

文章编号: 1674-8190(2023)04-047-11

高超声速飞行器变体机翼方案及气动特性分析

张欣¹, 季宏丽¹, 周丹杰², 刘焱², 何承军², 裘进浩¹

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

(2. 北京机电工程研究所 气动研究室, 北京 100083)

摘要: 变体飞机能够改变自身外形适应不同的飞行状态, 为了提升某高超声速飞行器的气动性, 研究机翼变后掠方案和延伸机翼后缘变形方案对该飞行器气动性的影响。获得不同变形机翼的高超声速飞行器三维模型, 基于 $k-\epsilon$ 湍流模型, 对高超声速飞行器三种外形情况分别进行外部绕流场的数值模拟, 分析其不同攻角下、不同机翼变形方案下的气动特性。结果表明: 变后掠机翼方案在该高超声速飞行器设计工况下无法实现提高整机升阻比的目标, 而直接延伸机翼的变形设计可以在设计工况下提高高超声速飞行器的气动特性。

关键词: 高超声速飞行器; 变体机翼; 变后掠; 机翼延伸; 气动性

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.05

Variant wing scheme and aerodynamic characteristics analysis of hypersonic vehicle

ZHANG Xin¹, JI Hongli¹, ZHOU Danjie², LIU Yi², HE Chengjun², QIU Jinhao¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. Pneumatic Laboratory, Beijing Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100083, China)

Abstract: The variant aircraft can change its shape to adapt to different flight states and improve aerodynamic properties of aircraft. Aiming at a new hypersonic vehicle concept machine, the applicability of the wing variable sweep design on this hypersonic aircraft is discussed, and the influence of the deformation design of directly extending the trailing edge of the wing on the aerodynamics of the aircraft is studied. Firstly, the 3D model of the hypersonic vehicle with different deformable wings is obtained. Then, based on the $k-\epsilon$ turbulence model, the numerical simulation of the external flow field around the hypersonic vehicle is carried out respectively. Finally, the aerodynamic characteristics of the hypersonic vehicle under different angles of attack and different wing deformation schemes are analyzed. The research results show that the variable-sweep wing scheme cannot achieve the goal of improving the lift-to-drag ratio under the design conditions of the hypersonic vehicle, and the deformation design of directly extending the wing can improve the aerodynamic characteristics of the hypersonic vehicle under the design conditions. The research results can provide reference for the design of hypersonic variant aircraft, and have certain practical value.

Key words: hypersonic vehicle; variant wing; variable sweep; wing extension; aerodynamics

收稿日期: 2022-08-05; 修回日期: 2022-10-08

基金项目: 国家自然科学基金(51875277, 51805261); 机械结构力学及控制国家重点实验室自主课题(MCMS-I-0518K01)

通信作者: 季宏丽, jihongli@nuaa.edu.cn

引用格式: 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. Variant wing scheme and aerodynamic characteristics analysis of hypersonic vehicle [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 47-57. (in Chinese)

0 引言

未来先进飞机的飞行空域和飞行速度不断扩大,飞行包线不断扩展,向高速度、远航程、多任务能力、宽隐身性、高生存力、经济可承受等方向发展。高超声速飞机具有高度和速度优势,将对传统的战争模式及作战样式产生革命性影响,是未来大国之间非接触对抗与空天对抗的战略支点。2020年3月,美军已成功开展“通用高超声速滑翔体”飞行试验,验证了其向武器转化的可行性^[1]。

近半个世纪以来,高超声速飞行技术得到了美、俄、日、英、德、法、印、澳、中等航空航天强国的广泛重视和深入研究,积累了大量经验。国外对先进飞机的研究主要聚焦于先进复合材料结构技术、变体结构技术、多功能结构技术和热防护结构技术方向。其中飞机变体结构技术通过改变机体结构气动外形,确保飞行器在不同飞行状态下持续获得最优气动效益,一直是航空领域的研究热点^[2-8]。

形状记忆合金(SMA)、形状记忆聚合物(SMP)、压电材料、磁致伸缩材料、电致伸缩材料等的发展,为变体飞机的驱动提供了多种选择,为人类描绘了智能可变形飞行器的诱人前景和宏伟蓝图^[9]。变形飞行器的相关研究在国内外如火如荼地开展,由美国宇航局(NASA)和柔性系统公司(FlexSys)合作开展的美国ACTE项目^[10],在2017年第二轮飞行试验中,飞行速度接近0.85马赫。

徐国武等^[11]针对大尺度变形,提出变前掠翼布局 and 可伸缩翼布局两种可变形概念,指出大尺度变形能够显著改变飞行器的气动特性,使可变形飞行器飞行范围更广;李俊成等^[12]研究一种采用伸缩机翼设计超声速飞机的气动特性变化,指出亚声速时机翼展长伸长、展弦比增大、飞机诱导阻力降低、升阻比增大,可以明显提高飞机的航程,超声速时机翼展长缩短、展弦比减小、飞机的波阻降低、升阻比增大,提高了超声速飞行性能;Jiao X等^[13]提出了一种基于模糊神经网络的自主学习控制律,以解决高超声速变形飞行器模态转换控制的问题;殷明^[14]针对变体飞行器变形与飞行的协调控制问题,以可变机翼展长的变翼展飞行器和可变机翼厚度的变厚度飞行器为对象,研制一套变体飞行器变形飞行的原理演示系统;徐

