

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.01.015

宽升阻比高速滑翔变体飞行器高效建模方法

孙佳鑫¹, 靳梓康², 崔景芝³, 闫文辉¹, 俞宗汉¹

(1. 北方工业大学机械与材料工程学院, 北京 100144; 2. 贵州大学机械工程学院, 贵阳 550025;
3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要:为实现高速变体飞行器的宽升阻比飞行性能,提出并发展了一种宽升阻比高速滑翔变体飞行器新型气动布局及其高效建模方法。该方法基于UG二次开发平台,采用二维B样条构建了高速滑翔变体飞行器的参数化体系,仅需27个参数完成整机气动构型设计。针对宽速域($Ma=2.5\sim 8.5$)、宽空域($H=6\sim 25$ km)、宽飞行迎角范围($AOA=0\sim 10^\circ$)进行数值模拟。结果显示:新型变体飞行器能兼顾高速巡航(翼展开状态 $Ma=4.0\sim 8.5$ 升阻比均高于4.7)、低阻滑翔(翼收起状态 5° 迎角内阻力系数低于0.02,相比翼展开时降低20%~30%)及升阻比大幅调节的机动能力(升阻比能在0.3~4.7大幅变动),其性能可调节裕度大;乘波效应随机体上下表面间的溢流程度对应变化,即溢流越高、乘波效应越弱。因此,可通过调节变后掠翼开度来调整乘波效应在机体流向的强弱,从而达到适应各类飞行任务需求的目的。

关键词:变体飞行器;气动布局;类乘波体;参数化建模;乘波效应

中图分类号:V221 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2025)01-0147-13

Efficient Modeling Method for High-Speed Gliding Variant Aircraft with Wide Lift-to-Drag Ratio

SUN Jiaxin¹, JIN Zikang², CUI Jingzhi³, YAN Wenhui¹, YU Zonghan¹

(1. College of Machinery and Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China;
2. School of Mechanical Engineering, Guizhou University, Guiyang 550025, China;
3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to achieve the flight performance of high-speed variant vehicles with wide lift-to-drag ratio, a new aerodynamic layout of high-speed gliding variant aircraft with wide lift-to-drag ratio is proposed and its efficient modeling method is developed. The method is based on the UG secondary development platform and adopts two-dimensional B-splines to construct the parametric system of the high-speed glider-variant aircraft, and only 27 parameters are needed to complete the aerodynamic configuration design of the whole aircraft. Numerical simulations are carried out under conditions of a wide speed range ($Ma=2.5\sim 8.5$), a wide airspace ($H=6\sim 25$ km), and a wide flight angle of attack ($AOA=0\sim 10^\circ$). The results show that the new variant vehicle can exhibit good performances in multi-situations, including the high-speed cruising with the lift-to-drag ratios higher than 4.7 when the wings are spread and $Ma=4.0\sim 8.5$, the low-drag gliding with the drag coefficients lower than 0.02 when the wings are retracted and the angle of attack is within 5° (reduced by 20%—30% from those with spread wings), and different swept-back wing openings with a large adjustable range of lift-to-drag ratio from 0.3—4.7. The results also indicate that the wave-riding effect varies

基金项目:国家自然科学基金(12002162);北方工业大学毓秀创新项目(2024NCUTYXCX106)。

收稿日期:2024-11-05;**修订日期:**2025-01-08

通信作者:俞宗汉,男,副教授,博士生导师,E-mail:yzh@ncut.edu.cn。

引用格式:孙佳鑫,靳梓康,崔景芝,等.宽升阻比高速滑翔变体飞行器高效建模方法[J].南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(1):147-159. SUN Jiaxin, JIN Zikang, CUI Jingzhi, et al. Efficient modeling method for high-speed gliding variant aircraft with wide lift-to-drag ratio[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(1): 147-159.

depending on the degree of the spillage between the upper and the lower surfaces of the fuselage, i. e., the higher the spillage, the weaker the wave-riding effect. Thus, the strength of the wave-riding effect in the airframe flow direction can be decided by adjusting the opening of the swept-back wing, and the variant vehicle can fulfill various flight missions.

Key words: variable aircraft; aerodynamic layout; wave-like body; parametric modeling; wave-riding effect

高超声速飞行器的总体设计是一个涉及多个学科的复杂系统工程,涵盖气动力学、气动热、飞行动力学、推进系统、控制、结构设计及优化等多个领域。在此过程中,气动布局作为设计的关键环节,起到了牵引性作用,对飞行器的飞行性能产生直接且深远的影响。特别是在高超声速飞行器设计中,气动布局不仅关乎飞行器的稳定性与效率,还直接影响到其高温环境下的气动热管理和飞行控制策略,因此是设计过程中的核心问题^[1]。

当前,在高超声速研究领域,相较于传统的旋成体与升力体构型,乘波体与类乘波体构型因其优越的升阻比性能,目前在高超声速研究领域逐渐崭露头角^[2],成为各国研究的主流趋势^[3]。而变体飞行器作为一种创新的解决方案,通过局部或整体地改变飞行器的外形形状,实现了对飞行环境和任务需求的实时适应,展现出多方面的明显优势^[4]。

在高速变体飞行器研究中,变后掠翼设计已被广泛采用。哈尔滨工业大学张建^[5]结合柔性蒙皮和连杆网格机构,开发了一种能够同时调节翼面积和后掠角的变后掠翼,并对其变形机构和气动特性进行了分析。南京航空航天大学姚军锴^[6]提出了一种变后掠的气动布局,并研究了刚性旋转式与柔性旋转式平行四边形变形机构之间的气动性能差异。北京理工大学王贤勇等^[7]进一步对这两种变形结构进行了对比,同时探讨了变展长对飞行器定常与非定常流动特性的影响。西北工业大学王臻等^[8]和中国航空气动力技术研究院陈钱等^[9]则分别研究了变后掠与变展长的结合应用,前者聚焦于机械结构的优化,后者则对控制及定常/非定常流动等特性进行了多维度的测试与分析。南京航空航天大学张欣等^[10]通过特定设计工况下的分析,延伸翼能够显著改善高速飞行器的气动性能。河北工业大学冯文正等^[11]则通过调整飞行器后掠角与翼型厚度,探讨了组合变形对机翼气动特性的影响。中北大学王振兴^[12]基于轴对称机体设计,将机翼嵌入机身内部,有效降低了气动阻力,同时通过在飞行过程中机翼旋转 90° 展开,实现了气动性能的优化。国防科技大学吴世超^[13]则采用乘波体构型,通过刚性旋转调整机翼后掠角以适应激波效应,在飞行速度增大时有效减少波阻并提升气动

效率。国防科技大学彭悟宇^[14]以翼身融合型为参考,比较了伸展式变展长、旋转式变后掠与折叠式变后掠3种设计对气动性能的影响。

然而,尽管目前变体飞行器研究在全局变形策略、变形机理、结构形变以及气动优化等方面取得了一定的进展,但仍偏重于低速至超声速区间,对于高超声速领域的相关探索尚显不足。为了解决这一问题,本文借助乘波效应进一步提升飞行器的性能,基于UG二次开发平台,结合变体飞行器的灵活性和高超声速飞行器的性能优势^[15]提出了一种类乘波构型与变后掠翼的新型气动布局。采用了等厚度的旋转式变后掠翼,该设计在结构承受力和稳定性方面具有明显优势。之后采用数值模拟对该方案在宽速域/宽空域的多种来流条件下的气动特性进行了计算分析。这一设计的实现,不仅为高超声速飞行器的进一步研究提供了有力的技术支持,也为未来高超声速飞行器的性能提升奠定了坚实的基础。

1 高超声速飞行器气动布局设计、验证与性能对比

1.1 气动布局设计

借鉴国内外多个飞行项目和相关研究成果,结合等厚度旋转式变后掠翼、钝化前缘和空气舵等设计要素,开展飞行器的初步设计,共设计了4种构型(见图1)。为确保对比结果的科学性和严谨性,设计前需固定若干重要参数,以突出气动布局的性能表现。初步设定飞行器机身长度为5 m,宽度为1.4 m,高度为0.6 m;机翼厚度为0.05 m,展开角度不超过 20° 。4种构型选取依据如下:

(1) 构型1的设计灵感来源于美国雷神公司和诺斯罗普·格鲁曼公司联合开发的高超声速攻击巡航导弹,采用典型的升力体布局;其外形特点包括“鹰嘴”式头部设计,这种设计能够有效增加机体前中部下表面的升力,同时后方较长的平直段布局提供了较大的内部容积,设计结果如图1(a)所示。机翼设计以较小的翼展开面积为主要特点,单侧翼面积为 0.619 m^2 ,翼展开角为 15° 。折叠部分面积较小,结构简单,动态收放过程便捷性较高,适合需要快速完成折叠或展开的飞行任务(红色虚线用于

