4.2\times10^{-4}$	0.98%
$C_{l\beta}$	5	$7.9\times10^{-4}$	1.80%
	10	$1.0  imes 10^{-3}$	1.63%
	0	$4.3\times10^{-4}$	0.75%
$C_{n\beta}$	5	$6.3  imes 10^{-4}$	1.05%
	10	$2.1  imes 10^{-3}$	2.96%
V	0	$5.2  imes 10^{-4}$	0.09%
A <sub>ac</sub>	5	$3.9  imes 10^{-4}$	0.06%

报

因此可以适当放宽对建模精度的要求,即认为当前 的建模精度足以支撑本文的分析.

# 4 亚声速气动特性

## 4.1 升阻特性分析

首先分析翼反角对 HCW 构型升阻特性的影响. 图 9(a) ~ 图 9(f) 分别给出了攻角  $\alpha = 0^{\circ}$ , 10<sup>°</sup> 时升力 系数  $C_{\rm L}$ 、阻力系数  $C_{\rm D}$  和升阻比 L/D 在整个设计空







间下的分布,其中横、纵坐标分别表示捕获翼和三 角翼的反角;等值线表示相对于基准构型计算结果 的变化率,且正值对应的等值线为实线,负值对应虚线. 从升力系数的分布来看,当α=0°时,如图9(a) 所示,一方面,升力系数随捕获翼下反角的增大而单 调减小,随上反角的增大而单调增大;另一方面,升 力系数随三角翼上反角的增大会单调减小,但随三 角翼下反角的增大却呈现出"先增后减"的趋势,即 三角翼存在临界下反角 $\theta_{bw}^*$ ,三角翼略微下反有利于 提高升力,但超过 $\theta_{bw}^*$ 后升力将不增反降.就该构型 而言,升力系数在设计空间内增量最大对应的翼反 角约为 $\theta_{hcw} = 20^\circ$ , $\theta_{bw} = -5^\circ$ ,增幅约为4%,而三角 翼上反且捕获翼下反将显著降低升力系数,最大降 低约16%.当攻角增大到 $\alpha = 10^\circ$ 时,如图9(b)所示, 升力系数的变化趋势与 $\alpha = 0^\circ$ 类似,但变化幅度会略 微提高,且三角翼临界下反角会显著提高,此时不同 捕获翼反角对应的 $\theta_{bw}^*$ 均在-25°左右.

对于阻力系数, 从图 9(c) 可以看出, 当 $\alpha$  = 0°时, 阻力系数主要对三角翼反角更敏感, 捕获翼反角变 化几乎不影响阻力; 在整个设计空间内阻力系数最 大仅变化了约 5%, 即此时翼反角对阻力系数的影响 较小. 然而, 当攻角增大到 $\alpha$  = 10°时, 如图 9(d) 所示, 翼反角对阻力系数的影响程度提高, 此时阻力系数 的变化趋势与升力系数类似, 同样存在一个较为固 定的三角翼临界下反角 $\theta_{\rm bw}^*$  = -25°.

根据升力系数和阻力系数,可以得到升阻比分 布,如图 9(e)和图 9(f)所示.当α=0°时,升阻比随捕 获翼下反角的增大而单调减小,随捕获翼上反角的 增大而单调增大;三角翼存在临界下反角θ<sub>bw</sub>,当三 角翼上反或下反角较大时,升阻比均会降低;在整个 设计空间,仅当捕获翼上反且三角翼下反角在θ<sub>bw</sub>附 近时,升阻比会增大,但最大增量仅在 3% 左右.整 体来看,α=0°时升阻比的变化规律与升力系数一 致,反映了小攻角时翼反角变化主要是通过影响升 力系数进而改变升阻比的.与升力系数和阻力系数 不同,随着攻角增大,翼反角对升阻比的影响反而会 减弱,升阻比最大变化率从α=0°时的 15%降低到 α=10°时的 7%左右.当α=10°时,在设计空间内尚 不存在明显的三角翼临界下反角,当捕获翼上反或 三角翼下反时,升阻比会略微增大.

#### 4.2 纵向静稳定性分析

为研究翼反角对 HCW 构型纵向静稳定性的影响,选用焦点位置 X<sub>ac</sub> 这一参数来度量纵向静稳定性的大小,当焦点后移时,即 X<sub>ac</sub> 值增大,说明纵向静稳定性增强;反之则说明纵向静稳定性减弱.