孝武等^[15]提出一种将非对称变形作为操纵输入的控制方案,研究非对称变形的控制效率和有效区间,结果表明,在较低飞行速度下非对称变形操纵效率高,非对称变形操纵能够在基准折叠角度 90° 附近提供最高的滚转操纵效率;彭悟宇等^[16]针对超声速及高超声速飞行器提出伸缩、变后掠和二维折叠三种变形模式,得到变后掠模式在3~8马赫速度内升阻比提高明显、翼面效率优、操稳特性好的结论,但其针对典型的轴对称翼身组合式外形进行分析,飞行器主体为锥柱组合体,变形在二维平面内展开;Bao C Y等^[17]研究了高超声速变形飞行器(HMV)的制导、控制和变形一体化(IGCM)方法,指出该方法可有效地解决HMV的变形特性问题,提高飞行性能,抑制HMV在滑翔阶段变形系统对制导控制系统的干扰;A. Hajarian等^[18]制造、表征和建模一种用于变形机翼的新型结构柔性蒙皮,这种蒙皮具有生产成本低、重量轻、结构简单的优点,并且蒙皮在一个方向具有灵活性的同时还能保证其他方向的刚度。

综上所述,有关变体飞行器的研究很多,但多数是针对低速条件下的变形飞行器或针对单独机翼进行分析,关于高超声速变体飞行器的研究有待进一步深入开展。本文针对某新型翼身一体式高超声速飞行器概念机(内部有进气道结构)进行三维空间内变体机翼设计,研究机翼变后掠对飞行器气动性的影响;同时提出延伸机翼变形方案,分析机翼延伸后飞行器的气动性。

1 数值方法

1.1 网格与边界条件的确定

高超声速飞行器示意图如图1所示,包含机身、机翼、边条翼、升降舵和方向舵,其外形是经过优化之后的概念机。

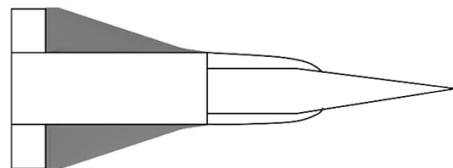


图1 高超声速飞行器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the hypersonic vehicle

由于高超声速飞行器几何模型复杂,机翼、边条翼、舵面呈扁平形状,局部尺寸很小,故在计算条件允许的情况下,采用加密度盒的非结构网格设计更合理,最终划分网格数量约5 000万,对计算硬件有一定要求。

飞行速度6马赫,飞行高度30 km,根据飞行高度获得压强、温度和密度等来流参数,如表1所示。计算选用密度基求解器,流体属性定义为理想气体,边界条件定义为压力远场边界,操作压强设置为0。流场区域需要足够大,选择球型流场,如图2所示。原始高超声速飞行器机翼表面网格如图3所示。

表1 飞行器流场计算边界条件
Table 1 Boundary conditions for aircraft flow field calculation

参数	数值	参数	数值
Ma_∞	6	T_∞/K	226.51
P_∞/Pa	1 197	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	0.018 4

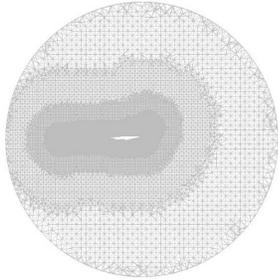


图2 飞行器流场网格
Fig. 2 Flow field grid of the aircraft

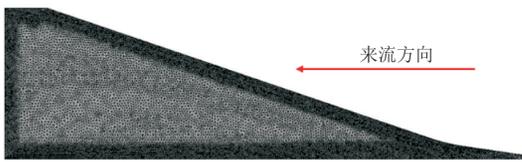


图3 机翼表面网格
Fig. 3 Surface mesh of the wing

计算收敛条件是:阻力系数、升力系数和力矩系数在最后1 000次迭代中保持三位有效数字不变,且最后300次迭代步内,阻力系数的变化率小于0.05%。

1.2 控制方程

控制流体流动的基本定律是:质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律,可分别导出连续方程、动量方程和能量方程^[19]。由质量方程推导得出的连续方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度; u_j 为 j 方向上的流体速度。

由牛顿第二定律推导得出动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[- \left(p + \frac{2}{3} \rho k \right) \delta_{ij} + \tau_{ij} \right] \quad (2)$$

式中: p 为压力; k 为湍动能; δ_{ij} 为克罗列克函数; τ_{ij} 为剪切张量。

由热力学第一定律即能量守恒定律推导出能量方程为

$$\frac{\partial E_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(E_i + p) u_j] = \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i} (u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\sum_{s=1}^{ns} h_s \right) \quad (3)$$