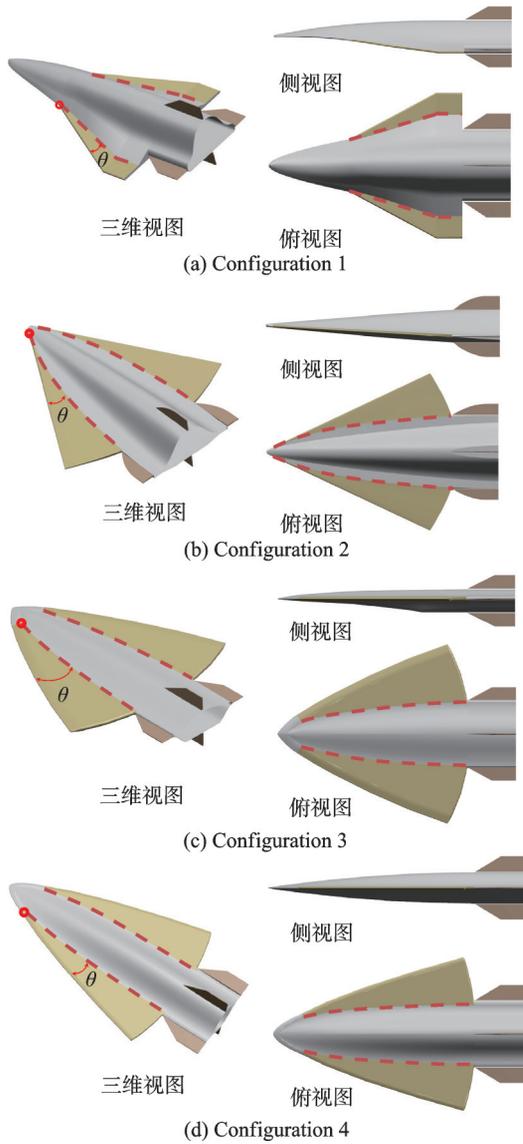


图 1 4 种飞行器构型

Fig.1 Four aircraft configurations

标识机翼的展开与折叠区域界限)。较小的翼面积虽然限制了升力性能,但大幅降低了复杂度,是追求低阻力和简化结构任务的合理选择。

(2) 构型 2 的设计融合了美国军方的 X-37B 无人航天飞行器和国内学者邓经枢^[16]的翼身融合设计,如图 1(b)所示,其布局展现出更高的空气动力学性能。采用机翼与机体下表面的几何融合布局,使机翼与机身的过渡更加平滑,提升了气动效率和结构完整性;其翼展开角为 18° ,单侧翼面积为 1.312 m^2 ,内部容积为 1.606 m^3 。较大的翼面积在提高升力性能的同时增加了收放机构的复杂性,动态折叠便捷性有所下降,但仍在合理范围内。该设计适合需要较高升力但对便捷性要求相对较低的任务,兼具良好的升力性能与稳定性。

(3) 构型 3 的设计借鉴吕侦军等^[17]基于吻切锥理论提出的多级压缩锥导乘波体设计方法,结合

乘波式前缘与三级斜楔的设计理念,优化了下表面设计,使整体结构呈现出类乘波体特征。展现了强大的空气动力学特性,其核心特点在于机翼前缘与机身保持一致,未展开时与机体高度契合,能够显著减少阻力,提升高马赫数飞行中的气动效率,设计结果如图 1(c)所示。该构型的翼展开角为 18° ,单侧翼面积为 1.911 m^2 ,内部容积为 1.727 m^3 。较大的翼面积在提供高升力性能的同时,对动态收放机构的设计提出了更高的要求,便捷性较构型 1 和构型 2 有所降低。然而,其在布局 and 性能上的平衡使其非常适合需要高升力支持的长距离巡航任务。

(4) 构型 4 的设计在构型 3 的基础上进行了进一步优化,如图 1(d)所示。主要针对下表面设计,将原有的三级斜楔结构取消,改为与上表面一致的光滑曲面。其次,对钝化前缘进行了改进,由传统的圆弧形钝化调整为如图 2 所示的“一段圆弧+两段过渡曲线”形式。这种设计可在不受翼厚限制的情况下灵活调整钝化半径,该构型的钝化半径设定为 10 mm 。翼展开角为 15° ,单侧翼面积为 1.525 m^2 ,内部容积为 1.523 m^3 。虽然其内部容积相对较小,但较小的翼展开角和翼面积有效减少了翼所受的力,有利于简化变形机构的设计,动态收放便捷性显著提升。

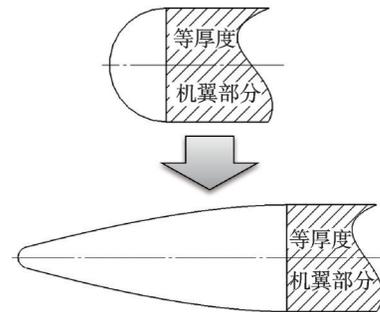


图 2 飞行器钝化前缘截面示意图

Fig.2 Schematic of cross-section of the blunt leading edge of aircraft

1.2 湍流模型与网格无关验证

为了确保数值模拟的准确性,湍流模型的验证使用 NASA Ames 研究中心的 Ames 全身模型^[18]。该模型经过全面的风洞测试,现已成为大多数高超声速飞行器 CFD 研究中验证湍流模型的标准。

如图 3 所示,Ames all body 模型的三角翼前缘后掠角为 75° ,总长度为 0.9144 m 。该模型的特点是在不同轴向位置上呈现椭圆截面。模型主要分为前体和后体,两者之间的分界线位于模型轴向长度的 $2/3$ 处。前体椭圆截面的长短轴比为 4。后机身的短轴高度从分界线到尾缘逐渐降低,最终在尾缘处达到零高度。Ames 全体吹气试验条件为来

流马赫数 $Ma_\infty=7.4$; 雷诺数: $Re_{\infty,L}=15 \times 10^6$ ($L=0.9144$ m); 迎角 $AOA=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$; 进水温度 $T_\infty=62$ K; 壁温 $T_w=300$ K。

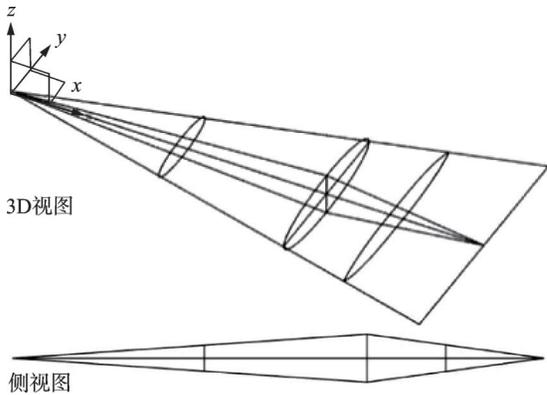


图3 Ames all body 模型
Fig.3 Ames all body model

图4所示给出了基于 $k-\epsilon$ 湍流模型的数值模拟、Ames 中心开发的 UPS 代码计算和 Ames 中心提供的风洞数据的迎风/背风中心线静压分布对比图。散点代表试验结果, 曲线则表示数值模拟结果。结果表明: (1) 数值模拟准确预测了翼型变化平稳区域的静压, 但在翼型过渡区域 ($x=0.6 \sim 0.7$ m), 数值模拟的结果略低于试验数据, 相对误差控制在 $0.4\% \sim 4\%$ 。(2) 在小迎角 ($<10^\circ$) 情况下, 数值模拟与风洞试验数据较为吻合, 三者间的平均相对误差为 0.7% ; 而在较大迎角 ($>10^\circ$) 时, 标准 $k-\epsilon$ 湍流模型数值模拟结果略低于吹风试验和 UPS 代码计算结果, 平均相对误差为 5.3% , 差异在可接受范围内。这些结果验证了基于 $k-\epsilon$ 湍流模型的数值模拟方法在高超声速飞行器气动特性评估中的有效性。

针对上述建立的 4 种构型进行网格无关性验证, 为确保计算结果的准确性, 4 种构型的网格设

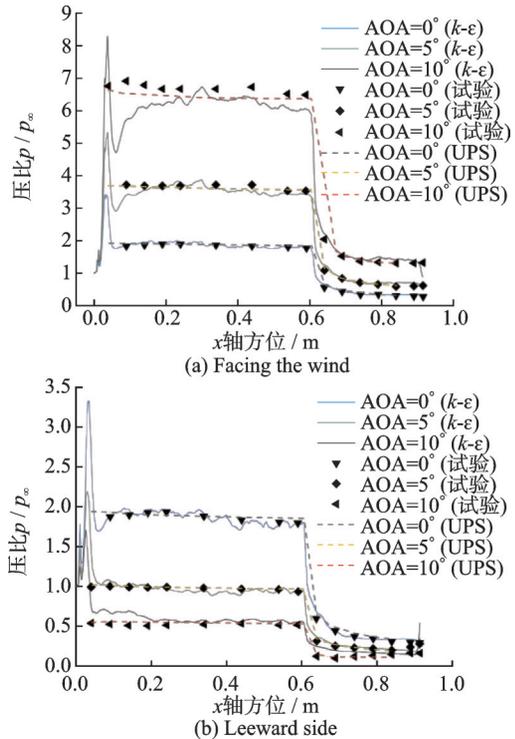


图4 Ames 模型在中心线上的静压分布
Fig.4 Static pressure distribution of the Ames model on the centreline