图 10(a) 和图 10(b) 分别给出了攻角 $\alpha = 0^{\circ}$ 和5°时设计空间内焦点位置 $X_{ac}$ 分布,可以看出,当 $\alpha = 0^{\circ}$ 时,焦点位置受三角翼反角的影响比捕获翼反角更

加显著,但总体影响有限;当捕获翼上反时,焦点后移,即纵向稳定性增强,反之则纵向稳定性减弱;当 三角翼上反时,焦点前移,即纵向稳定性减弱;当三 角翼下反时,焦点后移,但变化量很小,最大仅在 1%左右,即纵向稳定性受三角翼下反角的影响较 小.当攻角增大到5°时,焦点位置受捕获翼反角的影 响有所增强,但整体规律不变.



Fig. 10 Aerodynamic center position distribution in design space

#### 4.3 横航向静稳定性分析

飞行器横航向稳定性通常由 C<sub>l</sub>β, C<sub>n</sub>β, C<sub>n</sub>βDYN 和 LCDP 这 4 个参数进行评估<sup>[34]</sup>, 其中 C<sub>l</sub>β 和 C<sub>n</sub>β 分 别表示横向和航向的单通道静稳定性导数; C<sub>n</sub>βDYN 为偏航动态失稳参数, 表征飞行器无控状态下横航 向开环稳定特性, 其在 C<sub>n</sub>β 的基础上, 考虑了横向稳 定性对飞行器航向稳定性的耦合增益, 且该增益随 飞行器转动惯量之比 I<sub>z</sub>/I<sub>x</sub> 及飞行攻角的增加而增大; LCDP 为滚转操纵偏航失稳参数, 表征滚转操纵时 横航向闭环稳定特性, 该判据与控制策略密切相关<sup>[35]</sup>.

2022 年第 54 卷

考虑到 C<sub>n</sub>pDYN</sub> 计算时与质量特性密切相关,且该参数实质上仍然是静态稳定参数;而 LCDP 求解过程涉及许多操纵稳定性导数,计算较为复杂,因此通过 C<sub>l</sub> 和 C<sub>n</sub> 两参数评估翼反角对 HCW 构型亚声速条件下横航向静稳定性的影响.

值得说明的是,在图 2 所示的机体坐标系下, $C_{l\beta} < 0$ 表示横向静稳定, $C_{l\beta} > 0$ 表示横向静稳定, $C_{l\beta} > 0$ 表示横向静稳定性越强; $C_{n\beta} > 0$ 表示航向静稳定性越强; $C_{n\beta} > 0$ 表示航向静稳定, $C_{n\beta} < 0$ 表示航向静不稳定, $C_{n\beta}$ 值越大表示航向静稳定性越强.

图 11(a) 和图 11(b) 分别给出了攻角 $\alpha = 0^{\circ}$ , 10<sup>o</sup> 时  $C_{l\beta}$  分布, 为了方便比较, 图中红色数值表示基准 构型的计算结果. 可以看出, 当 $\alpha = 0^{\circ}$ 时,  $C_{l\beta}$  随捕获 翼或三角翼下反角的增大而增大; 另一方面,  $C_{l\beta}$  对 捕获翼上/下反角的敏感度基本相同, 而对三角翼的 下反角相比其上反角更加敏感. 对于大攻角 $\alpha = 10^{\circ}$ , 捕获翼反角对  $C_{l\beta}$  的影响较小, 此时  $C_{l\beta}$  对三角翼下 反角更加敏感; 随着三角翼上反角增大,  $C_{l\beta}$  开始会 逐渐减小, 但当 $\theta_{bw} > 30^{\circ}$ ,  $C_{l\beta}$  基本保持不变.





Fig. 11  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$  distribution in design space

整体来看,横向静稳定性受三角翼反角的影响 比捕获翼更大;无论捕获翼还是三角翼,下反均会使 飞行器横向静稳定性减弱,上反则使横向静稳定性 增强;在大攻角状态时,当三角翼上反角增大到一定 程度,横向静稳定性基本不再提升.