式中: E_i 为每个控制体内的总能量; q_j 为 j 方向上的热通量;等式右边最后一项为分子扩散导致的热量传递。

1.3 $k-\epsilon$ 湍流模型

本文对变形前、变形后高超声速飞行器进行流体力学仿真时采用 $k-\epsilon$ 标准模型作为湍流模型, $k-\epsilon$ 模型是双方程模型。

Standard模型是基于湍流动能 k 及其耗散率 ϵ 的输运方程的模型。 k 的模型传输方程从精确方程推导而来, ϵ 的模型传输方程通过物理推理得到^[20]。

在模型的推导过程中,假设流动完全是湍流,分子黏度的影响可以忽略不计。因此,Standard模型只适用于完全湍流。

湍流动能 k 及其耗散率 ϵ 可由以下输运方程得到:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} C_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{K} + S_\epsilon \quad (5)$$

式中: G_k 为平均速度梯度产生的湍流动能; G_b 为浮力产生的紊流动能; Y_m 为可压缩湍流中波动膨胀对总耗散率的贡献; $C_{1\epsilon}$ 、 $C_{2\epsilon}$ 和 $C_{3\epsilon}$ 为常数; σ_k 和 δ_ϵ 为 k 和 ϵ 的湍流普朗特数; S_k 和 S_ϵ 为用户定义的源项; $C_{1\epsilon}=1.44$, $C_{2\epsilon}=1.92$, $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\epsilon=1.3$ 。

湍流(或涡流)黏度 μ_t 的计算方法为

$$\mu_t = \rho c_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (6)$$

式中: $c_\mu=0.09$ 。

上述默认值是在基本湍流的实验中确定的,包括经常遇到的剪切流,如边界层、混合层和射流,以及衰减的各向同性网格湍流。研究发现,在很大范围的壁面约束和自由剪切流动中都能得到比较好的结果。

2 正确性验证

采用高超声速返回舱模型对数值模拟方法的准确性进行验证,模型的来流参数如表 2 所示。

表 2 返回舱流场计算边界条件

Table 2 Boundary conditions for flow field calculation of reentry capsule

参数	数值	参数	数值
Ma_∞	17	壁面温度(T_w)/K	1 500
来流静压(P_∞)/Pa	25	攻角(α)/(°)	-25
来流静温(T_∞)/K	250		

高超声速返回舱模型如图 4 所示,由于返回舱是对称模型,为了减少计算量,取一半模型进行分析。返回舱表面网格如图 5 所示,为验证数值方法的有效性,对气动参数(阻力、升力和升阻比)进行比较。

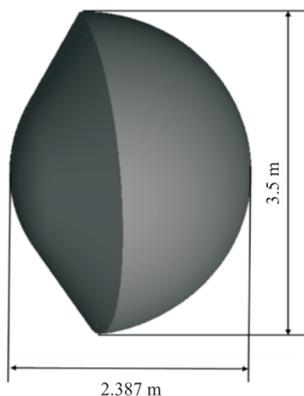


图 4 返回舱模型

Fig. 4 Capsule geometry



图 5 外流场网格

Fig. 5 Grid of the fluid

采用《Ansys Fluent Tutorial Guide》^[21] 中高超声速返回舱模型对数值模拟方法的准确性进行验证。本文数值仿真方法计算结果与参考数据^[21] 的比较如表 3 所示,可以看出:本文的计算结果与参考结果符合良好,升力、阻力和升阻比的变化量分别为 2.507%、1.827% 和 -0.663%,可以验证数值仿真方法的正确性。

表 3 数值计算结果与参考结果比较
Table 3 Comparison of numerical calculation results with reference results

数据来源	阻力/N	升力/N	升阻比
参考数据	26 932.79	7 434.34	0.276 033
本文计算	27 608.05	7 570.18	0.274 202

3 计算结果与分析

3.1 原始高超声速飞行器气动性分析

利用本文数值仿真方法对高超声速飞行器开展不同攻角下的气动性能分析,俯仰力矩参考点取飞行器质心位置(飞行器全长的 68%),选取飞行器飞行工况 6 马赫数。首先计算原始外形气动性能,对飞行器划分三维流场网格、进行流场计算设置,计算得到高超声速飞行器在飞行工况下的升力系数、阻力系数、升阻比和力矩系数随攻角的变化曲线图。

动压 q_∞ 的表达式为

$$q_\infty = \frac{\gamma}{2} \rho_\infty Ma_\infty^2 \quad (7)$$

当空气温度低于 800 K 时, $\gamma=1.4$; 当空气温度高于 800 K 时, $\gamma \approx 1.3$ 。

升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、力矩系数 C_m 为

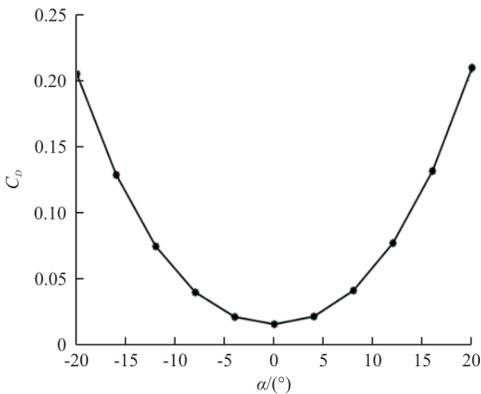
$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (8)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (9)$$