置必须保持一致。以构型 4 完全展开的机翼模型为基准, 使用 ANSYS-ICEM 软件对计算域进行了非结构化网格划分, 计算域为底面半径 30 m、高 10 m 的圆柱体区域。如图 5 所示, 飞行器机体、舵面以及机翼表面附近采用了网格加密处理, 其中机翼表面采用细密三角网格划分, 保证了在关键区域的网格质量和分布的均匀性。网格第一层高度设置为 0.4 mm, 增长率为 1.3 , 层数设置为 4 , 并采用网格加密倍数为 2.5 , 以确保对气动力表面边界层的精确捕捉。

来流条件设定为 $Ma=7.0$ 、 $H=20$ km 和 $AOA=5^\circ$, 保持附面层网格厚度不变。计算结果

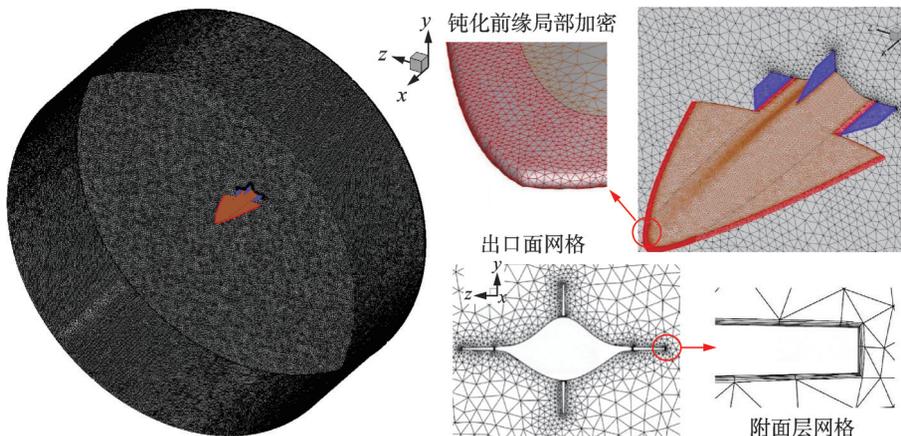


图5 飞行器网格加密图
Fig.5 Aircraft grid encryption map

如表 1 所示, F_x 和 F_y 分别表示作用在机体 x 和 y 方向的力, N_z 为俯仰力矩。所有力均在固体坐标系中进行确定, L/D 代表升阻比。从表 1 可看出, 疏网格的结果与中、密网格相比差异显著, 且一致性较低, 而中、密网格的结果较为相似。因此, 后续模拟将采用中密度网格(751 万个单元)。在翼收起模型中, 同样参数用于网格划分, 最终获得 614 万个单元网格。后续工作中, 将采用相同的参数设置对另外 3 个构型进行划分与设计。

表 1 网格无关性验证

Table 1 Grid-independent verification

网格密度	网格数目	F_x/kN	F_y/kN	$N_z/(\text{kN}\cdot\text{m})$	L/D
疏网格	5.3×10^6	-11.82	101.1	-280.4	4.842
中网格	7.5×10^6	-11.51	99.7	-279.4	4.878
密网格	9.6×10^6	-11.42	98.6	-278.9	4.869

1.3 气动布局性能对比

在 ANSYS CFX 中, 以来流条件为 $Ma=7.0$, $H=20 \text{ km}$, 对 4 种构型在迎角 $AOA=0\sim 10^\circ$ 范围内进行数值计算。升阻比的计算结果如图 6 所示, 不同构型主要参数与性能对比如表 2 所示。

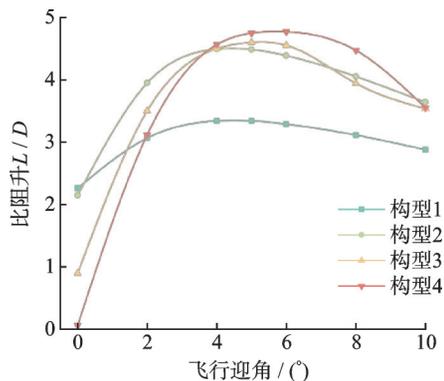


图 6 各构型升阻比随迎角变化

Fig.6 Plot of variation of lift-resistance ratio with angle of attack for each configuration

表 2 不同构型主要参数与性能对比

Table 2 Comparison of main parameters and performance of different configurations

构型	单侧翼面积/ m^2	翼展开角/ $^\circ$	内部容积/ m^3	最大升阻比
1	0.619	15	2.157	3.353
2	1.312	20	1.606	4.520
3	1.911	18	1.727	4.616
4	1.525	15	1.523	4.774

由表 2 可看出, 构型 1 具有最大的内部容积, 但其升阻比性能相对较弱。构型 2 由于机翼设置了预安装角, 从图 6 可观察到, 在约 4° 迎角时达到最大升阻比, 相较其他构型, 达到最佳升阻比的迎角更早。构型 3 借助较大的翼面积, 在容积和最大升阻比方面均优于构型 2。构型 4 虽然内部容积相

对较小, 但其最大升阻比也较高。

综合对比 4 种构型, 构型 3 和构型 4 的整体性能表现最佳。然而, 构型 4 的翼展开角和翼面积较小, 考虑实际应用时, 其机翼所受的力也相对较小, 因而其变形机构相较于构型 3 更易实现。

因此, 构型 4 被选为最优基准构型。其中, 机身部分(灰色结构)采用乘波式前缘设计, 结合与上表面相同的光滑曲面进行下表面设计, 属于类乘波式构型; 空气舵部分(棕色结构)采用十字布局形式, 4 个舵面采用相同的外形结构; 可变形机翼部分(黄色结构)可在 0° (收起)~ 15° (展开)之间做旋转运动。图 7 展示了可变形机翼完全收起和完全展开两种状态下飞行器气动造型。

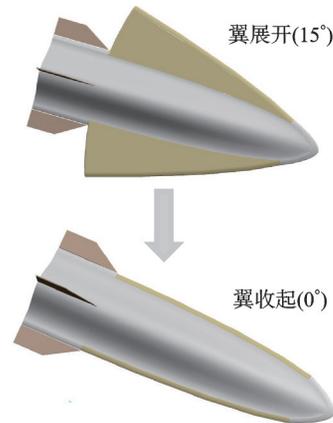


图 7 飞行器翼变形示意图

Fig.7 Schematic diagram of aircraft wing deformation

2 高超声速飞行器参数化建模与设计方法

2.1 飞行器整机模型参数化

本文采用当前参数化建模中常用的二维 B 样条法^[19]对构型 4 进行参数化设计。与其他参数化方法相比, 该方法在局部可修改性和灵活控制特性方面具有显著优势, 这为后续的优化工作奠定了良好基础^[20-22]。 n 阶贝塞尔曲线的一般参数方程为

$$B(t) = \sum_{i=0}^n P_i \binom{n}{i} (1-t)^{n-i} t^i \quad (1)$$

式中: $B(t)$ 为贝塞尔曲线在参数 t 处的点; n 为贝塞尔曲线的阶数; P_i 为曲线的控制点; $\binom{n}{i}$ 为二项式系数, $(1-t)^{n-i}$ 和 t^i 为参数 t 的权重因子; t 为参数, 取值范围为 $[0, 1]$ 。

如图 8 所示, 采用二阶和三阶双夹持边界的 B 样条结合圆弧和直线来表达截面线。其中, 侧视图用于描绘机体的上下部分, 其截面线形式包括钝前

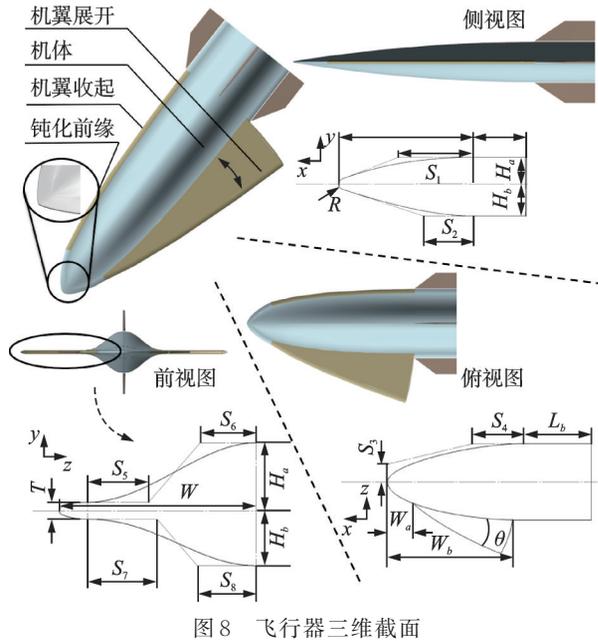


图8 飞行器三维截面

Fig.8 Three-dimensional cross section of aircraft

缘(圆弧)、上下表面(二阶双夹持边界B样条)以及后部的平直段(直线),大写变量的含义如表3所示。

以上述表面对称面型线为例,圆弧和直线的方程显而易见,而二阶双夹持边界的B样条由3个极点完全约束。在确定其参数方程之前,需先计算与圆弧的切点,记作\$(x_0, y_0)\$,则