对于航向静稳定性, 从图 11(c) 可以看出, 在小 攻角α=0°时, 捕获翼下反则 C<sub>nβ</sub> 单调减小, 上反则 C<sub>nβ</sub> 单调增加; 三角翼下反时, C<sub>nβ</sub> 单调增加, 而上反 则 C<sub>nβ</sub> 呈现出先减后增的趋势; 在整个设计空间中, C<sub>nβ</sub> 最小值对应于捕获翼下反 20° 且三角翼上反10° 左右; 整体来看, 三角翼反角对 C<sub>nβ</sub> 的影响比捕获翼 更大. 进一步, 从图 11(d) 可以看出, 在大攻角α=10° 下, C<sub>nβ</sub> 随捕获翼上/下反的变化趋势和小攻角状态 一致, 但 C<sub>nβ</sub> 对捕获翼反角相比三角翼更加敏感; 三 角翼上反时, C<sub>nβ</sub> 单调增加, 而下反则 C<sub>nβ</sub> 呈现出先 略微减小后迅速增大的趋势, 即与小攻角下的变化 规律发生了明显变化.

由此可见,在亚声速飞行时,捕获翼下反会减弱

航向静稳定性,而上反则会增强,且捕获翼反角对航向静稳定性的这种影响规律在一定攻角范围内是一致.而对于三角翼,航向静稳定性随其反角的变化规 律对攻角相对更加敏感,小攻角时,三角翼上反角增 大,航向静稳定性将先减弱后增强,而下反则会明显 提高航向静稳定性,攻角较大时,三角翼上反却更容 易提高航向静稳定性,而随着下反角增大,航向静稳 定性则呈现出先略微减弱后迅速增强的趋势.

从翼反角对横航向稳定性的影响程度上看,在 小攻角α=0°状态时,捕获翼上/下反对横向稳定性 的影响比航向略大,而在大攻角α=10°状态时,捕获 翼上/下反对航向稳定性的影响更大;对于三角翼, 在两个攻角状态下,其上/下反对横向稳定性的影响 都更强.

#### 4.4 流场分析

为了进一步探寻翼反角对 HCW 构型亚声速气 动特性的影响机理,本节结合不同构型典型工况下 的流场结果,对前述相关现象进行说明.为了包含捕 获翼和三角翼上/下反两种情况,鉴于篇幅有限,本 节的流场分析主要针对无反的基准 (basic) 构型、上 反 (dihedral) 构型和下反 (anhedral) 构型展开,其中 上反构型两翼面均上反,对应翼反角 $\theta_{hcw} = 11^{\circ}$ ,  $\theta_{bw} = 24^{\circ}$ ;下反构型两翼面均下反,对应翼反角  $\theta_{hcw} = -11^{\circ}$ , $\theta_{bw} = -24^{\circ}$ .

图 12 给出了在α=0°, β=0°时不同构型机体 上、下表面的压强分布,可以看出,机体上表面的高 压区主要集中在机身前体以及尾部,低压区主要分 布在机身中部以及三角翼偏折段;机体下表面压强 从前缘到尾缘逐渐减小,但整体较高.不同构型间机 体上表面压强分布近似,下表面压强分布差异较大, 且主要体现在翼面偏折段的前缘附近,三角翼上反 使得下表面高压区范围减小;反之,下反使得高压区 范围增大.图13 给出了捕获翼上、下表面的压强分 布,可以看到捕获翼上表面整体压强更高,下表面压 强呈现中心底边缘高的分布.不同构型间捕获翼下 表面压强分布近似,上表面压强分布差异主要集中 在尾缘,且捕获翼上反使得上表面高压区范围减小; 反之,下反使得高压区范围增大.

考虑到升、阻力是由物面压强差和投影面积两 因素综合决定的,当三角翼下反时,两因素对升、阻 力的影响是相反的.具体来说,当三角翼下反角小幅 增加时,此时投影面积的改变很小,上、下表面压强



Fig. 12 Pressure distributions on the upper and lower surface of bodies  $(\alpha = 0^{\circ}, \beta = 0^{\circ})$ 

差对升、阻力起主导作用,升、阻力均会增加;而当 三角翼下反角超过某一临界值时,此时投影面积将 对升、阻特性起主导作用,如法向投影面积减小会 导致升力降低,轴向投影面积减小会导致阻力降低. 当三角翼上反时,物面压强差和投影面积的变化均 会导致升、阻力减小,因此升、阻力将在两者共同 作用下单调变化.另一方面,捕获翼上/下反时投影 面积的变化较小,因此其提供的升、阻力主要受压 强变化主导.综合以上分析,翼反角对升阻特性的影 响规律如 4.1 节所述.