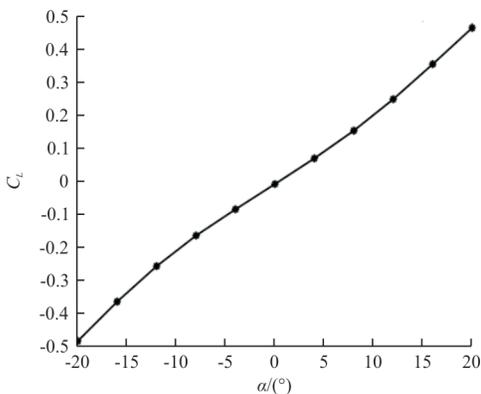
$$C_m = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (10)$$

式中: L 、 D 、 M 为飞行器升力、阻力、俯仰力矩; S 为高超声速飞行器的参考面积, 按设计要求给出参考面积为 10 m^2 ; l 为飞行器参考长度, 按设计要求给出参考长度为 10 m , 在计算过程中 S 和 l 保持不变^[22-23]。

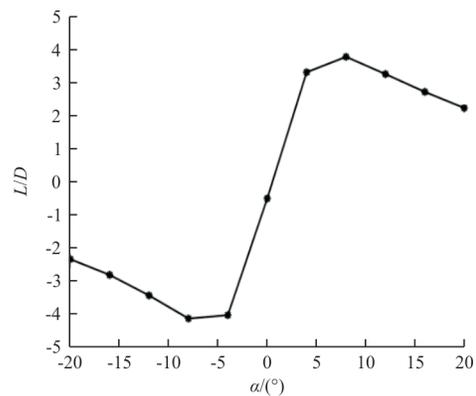
原始飞行器气动特性如图 6 所示。



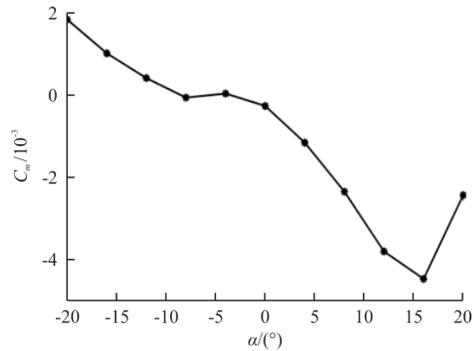
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 升阻比



(d) 力矩系数

图 6 原始飞行器气动特性

Fig. 6 Aerodynamic characteristics of the original aircraft

从图 6 可以看出: 阻力系数与攻角呈抛物线关系; 升力系数与攻角之间近似呈线性关系, 变化趋势符合一般规律; 升阻比随攻角的增加, 先迅速增加后缓慢减小, 在 6 马赫 4° 和 8° 之间达到峰值, 整体变化趋势呈反对称分布; 力矩系数在大攻角 12° 后, 存在拐点, 力矩降低, 原因是大攻角飞行后, 流场中产生分离涡的现象更为显著, 涡脱体后对力矩产生影响, 使得力矩减小。通过力矩系数变化可以判断, 高超声速飞行器的舵面设计控制效果良好, 飞行器在高超声速巡航状态是纵向静稳定的^[24]。

飞行器 6 马赫 8° 工况下的具体气动数值如表 4 所示, 本文机翼变形设计主要针对 6 马赫 8° 工况, 提高 6 马赫 8° 工况下的气动性。

表 4 原始飞行器 6 马赫 8° 攻角下的气动数值

Table 4 Aerodynamic values at Mach 6 and 8° angle of attack for the original aircraft

参数	数值	参数	数值
C_D	0.040 84	C_m	0.002 352
C_L	0.154 30	L/D	3.778 250

3.2 机翼变后掠飞行器气动性分析

根据已有关于变形机翼的研究, 常见的机翼变形方法有: 变后掠、变展长、变弦长、变弯度等, 很多研究和实践表明变后掠设计在亚声速和超声速飞行器上具有很高的应用价值^[1,4-6]。因此, 本文针对高超声速飞行器首先提出改变机翼后掠角的设计方案, 验证变后掠设计在高超声速飞行器上的适用性。机翼变后掠前如图 7 所示, 主要变形形

式如图 8 所示,红色三角区表示机翼变后掠之后增加的区域,具体变形为:机翼绕前端向外偏转 5° ,即后掠角减小 5° ,机翼面积增加。设计原理:通过改变后掠角,增加机翼面积,从而提高升力系数,达到提升气动性能的目的。计算工况:变形设计主要针对 6 马赫 8° 条件,同时分析飞行器随攻角变化的特点。



图 7 变后掠前

Fig. 7 Before sweeping morphing

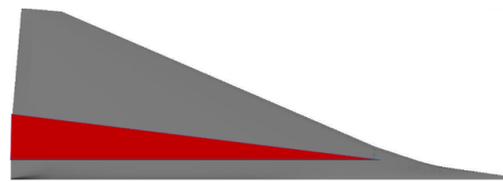
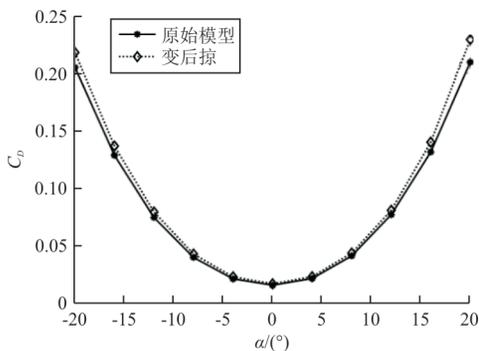