$$x_0 = \frac{R[H_a^2 + (S_1 - L_a)^2 - R(S_1 - L_a)] + RH_a\sqrt{H_a^2 + (S_1 - L_a)^2 - 2R(S_1 - L_a)}}{R^2 + (S_1 - L_a)^2 + H_a^2 - 2R(S_1 - L_a)} \quad (2)$$

$$y_0 = \sqrt{-2Rx_0 - x_0^2} \quad (3)$$

式中:\$R\$为钝化前缘半径,\$H_a\$为上表面高度,\$S_1\$为B样条曲线极点1,\$L_a\$为扩张段长度。

其他两个控制点的坐标如下:\$(S_1 - L_a, H_a)\$、\$(-L_a, H_a)\$,代入式(1),得曲线参数方程为

$$\begin{cases} x(t) = (1-t)^2x_0 + 2t(1-t)(S_1 - L_a)t^2 - L_1 \\ y(t) = (1-t)^2y_0 + 2t(1-t)H_a + t^2H_a \end{cases} \quad t \in [0, 1] \quad (4)$$

由式(4)可知,上表面的对称面型线由参数\$R, L_a, H_a, S_1\$完全约束,由于前3个参数通常在设计初期就已确定,因此选取\$S_1\$作为上表面型线的控制参数。俯视图和前视图主要由三阶双夹持边界的B样条曲线构成,生成过程与前述方法相似,此处不再详细说明。如图9所示,钝化前缘部分,机翼与机身共用该钝化前缘,前端的圆弧通过两条过渡曲线与机体连接,这些过渡曲线为二阶双夹持边界的B样条曲线。其中\$A, B\$取值如式(5)所示。空气舵则采用“十字”形态布局,其单舵模型如图10所示。

$$\begin{cases} A = 2.5T - 4R \\ B = 1.25T - 2.5R \end{cases} \quad (5)$$

式中:\$A\$为钝化前缘长度,\$B\$为过渡曲线控制点,\$T\$为机翼厚度,\$R\$为钝化前缘半径。

表3 飞行器关键几何参数

Table 3 Key geometric parameters of aircraft

参数序号	部位	参数名称/符号	初始参数值
1		B样条曲线极点1/\$S_1\$	2.000 m
2		B样条曲线极点2/\$S_2\$	2.000 m
3		B样条曲线极点3/\$S_3\$	0.500 m
4		B样条曲线极点4/\$S_4\$	3.000 m
5		B样条曲线极点5/\$S_5\$	0.200 m
6	机体	B样条曲线极点6/\$S_6\$	0.140 m
7	(1~	B样条曲线极点7/\$S_7\$	0.160 m
8	10号)	B样条曲线极点8/\$S_8\$	0.200 m
9		上表面高度/\$H_a\$	0.300 m
10		下表面高度/\$H_b\$	0.300 m
11		扩张段长度/\$L_a\$	4.000 m
12		平直段长度/\$L_b\$	1.000 m
13		机体半宽/\$W\$	0.700 m
14	机翼	机翼起始位置/\$W_a\$	0.600 m
15	(14~	机翼结束位置/\$W_b\$	3.980 m
16	17号)	机翼最大转角/\$\theta\$	15°
17		机翼厚度/\$T\$	0.050 m
18		上舵宽/\$T_{na}\$	0.018 m
19		下舵宽/\$T_{nb}\$	0.030 m
20	空气舵	舵长/\$L_r\$	1.000 m
21	(18~	舵高/\$H_r\$	0.300 m
22	24号)	水平对舵至机身间距/\$D_a\$	0.010 m
23		垂直对舵至机身间距/\$D_b\$	0.010 m
24		舵前缘半径/\$R_r\$	0.006 m
25	钝化前缘	钝化前缘半径/\$R\$	0.010 m
26	(25~	钝化前缘长度/\$A\$	0.085 m
27	27号)	过渡曲线控制点/\$B\$	0.037 m

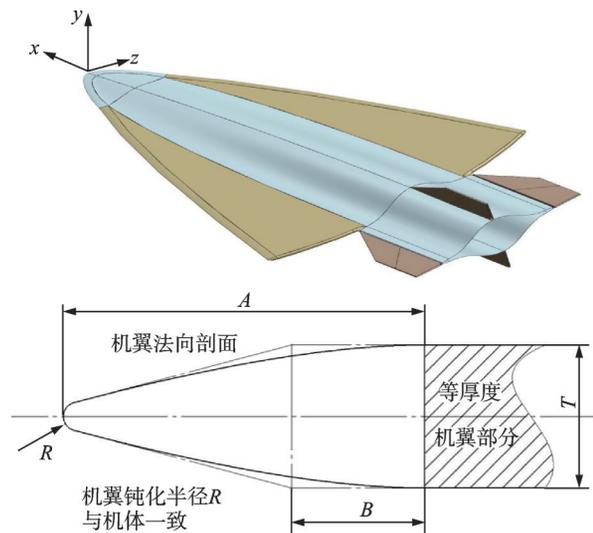


图9 飞行器钝化前缘示意图

Fig.9 Schematic of the blunt leading edge of aircraft

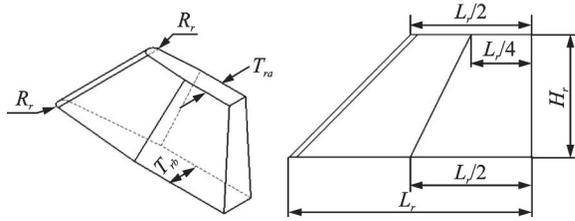


图 10 飞行器单舵模型图

Fig.10 Aircraft single rudder model diagram

2.2 基于 UG 二次开发平台的飞行器参数化设计软件

传统的参数化方法基于多种 CAD 软件(Solidworks、CATIA),往往需要在交互界面上进行繁琐操作,耗时较长。而 UG 二次开发是一种非常好的参数化建模途径,其已广泛应用于多种模型设计的研究之中^[23-25]。本文采用 UG 10.0 版本,并配合 VS 2012 进行程序编写和编译。UG 二次开发的总体流程以 C/C++ 语言实现^[26]。

如图 11 所示,参数化设计流程基于 UG 二次开发可概括为 3 个主要阶段。首先需要在根目录下执行菜单与选项的注册手续,此步骤完成后,UG 主界面的工具栏上将新增一选项,指向参数化设计程序;点击此选项,UG 即启动预设程序,展现设计软件界面。其次,软件界面的构建可在 UG 用户界面设计模块中进行,涉及菜单栏、参数输入区域、位图显示区和提示条等元素的设计。在确定输入参数后,执行操作时 UG 将调用对应程序,将输入的参数视为初始参数。最后,参数化建模程序的设计是整个流程的核心部分。UG 提供的二次开发工具函数库可在 Visual Studio 中调用,用户可通过这些函数实现与 UG 操作中的相应功能,如构建曲线、曲面、进行尺寸及几何约束,或进行模型修改及文件导出等一系列操作。

程序的总体框架流程如图 12 所示。首先,进行数据读取并判断是否需要生成机翼。满足条件后,

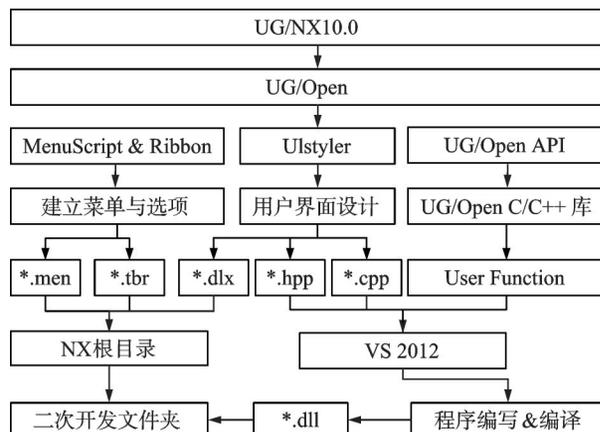


图 11 UG 二次开发流程图

Fig.11 UG secondary spreading flow chart

在 UG 中运行程序,建立飞行器各截面上的曲线,并搭建完整的尺寸约束和表达式库。这一方法的优势在于方便用户对模型进行修改,同时为后续的外形优化奠定基础。当所有外形曲线建立完成后,程序将调用 UG 中的一系列曲面建模函数,以连接各条曲线,最终完成整个飞行器的构建。在所有外部曲线完成后,该程序利用 UG 提供的曲面建模功能将这些曲线连接,从而实现整体结构的构造。