在亚声速大攻角飞行时,该构型背风面旋涡会 对气动性能产生影响.图 14 给出了在α=10°,β=0° 时不同构型机体上表面的压强分布及不同切面的流 场涡量 ||ω||,可以看出,捕获翼上表面的旋涡尚未完 全发展起来,呈现出不规则的形状;而不同构型机体 背风面均具有明显的涡结构,旋涡沿三角翼前缘从 机体头部一直延伸到尾部,造成三角翼两侧出现大 范围的低压区.当三角翼上反时,旋涡强度下降,导 力





Fig. 13 Pressure distributions on the upper and lower surface of HCWs  $(\alpha = 0^{\circ}, \beta = 0^{\circ})$ 





致三角翼上表面低压区的范围减小;反之,三角翼下 反时,旋涡强度增加,甚至出现了较强的二次涡和翼 尖涡结构,导致低压区范围明显增大.

进一步,考虑侧滑角对流场的影响,图 15 给出 了在α=10°,β=5°时3种构型机体上、下表面的 压强分布及不同切面的流场涡量||ω||.可以看出,对 于上表面,不同构型间三角翼两侧涡结构一致,均由 头部沿三角翼前缘向尾部延伸,且旋涡强度的差异 决定了两侧低压区的形态.不同构型间上表面压强 分布差异主要体现在三角翼偏折段的低压区及尾部 翼根处的高压区.相对于基准构型,三角翼上反使得 上表面偏折段低压区明显减弱,尾部翼根高压区范 围减小,两侧压强差异减小,综合导致滚转恢复力矩 增大,横向稳定性提高;三角翼下反使得上表面偏折 段低压区明显增强,尾部翼根高压区范围增大,两侧 压强差异增大,综合导致横向稳定性降低.从图 15下表面压强分布也可以看出,不同构型间下表面 左侧高压区分布较为一致,差异主要体现在右侧翼 面偏折处附近,三角翼上反使得右侧偏折处压强明 显降低,恢复滚转力矩增大,横向稳定性提高.





下面考察侧滑角对捕获翼表面压强的影响.图16 给出了在 $\alpha = 10^\circ$ ,  $\beta = 5^\circ$  时 3 种构型捕获翼上、下 表面的压强分布.可以看出,不同构型间上表面右侧 压强分布变化较小,差异主要体现在左侧翼面尾缘 附近的高压区;对于不同构型间下表面压强分布的 差异,一方面体现在左侧翼面尾缘附近高压区,另一 方面体现在右侧翼尖附近的高压区,相对基准构型, 捕获翼上反导致上表面左侧压强降低,下表面左侧 压强降低且右侧压强升高,虽然上、下表面贡献的 滚转力矩是相反的,但由于上表面压强变化更显著 一点,因此综合导致恢复滚转力矩小幅增加,即横向 稳定性稍微提高.此外,由于捕获翼左侧偏折段上、 下表面的压差比右侧大,因此偏航力矩主要受左侧 影响,当捕获翼上反时,综合导致左侧贡献的恢复偏 航力矩增加,航向稳定性提高.同理,捕获翼下反时 将导致横向、航向稳定性都降低,此处不再赘述,





# 5 结论

本文基于高压捕获翼新型气动布局的基本原 理,设计了一种机身-三角翼组合、单立板支撑布局 的高压捕获翼概念构型.以捕获翼和三角翼的上/下 反角为设计变量并构建参数化几何模型,结合均匀 试验设计方法、CFD 数值模拟方法和 Kriging 代理 模型方法,研究了 0°~10°攻角状态下翼反角对高压 捕获翼构型亚声速气动特性的影响,主要结论如下.

(1) 升阻特性方面,小攻角状态下翼反角对升阻 比的影响比大攻角更加显著;捕获翼上反时,升阻比 略微增加,下反升阻比则减小;三角翼上反时,升阻 比减小,下反时升阻比先略微增大,直到超过某临界 下反角后,将不增反降;整体来看,升阻比的改变主 要受升力主导.