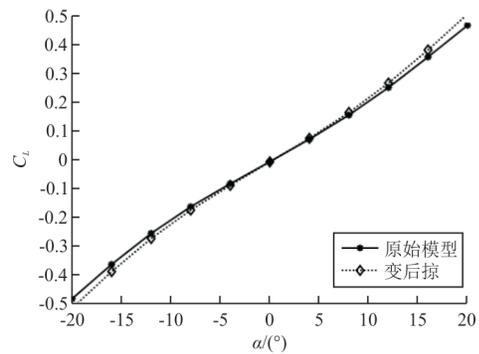
图 8 变后掠后

Fig. 8 After sweeping morphing

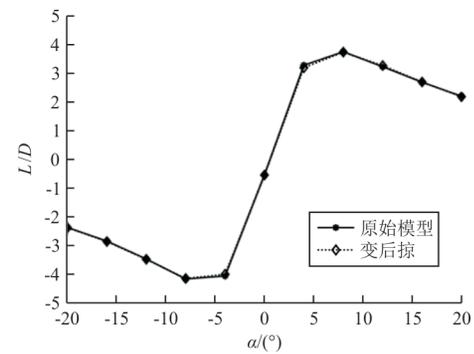
机翼变后掠前后飞行器阻力系数、升力系数、升阻比和力矩系数随攻角的变化曲线如图 9 所示,可以看出:变后掠高超声速飞行器升力系数、阻力系数随攻角的变化符合一般规律;随攻角绝对值的增加,变后掠飞行器升力系数、阻力系数都增加,最终升阻比变化很小;机翼变后掠前后飞行器力矩系数变化较大,变后掠飞行器力矩系数在大攻角时没有出现拐点。根据定义纵向静稳定性:若 $\partial M_z / \partial \alpha < 0$,则飞行器具有纵向静稳定性。图 9 (d)中俯仰力矩系数随着攻角的增大单调递减,满足 $\partial M_z / \partial \alpha < 0$,即飞行器在飞行过程中是纵向静稳定的。



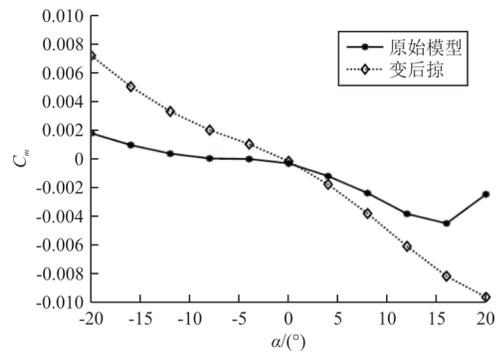
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 升阻比

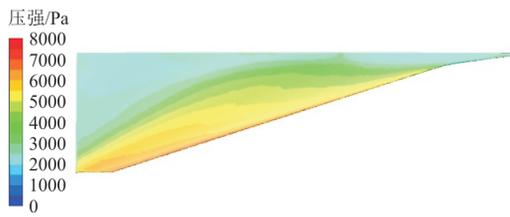


(d) 力矩系数

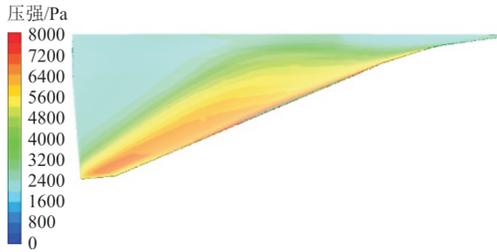
图 9 变后掠前后飞行器气动特性比较

Fig. 9 Aerodynamic characteristics of the aircraft before and after variable sweep

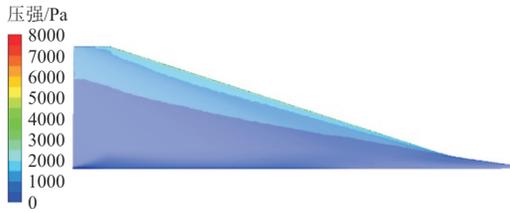
变后掠前后机翼表面压强分布如图 10 所示,从图 10(a)~图 10(b)可以看出:后掠角减小后,由于机翼向外侧伸出,机翼前缘迎风区域增大,机翼下表面高压区面积较原始模型增加显著,有利于飞行器的升力性能,同时也引起阻力的增加;从图 10(c)~图 10(d)可以看出:后掠角减小,增加机翼上表面与来流的接触面积,机翼前缘激波强度增加、机翼上表面压强增加。