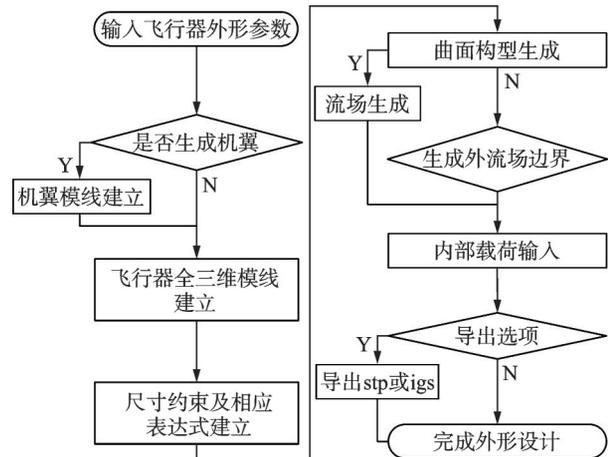


图 12 程序框架流程图

Fig.12 Procedural framework flow chart

3 新型飞行器典型工况下数值模拟

3.1 计算工况

飞行器的飞行过程可分为 3 个阶段:助推阶段、滑翔阶段和下压打击阶段。具体而言,助推阶段涵盖 Ma 范围为 0~8.5,滑翔阶段对应 Ma 为 8.5~2.5,下压打击阶段则发生在 Ma 为 2.5 以下。为全面评估飞行器在不同阶段的气动性能,基于 ANSYS CFX 进行了 5 种不同流人工况的数值模拟计算。在假设理想气体来流条件下,选取的流入 $Ma=2.5\sim 8.5$,飞行高度 $H=6\sim 25$ km,迎角 $AOA=0\sim 10^\circ$,共设计了涵盖 55 个状态点的工况集合。特别是针对 Ma 为 4~7 区间的计算,旨在进一步充实飞行器性能数据集,并分析其在该区间内的机动状态,为多种飞行工况提供更加全面的数据支持,如表 4 所示。

表 4 飞行器计算工况

Table 4 Working conditions of aircraft calculation			
高度/km	温度/K	压强/Pa	Ma
6	249.19	47 217.50	2.5
10	223.25	26 499.76	4.0
15	216.65	12 111.40	5.5
20	216.65	5 529.10	7.0
25	221.50	2 549.15	8.5

3.2 升阻特性分析

根据模型的几何参数,计算得到飞行器机身在 xoz 平面上的投影面积为 6.077 m^2 ,作为本研究中国飞行器的参考面积。所有壁面均假定为绝热处理,以确保计算的物理准确性。结合数值模拟结果,本研究系统分析了飞行器在不同马赫数、飞行高度及攻角组合条件下的气动特性,并重点评估了其在助推、滑翔及下压打击阶段的适应性和稳定性。研究结果为优化飞行器性能和适应多工况飞行需求提供了重要的理论依据。

针对本文研究的新型变体飞行器造型的升阻力特性如图 13 所示,其中升力系数及阻力系数分别为

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S_{\text{ref}}} \quad (6)$$

$$C_D = \frac{D}{q \cdot S_{\text{ref}}} \quad (7)$$

式中: C_L 与 C_D 分别为升力系数和阻力系数, L 和 D 分别为飞行器所受升力和阻力, q 为自由来流动压, S_{ref} 为参考面积。

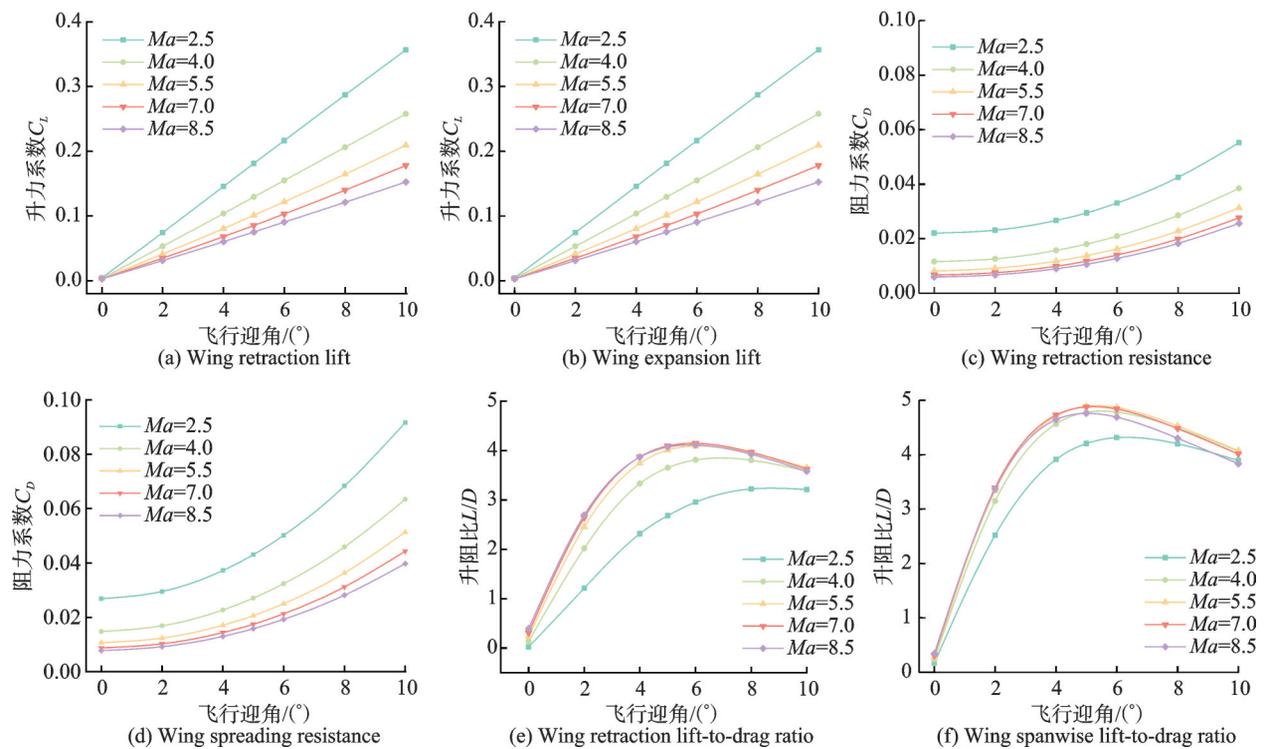


图 13 翼收起与翼展开升阻特性对比图

Fig.13 Comparison of lift-resistance characteristics between wing retraction and wing spreading

由图 13 可知,不论是机翼处于展开状态还是收起状态,亦或是在不同的飞行工况下,升力系数均随攻角的增大而呈现出线性增长的趋势。此外,随着来流马赫数及飞行高度的降低,升力系数呈现持续上升的特点。

针对相同来流环境下的升力与阻力特性变化进行分析:(1)当迎角为 0° 时,两者的升力系数近乎相等;而在 5° 迎角下, $Ma=2.5$ 对应的升力系数分别为 0.181 与 0.079,表明翼展开相较于翼收起状态,升力提升了 129%。在 10° 迎角时,系数分别达到 0.356 与 0.177,升力提升了 101%,这表明在 $Ma=2.5$ 条件下,随着迎角增大,机翼所提供的升力比例逐渐降低。在 $Ma=4.0$ 时,机翼在迎角 5° 与 10° 下的升力增长分别为 96% 与 87%;而在 Ma 为 5.5~7.0 范围内,升力稳定增长 82% 与 77% 左右;在 $Ma=8.5$ 时,升力则下降至约 73%。此现象

揭示,随来流马赫数与飞行高度的增加,机翼提升升力的效能逐渐减弱。(2)阻力系数变化趋势,随迎角的增加而呈二次变化趋势上升,且随来流马赫数与飞行高度的降低而上升。在 0° 迎角时,不同来流条件下翼展开相较于翼收起时,额外增加的阻力比例为 20%~30%,且随着来流马赫数与高度的增加,阻力系数虽缓慢上升,但其影响远小于升力系数;随着迎角的增大,机翼所受的阻力也随之增大,在 5° 迎角翼展开的阻力系数相较于翼收起时增加了 40%~50%,而在 10° 迎角时增幅为 55%~65%。然而,随来流马赫数与高度增加,翼展开与翼收起的阻力系数均呈现缓慢下降趋势。(3)翼收起时,各来流条件下的升阻比最大值均出现在 $6\sim 8^\circ$ 迎角范围,而翼展开时则对应于 $5\sim 6^\circ$ 迎角。具体而言, $Ma=2.5$ 时翼收起的最大升阻比为 3.22,展开后提升至 4.31,但综合性能在各来流

条件中最低。在 $Ma=4.0$ 时,翼收起与翼展开的最大升阻比分别为 3.81 与 4.77。在 Ma 为 5.5~8.5 区间,翼收起状态的最大升阻比超过 4,其中 $Ma=7.0$ 时达到峰值 4.14;相应地,翼展开状态的最大升阻比均超 4.7, $Ma=5.5$ 时达到最高 4.9。综上所述,翼收起在 Ma 为 5.5~8.5 区间能保持 4 以上的最大升阻比,而翼展开状态则在 Ma 为 4.0~8.5 区间内维持 4.7 以上的最大值。