(2) 三角翼上反对该构型静稳定性的综合增益 相比下反更显著. 一方面, 三角翼上反时, 纵向稳定 性略微减弱, 但横向和航向稳定性均会增强, 但在较 大攻角时, 上反角过大可能对横向稳定性的提升有 限; 另一方面, 三角翼下反时, 纵向稳定性基本不变, 航向稳定性会增强 (尤其在小攻角状态下效果更强), 但横向稳定性会明显减弱.

(3) 捕获翼上反对增强该构型静稳定性的综合 效果相比下反更好. 从变化规律上看, 捕获翼上反时, 纵向、横向和航向稳定性均会有所增强, 下反则纵 向、横向和航向稳定性均减弱.

(4) 从提高该构型亚声速状态下三通道稳定性的角度来看, 捕获翼和三角翼同时上反这种组合相 对较优, 当然, 上反角度还需要根据具体的外形进行 详细设计.

#### 参考文献

- Steelant J. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT project//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, 2008
- 2 Steelant J, Varvill R, Walton C, et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project//20th AI-AA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. July Glasgow, Scotland, 2015: 3677
- 3 Langener T, Erb S, Steelant J, et al. Trajectory simulation and optimization of the LAPCAT MR2 hypersonic cruiser concept//ICAS 2014 Proceedings, 2014: 428
- 4 Pezzella G, Marini M, Reimann B, et al. Aerodynamic design analysis of the HEXAFLY-INT hypersonic glider//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, July Glasgow, Scotland, 2015
- 5 Steelant J, Villace V, Marini M, et al. Numerical and experimental

报

力

research on aerodynamics of a high-speed passenger vehicle within the HEXAFLY-INT project//ICAS 2016 Proceedings, 2016

- 6 Lobbia M, Suzuki K. Numerical investigation of waverider-derived hypersonic transport configuration//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003: 3804
- 7 Lobbia M, Suzuki K. Multidisciplinary design optimization of hypersonic transport configurations using waveriders//19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2014: 2359
- 8 Lobbia M. Multidisciplinary design optimization of waverider-derived crew reentry vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(1): 233-245
- 9 Viviani A, Aprovitola A, Iuspa L, et al. Aeroshape design of reusable re-entry vehicles by multidisciplinary optimization and computational fluid dynamics. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106029
- 10 Aprovitola A, Iuspa L, Pezzella G, et al. Phase-A design of a reusable re-entry vehicle. *Acta Astronautica*, 2021, 187: 141-155
- 11 Zha GC, Im H, Espinal D. Toward zero sonic-boom and high efficiency supersonic flight, part I: a novel concept of supersonic bi-directional flying wing//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010: 1013
- 12 Espinal D, Lee B, Sposato H, et al. Supersonic bi-directional flying wing, Part II: Conceptual design of a high speed civil transport//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010: 1393
- 13 Nieto A, Perez K, Rojas M, et al. Towards high efficiency hypersonic flight-hypersonic bi-directional flying wing//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012: 398
- 14 刘晓斌, 徐柯哲, 朱国祥. 双向飞翼空天飞行器概念外形研究. 空 气动力学学报, 2017, 35(3): 415-420, 443 (Liu Xiaobin, Xu Kezhe, Zhu Guoxiang. Research on bi-directional flying wing space shuttle configuration. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 415-420, 443 (in Chinese))
- 15 Zhao ZT, Huang W, Yan L, et al. An overview of research on widespeed range waverider configuration. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 113: 100606
- 16 崔凯,李广利,肖尧等. 高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43(5): 652-661 (Cui Kai, Li Guangli, Xiao Yao, et al. Conceptual studies of the high pressure zone capture wing configuration for high speed air vehicles. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica*), 2013, 43(5): 652-661 (in Chinese))
- 17 Cui K, Li GL, Xiao Y, et al. High-pressure capturing wing configurations. *AIAA Journal*, 2017, 55(6): 1909-1919
- 18 李广利, 崔凯, 肖尧等. 高压捕获翼位置设计方法研究. 力学学报, 2016, 48(3): 576-584 (Li Guangli, Cui Kai, Xiao Yao, et al. The design method research for the position of high pressure capturing wing. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(3): 576-584 (in Chinese))
- 19 李广利, 崔凯, 肖尧等. 高压捕获翼前缘型线优化和分析. 力学学 报, 2016, 48(4): 877-885 (Li Guangli, Cui Kai, Xiao Yao, et al. Leading edge optimization and parameter analysis of high pressure capturing wings. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(4): 877-885 (in Chinese))
- 20 Cui K, Xiao Y, Xu YZ, et al. Hypersonic I-shaped aerodynamic configurations. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2018, 61(2): 024722
- 21 Li GL, Cui K, Xu YZ, et al. Experimental investigation of a hypersonic I-shaped configuration with a waverider compression surface.

Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2020, 63(5): 254721

- 22 焦子涵, 付秋军, 邓帆等. 全速域可变形飞行器气动布局设计及试验研究. 固体火箭技术, 2017, 40(5): 653-659 (Jiao Zihan, Fu Qiujun, Deng Fan, et al. Aerodynamic configuration design and experimental study of all-speed morphing aircraft. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2017, 40(5): 653-659 (in Chinese))
- 23 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))
- 24 孙祥程, 韩忠华, 柳斐等. 高超声速飞行器宽速域翼型/机翼设计与分析. 航空学报, 2018, 39(6): 31-42 (Sun Xiangcheng, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Design and analysis of hypersonic vehicel airfoil/wing at wide-range Mach number. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(6): 31-42 (in Chinese))
- 25 张阳,韩忠华,柳斐等. 高超声速飞行器宽速域翼型多目标优化设 计研究. 气体物理, 2019, 4(4): 26-40 (Zhang Yang, Han Zhonghua, Liu Fei, et al. Multi-objective aerodynamic shape optimization of wide-Mach-number-range airfoil. *Physics of Gases*, 2019, 4(4): 26-40 (in Chinese))
- 26 Zhao ZT, Huang W, Yan L, et al. Low speed aerodynamic performance analysis of vortex lift waveriders with a wide-speed range. *Acta Astronautica*, 2019, 161: 209-221
- 27 王浩祥, 李广利, 徐应洲等. 高压捕获翼构型跨声速流动特性初步 研究. 空气动力学学报, 2020, 38(3): 441-447 (Wang Haoxiang, Li Guangli, Xu Yingzhou, et al. Preliminary study on transonic flow characteristics of a high-pressure capturing wing configuration. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(3): 441-447 (in Chinese))
- 28 王浩祥,李广利,杨靖等. 高压捕获翼构型亚跨超流动特性数值研究. 力学学报, 2021, 53(11): 3056-3070 (Wang Haoxiang, Li Guangli, Yang Jing, et al. Numerical study on flow characteristics of high-pressure capturing wing configuration at subsonic, transonic and supersonic regime. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(11): 3056-3070 (in Chinese))
- 29 王浩祥, 肖尧, 张凯凯等. 机体尾缘形状对高压捕获翼构型亚声速 特性影响. 航空学报, 2023, 44(2): 127215 (Wang Haoxiang, Xiao Yao, Zhang Kaikai, et al. Effect of body trailing edge shape on subsonic flow characteristics of high-pressure capturing wing configuration. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(2): 127215 (in Chinese))
- 30 Song L, Yang H, Zhang Y, et al. Dihedral influence on lateral-directional dynamic stability on large aspect ratio tailless flying wing aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(5): 1149-1155
- 31 Mills J, Ajaj R. Flight dynamics and control using folding wingtips: an experimental study. *Aerospace*, 2017, 4(2): 19
- 32 孟旭飞, 白鹏, 刘传振等. 上下反翼对双后掠乘波体低速特性的影响. 力学学报, 2021, 53(12): 3310-3320 (Meng Xufei, Bai Peng, Liu Chuanzhen, et al. Effect of dihedral wing on low speed performance of double swept waverider. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(12): 3310-3320 (in Chinese))
- 33 Fang KT, Lin DKJ, Winker P, et al. Uniform design: theory and application. *Technometrics*, 2000, 42(3): 237-248
- 34 Thompson RA. Review of X-33 hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic development. NASA Langley Research Center, 2000
- 35 祝立国, 赵俊波, 叶友达. 高速飞行器耦合失稳分析及应用. 北京: 国防工业出版社, 2015 (Zhu Liguo, Zhao Junbo, Ye Youda. Coupling Daparture Analysis and Applications of High Speed Aircrafts. Beijing: National Defense Industry Press, 2015 (in Chinese))

2772