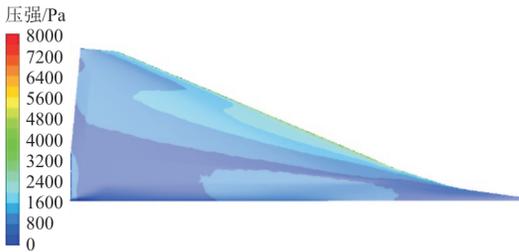
(a) 原始模型机翼下表面压力云图



(b) 变后掠后机翼下表面压力云图



(c) 原始模型机翼上表面压力云图



(d) 变后掠后机翼上表面压力云图

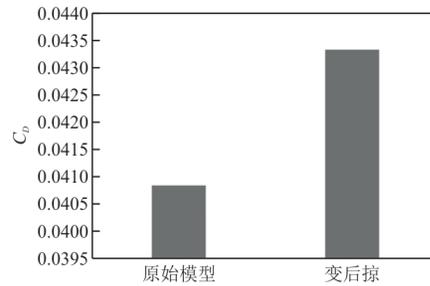
图 10 变后掠前后机翼表面压力云图

Fig. 10 Pressure cloud map of wing surface before and after variable sweep

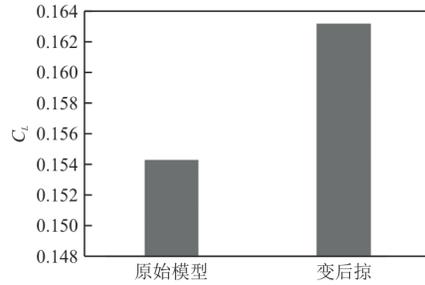
6 马赫 8° 攻角下变后掠前后飞行器气动数值如表 5 所示,根据表 5 绘制出图 11,再结合图 10 给出的机翼表面压力云图结果,综合分析得出结论:机翼变后掠设计可提高飞行器力矩系数、升力系数、阻力系数,但由于阻力系数增加量大于升力系数增加量,升阻比下降。其原因是:在高超声速条件下,机翼后掠角增加,导致机翼前方波阻增加,阻力增大;机翼面积增加引起下表面压强增加的同时,上表面压强也增加。即机翼面积增加引起的升力效果不如前缘激波对飞行器阻力产生的影响大。

表 5 变后掠飞行器 6 马赫 8° 攻角下气动数值
Table 5 Aerodynamic numerical simulation of a variable sweeping morphing aircraft at Mach 6 and 8° of attack

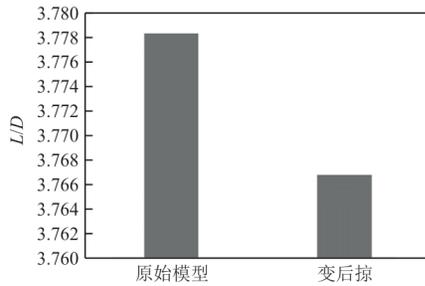
模型	C_D	C_L	L/D	C_m
原始模型	0.040 839	0.154 30	3.778	0.002 352
变后掠	0.043 318	0.163 17	3.767	0.003 780



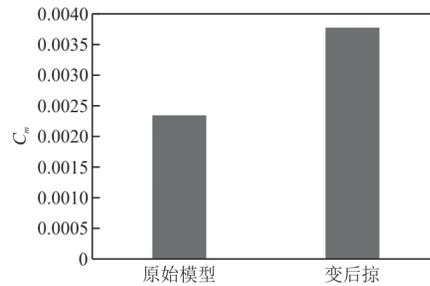
(a) 阻力系数



(b) 升力系数



(c) 升阻比



(d) 力矩系数

图 11 6 马赫 8° 工况下变后掠前后飞行器气动数值比较

Fig. 11 Comparison of the aerodynamic values of the aircraft before and after the variable sweep under Mach 6 and 8°

3.3 延伸机翼飞行器气动性分析

经过多种变形方案的尝试,最终采用设计工况下的最佳变形模型:直接延伸机翼变形设计方案,提升飞行器气动性。延伸机翼主要变形形式如图 12 所示,红色区域表示机翼面积延伸后的大致区域,延伸长度为 1 000 mm,升降舵面直接平移 1 000 mm,然后将延伸部分和升降舵一同向上旋转 3.5° 。设计原理:通过不改变后掠角、直接增加机翼面积,提高升力系数;不改变机翼后掠角、将延伸部分向上旋转,变体部分进行上偏,一方面控制阻力的增加,另一方面也是解决低头力矩的有效方法。



图 12 延伸机翼
Fig. 12 Extended wing

机翼延伸前后飞行器阻力系数、升力系数、升阻比和力矩系数随攻角变化曲线如图 13 所示,可以看出:机翼延伸变形高超声速飞行器气动特性符合一般规律。

对图 13(c)进行局部放大得到图 14,可以看出:在 6 马赫 $8^\circ \sim 20^\circ$ 攻角范围内,延伸变形飞行器升阻比大于原始飞行器升阻比,气动性提高。