3.3 乘波效应分析

为进一步分析升阻比性能达到最佳状态下的流场特性,以飞行器头部顶点为坐标原点,设置了 4 个垂直于来流方向的截面,如图 14 所示。各截面分别距原点 0.3、1.4、2.5 和 3.6 m,通过压强 p 与来流压强 p_∞ 的比值(简称压比)展示在不同来流条件下,翼展开(左)与翼收起(右)时、迎角为 5° 的压强分布情况。

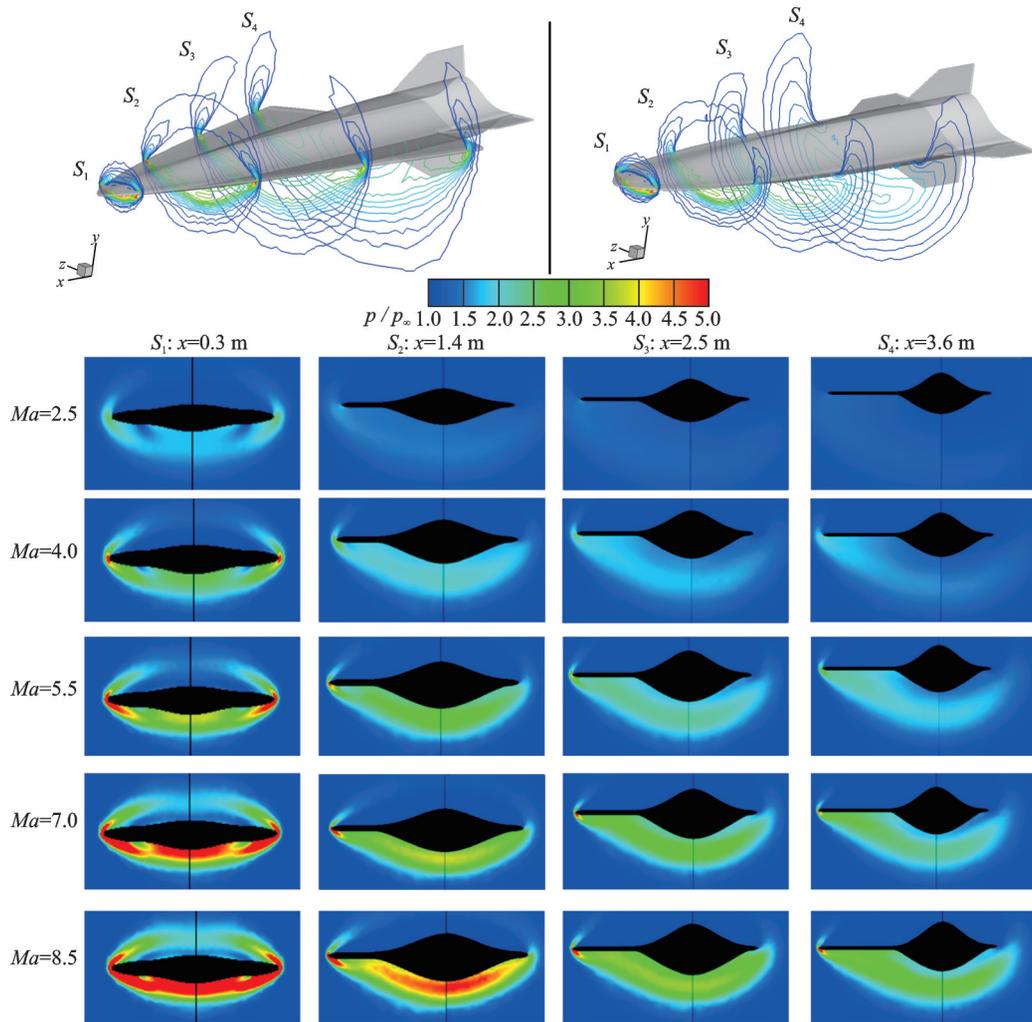


图 14 Ma 为 2.5~8.5 飞行器 5° 迎角截面对比

Fig.14 Comparison of cross sections at angle of attack of 5° for aircraft with Ma of 2.5—8.5

由图 14 可得出如下结论:(1)随着来流马赫数的增加,飞行器下表面的压比逐渐增大。(2)在 $Ma=2.5$ 的条件下,各截面来流压强较低,无论机翼展开与否,下表面均出现向上表面的溢流现象,导致飞行器在该来流条件下未表现出较高的升阻性能,最大升阻比为 4.3,低于其他来流条件。(3)在 $Ma=4.0$ 时,飞行器头部(距原点 0.3 m)表现出一定的乘波效应,升阻性能有所提升。然而,在随后的截面上可以观察到翼收起时明显的溢流现象,而机翼展开显著抑制了下表面溢流,进一步提升了升阻性能。(4)在 $Ma=5.5$ 时,由于激波角减小,飞行器头部边

缘开始形成高压区。从图 13(e)所示的闭合升阻比来看,乘波效应显著增强,翼展开时在 4 个截面上均在前缘出现高压区域,高压气体被机翼留在下方,使飞行器达到最高的升阻比 4.9。(5)在 $Ma=7.0$ 和 8.5 时,飞行器翼收起状态下在前 3 个截面均表现出乘波效应,相较于前 3 种情况,翼收起时的升阻比更高。同时,翼展开状态下翼尖处的高压区域(红色部分)逐渐扩展,从而增加波阻,导致翼展开时整体升阻性能相较于 $Ma=5.5$ 时略有下降。

通过对图 15 翼收起与图 16 翼展开状态下的流场线图的对比分析,可以清晰地观察到乘波效应的产

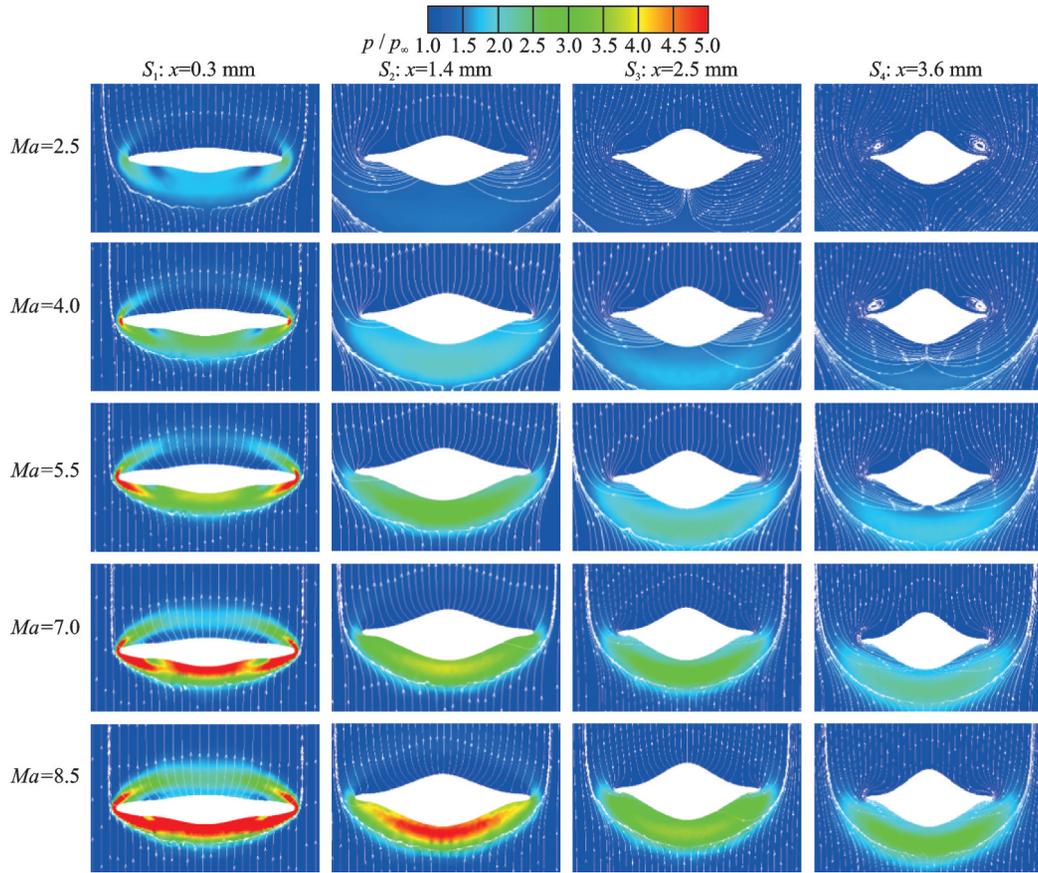


图 15 翼收起 Ma 为 2.5~8.5 飞行器 5° 迎角截面流线对比

Fig.15 Comparison of cross-section streamline at angle of attack of 5° for wing retracted aircraft with Ma of 2.5—8.5

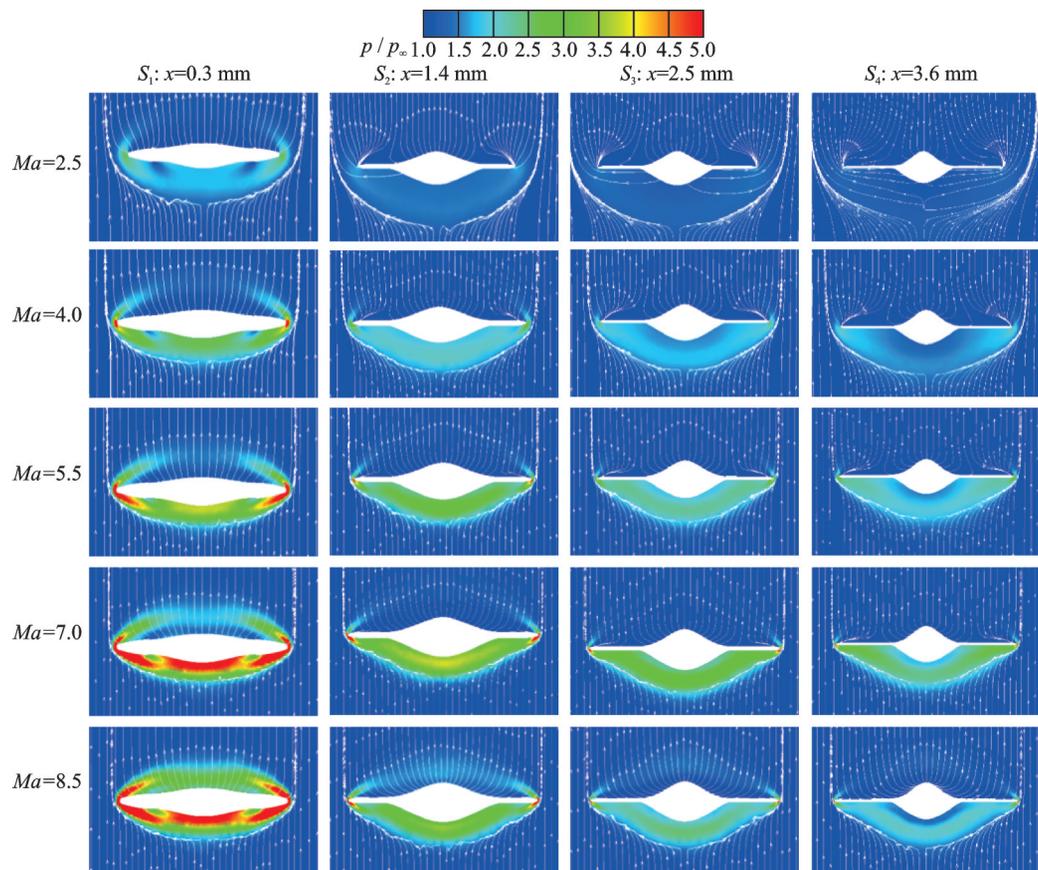


图 16 翼展开 Ma 为 2.5~8.5 飞行器 5° 迎角截面流线对比

Fig.16 Comparison of cross-section streamlines at angle of attack of 5° for wing spread aircraft with Ma of 2.5—8.5

生及其特性。在翼收起状态下,流线分布较为均匀,冲击波未能与飞行器表面充分结合,主要表现为气流绕过飞行器表面形成分离区,流线未呈现显著的乘波效应特征。然而,在翼展开状态下,特别是高马赫数条件下(如 $Ma=7.0$ 和 8.5),流线沿飞行器表面更加密集且贴附,冲击波的捕获现象显著增强,展向和弦向截面均显示出压力波的高度集中区域。这表明展开布局成功利用冲击波的附着效应,通过合理的气动设计实现了冲击波与飞行器表面的高效结合,显著提升了乘波效应的表现。具体表现为:冲击波在前缘及翼尖区域形成清晰的高压区域,压力分布随着马赫数的增加逐渐增强,气流的动量和压力被高效转化为升力,同时显著降低波阻力,从而验证了展开布局设计的合理性及其对高超声速飞行器气动性能的提升作用。

对应图 14 和图 17 展示了在 5° 迎角下不同来流马赫数时飞行器上下表面的压比和壁面流线分布。由图可见,随着来流马赫数的增大,上下表面头部区域的压比均随之升高,下表面壁面流线略微向外排移,而上表面壁面流线则向中心线靠近。机翼前缘的壁面流线初始与溢流方向一致(由下表面翻向上表面),随后逐渐平行于来流方向。在 $Ma=2.5$ 条件下,机翼开合状态对机体下表面的压比分布影响较小,但机翼下表面压比整体略高于机身。在接下来的 4.0 个马赫数下,当机翼展开时,机翼上表面和机

身下表面的压比分布较翼收起时有所提升,这表明飞行器在这些马赫数下产生了一定的乘波效应,对应 Ma 为 $4.0\sim 8.5$ 时的最高升阻比均高于 $Ma=2.5$,进一步验证了乘波效应对升阻比提升的促进作用。

在升阻性能最优的 $Ma=5.5$ 来流条件下,飞行器在 $0\sim 10^\circ$ 迎角范围内的压比云图如图 18 所示。由图可知:(1)随着迎角的增加,下表面压强逐渐上升,流线向两侧扩散;而上表面压强则随之下降,壁面流线逐渐向中心线汇聚。(2)在 0° 迎角下,压力集中在头部、前缘和机身中心线区域。通过图 14 截面可知,机身下表面比上表面有更大的凸起,因此下表面的压力分布也相对更高。(3)在有迎角的情况下,飞行器上表面在经过前缘激波后形成小范围的高压区,而后在流动过程中沿上表面不断膨胀加速,产生整体的低压区。(4)对应图 14 中 $Ma=5.5$ 截面,在翼收起的状态下,飞行器下表面约前 $1/3$ 的区域中,机身前缘切线与来流方向的夹角大于激波角,高压气流在激波和前缘的共同作用下集中在下表面,产生一定的乘波效应,因而该区域压强较高。但在此之后夹角逐渐减小并小于激波角,机体中部呈现下表面向上溢流的现象,导致该区域压力降低,造成部分升力损失。而当展开机翼时,机翼前缘替代机身前缘产生新的乘波效应,并有效提高原翼收起状态下机身中部低压区域的压力,再加上机翼下表面的升力,飞行器的升阻比达到最佳状态。

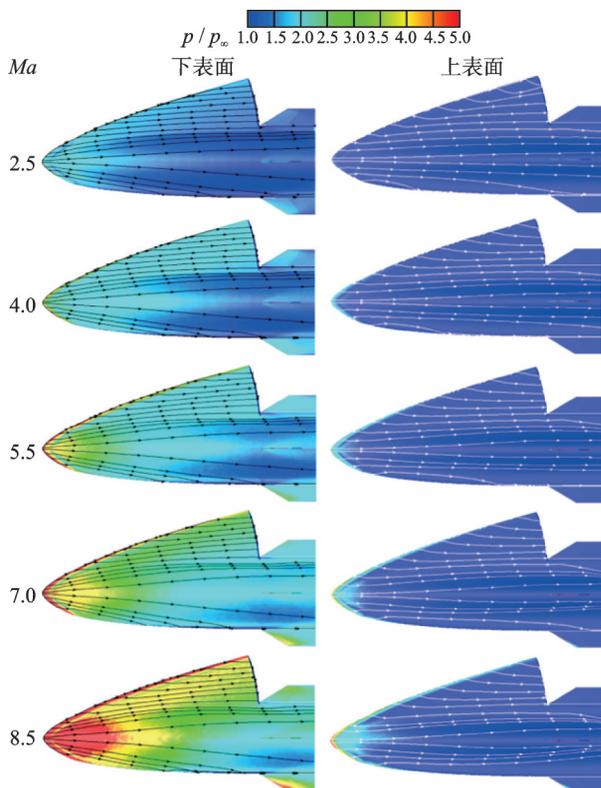


图 17 5° 迎角时飞行器上下表面压比分布

Fig.17 Distribution of pressure ratios on the upper and lower surfaces of aircraft at angle of attack of 5°

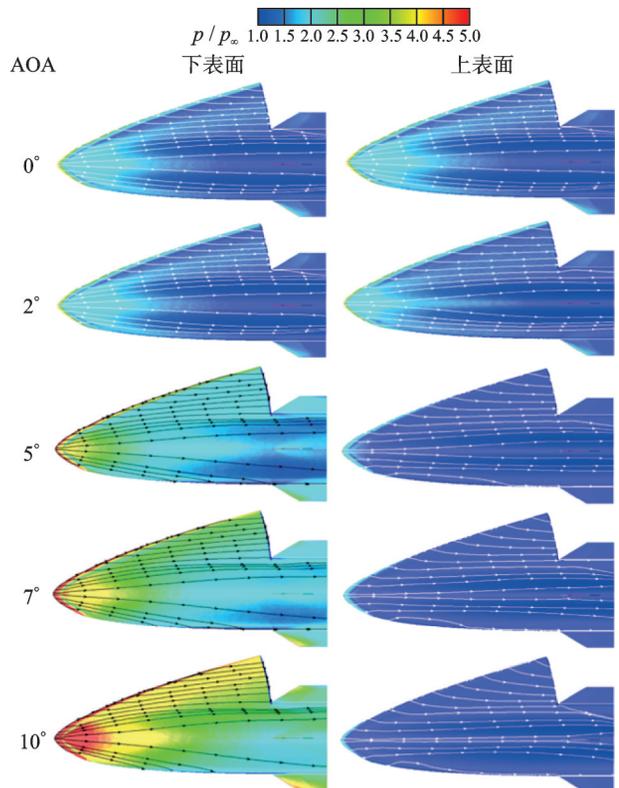


图 18 $Ma=5.5$ 时飞行器上下表面压比分布

Fig.18 Distribution of pressure ratios on the upper and lower surfaces of aircraft at $Ma=5.5$