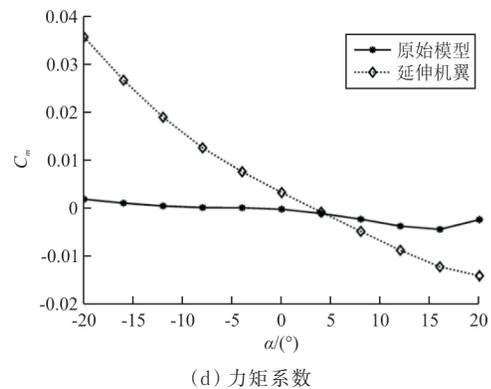
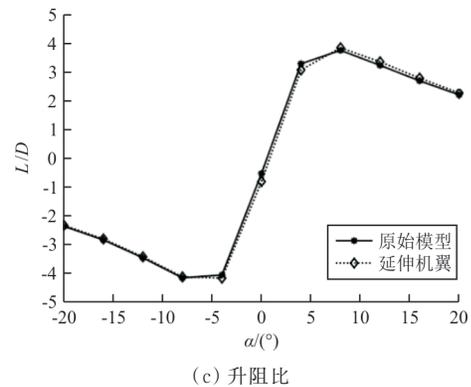
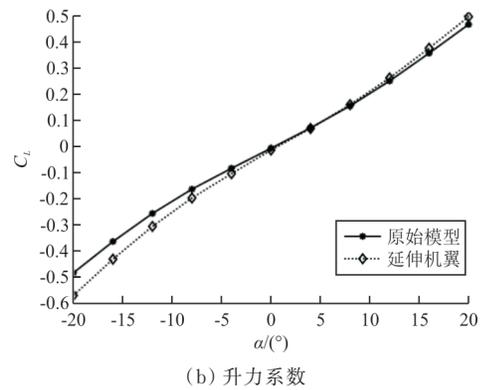
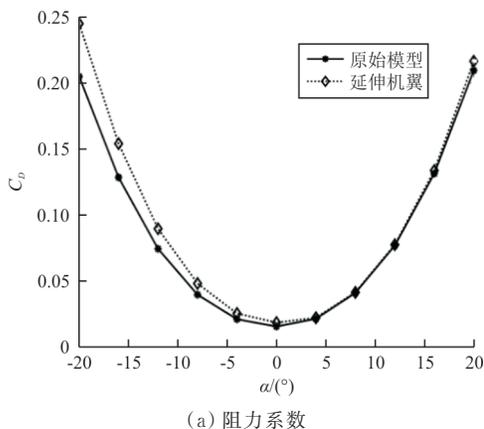


图 13 机翼延伸前后气动性比较
Fig. 13 Aerodynamic characteristics of the aircraft before and after extending wing

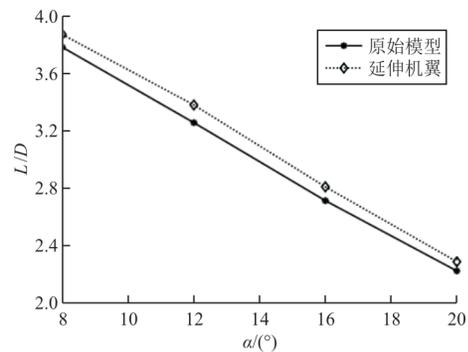
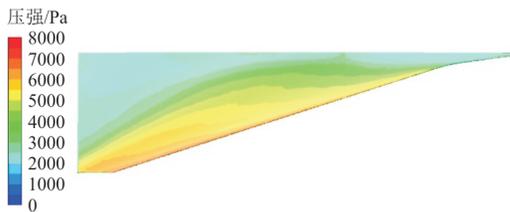


图 14 升阻比
Fig. 14 Lift-to-drag ratio

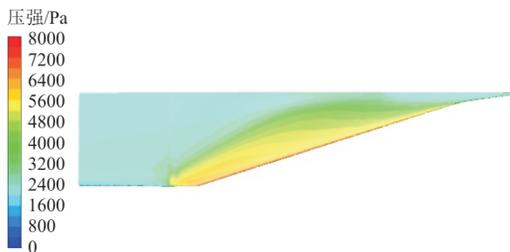
本文只通过改变机翼来提升飞行器整体的气动性,故延伸机翼变形情况下气动性得到上述结果已是很好的提升;对高超声速飞行器进行延伸机翼变形,一方面提升飞行器整体的升力系数;另一方面相比较其他方式能有效控制飞行器阻力系数的增加,提高高超声速飞行器稳定飞行时的飞行效率,节约能源。

根据定义纵向静稳定性,图 13(d)中俯仰力矩系数随着攻角的升高单调递减,满足 $\partial M_z / \partial \alpha < 0$,即飞行器在飞行过程中是纵向静稳定的。延伸机翼后力矩系数比原始模型显著增加,特别是在大攻角情况下,针对力矩系数的影响可以采用打舵面的方式增加飞行器稳定性;可以在小攻角情况下进行机翼延伸变形以避免力矩系数变化过大;或者在设计原始飞行器时合理配置机身与机翼的长度关系,达到延伸机翼后控制力矩系数的目的;此结论可为变体机翼设计提供重要参考。