4 结 论

本文融合类乘波体与变后掠翼设计方法,提出并发展了一种宽升阻比高速滑翔变体飞行器新型气动布局及其高效建模方法,并针对新型气动布局开展了宽速域、宽空域、宽飞行迎角范围内的数值模拟,得到如下结论:

(1) 建模方法方面:基于UG二次开发平台、采用二维B样条构建了高速滑翔变体飞行器的参数化设计体系,仅需27个参数即可全面描述飞行器整体特征,包括类乘波体机身、变后掠翼、钝化前缘、舵等部件,实现了基于尺寸约束下的飞行器高效气动造型建模。

(2) 气动特性方面:变后掠翼展开时,飞行器升阻比在 Ma 为4.0~8.5内均高于4.7,证明其巡航态气动能力突出;变后掠翼收起时,飞行器 5° 迎角内的阻力系数均低于0.02(比展开状态低20%~30%),证明其具备低阻滑翔能力;基于不同变后掠翼开度,飞行器升阻比在 $0\sim 5^\circ$ 迎角范围内实现了0.3~4.7的大幅调节,证明其机动能力预期较强。相较于领域内同类飞行器,本文发展的变体飞行器其性能可调节裕度更大。

(3) 乘波效应方面:当前可查文献主要研究的是乘波效应的达成,尚未研究乘波效应在不同条件下的增益、削弱。本文研究发现了飞行器乘波效应沿流向分布不均的现象,其主要取决于机体下表面到上表面的溢流比例,即溢流越高、乘波效应越弱。因此,可通过调节变后掠翼开度来调整乘波效应的强弱,从而得到对应气动性能以适应不同的飞行任务需求。

参考文献:

- [1] 侯志强,刘济民,宋贵宝.高超声速乘波飞行器多学科设计优化研究进展[J].导弹与航天运载技术,2009(3):15-19,22.
HOU Zhiqiang, LIU Jimin, SONG Guibao. Progress in multidisciplinary design optimization research of hypersonic waverider vehicles[J]. Missile and Space Launch Technology, 2009(3): 15-19, 22.
- [2] LIU W, ZHANG C A, WANG F M, et al. Design and optimization method for hypersonic quasi-waverider[J]. AIAA Journal, 2020, 58(5): 2132-2146.
- [3] 李铁麟,林深,熊学文,等.俄罗斯高超声速武器装备发展综述及启示[J].飞航导弹,2021(12):51-56.
LI Tielin, LIN Shen, XIONG Xuewen, et al. Overview and insights on the development of Russian hypersonic weapon systems[J]. Cruise Missile, 2021(12): 51-56.

- [4] AJAJ R M, BEAVERSTOCK C S, FRISWELL M I. Morphing aircraft: The need for a new design philosophy[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 154-166.
- [5] 张建.可变后掠角机翼结构优化设计和力学分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
ZHANG Jian. Structural optimization design and mechanical analysis of variable-sweep wings[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [6] 姚军锴.变后掠飞行器非定常气动力数值仿真研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
YAO Junkai. Numerical simulation study on unsteady aerodynamics of variable-sweep aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [7] 王贤勇,何小辉,雷娟棉,等.一种变形翼的气动特性数值模拟研究[J].弹箭与制导学报,2017,37(2):118-122,128.
WANG Xianyong, HE Xiaohui, LEI Juanmian, et al. Numerical simulation study on the aerodynamic characteristics of a morphing wing[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(2): 118-122, 128.
- [8] 王臻,杨智春,崔高伟,等.变后掠伸缩变体机翼的受控运动[J].机械科学与技术,2010,29(10):1314-1319.
WANG Zhen, YANG Zhichun, CUI Gaowei, et al. Controlled motion of variable-sweep telescopic morphing wings[J]. Mechanical Science and Technology, 2010, 29(10): 1314-1319.
- [9] 陈钱,尹维龙,白鹏,等.变后掠变展长翼身组合体系统设计与特性分析[J].航空学报,2010,31(3):506-513.
CHEN Qian, YIN Weilong, BAI Peng, et al. Design and characteristic analysis of a variable-sweep, variable-span wing-body combination system[J]. Journal of Aeronautics, 2010, 31(3): 506-513.
- [10] 张欣,季宏丽,周丹杰,等.高超声速飞行器变体机翼方案及气动特性分析[J].航空工程进展,2023,14(4):47-57.
ZHANG Xin, JI Hongli, ZHOU Danjie, et al. Morphing wing configurations and aerodynamic characteristics analysis of hypersonic vehicles[J]. Advances in Aerospace Engineering, 2023, 14(4): 47-57.
- [11] 冯文正,于菲,姜涛,等.变后掠角与变翼型厚度机翼的气动特性分析[J].飞行力学,2023,41(1):9-13.
FENG Wenzheng, YU Fei, JIANG Tao, et al. Aerodynamic characteristics analysis of variable-sweep angle and morphing airfoil thickness wings[J]. Flight Mechanics, 2023, 41(1): 9-13.

- [12] 王振兴. 变后掠角折叠翼导弹气动特性的仿真分析[D]. 太原:中北大学, 2016.
WANG Zhenxing. Simulation analysis of the aerodynamic characteristics of variable-sweep angle foldable wings for missiles[D]. Taiyuan: North University of China, 2016.
- [13] 吴世超. 全速域乘波飞行器变体气动布局设计技术研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2018.
WU Shichao. Research on the design technology of morphing aerodynamic layout for waverider vehicles across full-speed domains[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.
- [14] 彭悟宇. 高超声速飞行器气动变形方案设计与外形优化方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2019.
PENG Wuyu. Research on the design of aerodynamic morphing configurations and shape optimization methods for hypersonic vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019.
- [15] AKHILESH K J, JAYANTH N K. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges[C]//Proceedings of Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures. Bellingham: Spie-Int Soc Optical Engineering, 2004: 213-224.
- [16] 邓经枢. 高超声速滑翔式飞行器概念设计综合分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
DENG Jingshu. Conceptual design and comprehensive analysis of hypersonic glide vehicles[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [17] 吕侦军, 王江峰, 伍贻兆, 等. 多级压缩锥导乘波体设计与分析[J]. 宇航学报, 2015, 36(5): 518-523.
LV Zhenjun, WANG Jiangfeng, WU Yizhao, et al. Design and analysis of multistage compression cone waverider body[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(5): 518-523.
- [18] LOCKMAN W K, LAWRENCE S L, CLEARY J W. Flow over an all-body hypersonic aircraft-experiment and computation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(1): 7-15.
- [19] ZHANG T T, WANG Z G, HUANG W, et al. A review of parametric approaches specific to aerodynamic design process[J]. Acta Astronautica, 2018, 145: 319-331.
- [20] STRAATHOF M H, VAN TOOREN M J L. Extension to the class-shape-transformation method based on B-splines[J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 780-790.
- [21] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁, 等. 三维流场乘波体快速设计方法及多目标优化[J]. 宇航学报, 2016, 37(5): 535-543.
LIU Chuanzhen, BAI Peng, CHEN Bingyan, et al. Rapid design method and multi-objective optimization for waverider bodies in 3D flowfields[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(5): 535-543.
- [22] SUDASINGHE A, RAJAKAREYAR P, MATIDA E, et al. Aerodynamic shape optimization of an aircraft propulsor air intake with boundary layer ingestion[J]. Applied Mechanics, 2022, 3(3): 1123-1144.
- [23] SKARKA W, NALEPA R, MUSIK R. Integrated aircraft design system based on generative modelling [J]. Aerospace, 2023, 10(8): 677.
- [24] CHEN X, ZHENG H, PAN G, et al. Parametarski sustav modeliranja komore izgaranja plinske turbine [J]. Tehnički Vjesnik, 2014, 21(6): 1213-1219.
- [25] 李剑. 基于UG二次开发的导弹外形结构参数化设计方法研究[D]. 北京:北京理工大学, 2015.
LI Jian. Research on the parametric design method of missile shape and structure based on UG secondary development[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.
- [26] 唐康林. Siemens NX二次开发[M]. 北京:电子工业出版社, 2021.
TANG Kanglin. Siemens NX secondary development [M]. Beijing: Electronics Industry Press, 2021.

(编辑:夏道家)