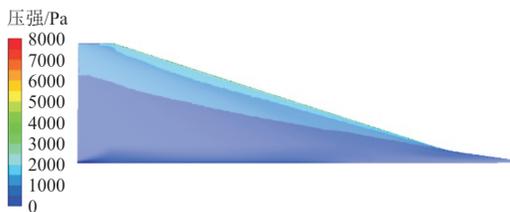
6 马赫 8° 攻角工况下,对延伸前后机翼表面压强分布进行比较,如图 15 所示,可以看出:延伸机翼后,由于机翼向后伸出,机翼面积增大,原始机翼上的压强分布几乎不变,机翼延伸部分压强分布均匀,这样有利于提升飞行器的升力性能、控制阻力系数的增加。



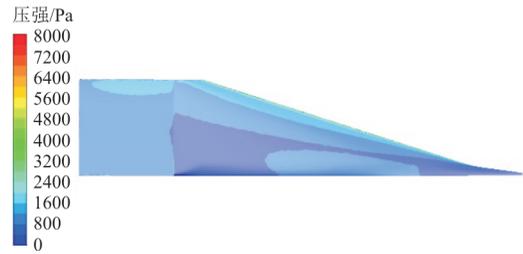
(a) 原始模型机翼下表面压力云图



(b) 延伸机翼后机翼下表面压力云图



(c) 原始模型机翼上表面压力云图



(d) 延伸机翼后机翼上表面压力云图

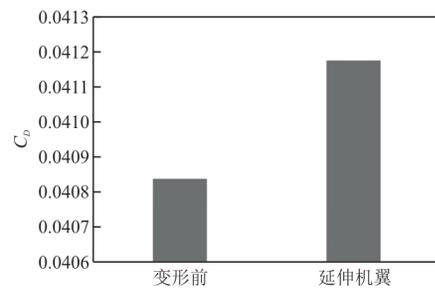
图 15 延伸机翼前后机翼表面压力云图

Fig. 15 Pressure cloud map of wing surface before and after extending

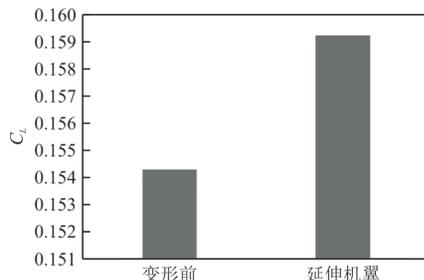
6 马赫 8° 攻角下延伸机翼前后飞行器气动数值如表 6 所示,根据表 6 绘制出图 16,再结合图 15 给出的延伸前后机翼表面压力云图分布结果,综合分析得出结论:6 马赫 8° 攻角下,延伸机翼高超声速飞行器提高升力系数、力矩系数、阻力系数,由于升力系数增加量大于阻力系数增加量,机翼延伸后飞行器升阻比得到提高。其原因是:不改变后掠角直接延伸机翼,增加机翼面积,提高升力;机翼在后方延伸,对机翼前方的波阻影响很小,从而在增加升力系数的同时控制阻力系数的增加,提高高超声速飞行器气动性。

表 6 延伸机翼后飞行器 6 马赫 8° 攻角下气动数值
Table 6 Aerodynamic values of aircraft with extended wings at Mach 6 and 8° angle of attack

模型	C_D	C_L	L/D	C_m
原始模型	0.040 839	0.154 30	3.778	0.002 352
延伸机翼	0.041 175	0.159 22	3.867	0.004 886



(a) 阻力系数



(b) 升力系数

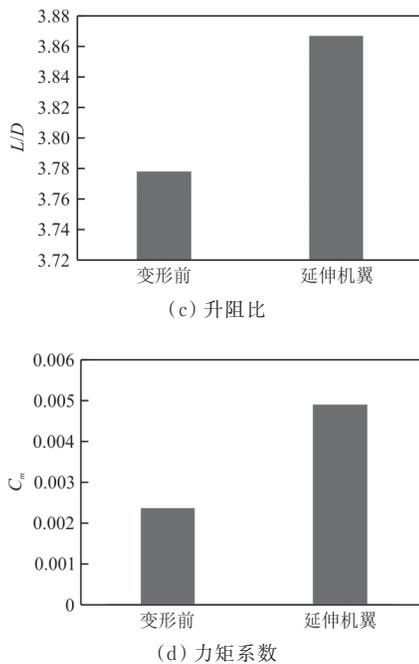


图 16 6 马赫 8° 工况下机翼延伸前后飞行器气动数值比较

Fig. 16 Comparison of the aerodynamic values of the aircraft before and after the extending under Mach 6 and 8°

4 结 论

1) 变后掠机翼高超声速飞行器气动性随攻角变化趋势稳定,符合理论规律;但后掠角增加导致激波阻力增大,故变后掠设计不能在高超声速飞行器设计工况(6 马赫 8°)下实现提升气动性的目标。

2) 延伸机翼高超声速飞行器气动性随攻角变化特性符合一般规律;延伸后高超声速飞行器在设计工况(6 马赫 8°)下升力系数增加、升阻比增加,可实现提升飞行器气动性的目标。

3) 两种针对高超声速飞行器进行的变形设计都有效地提高了飞行器力矩系数。

4) 相比较亚声速飞行器,高超声速飞行器飞行工况更复杂,激波等对飞行器气动性影响较大,变形设计时要充分考虑高超声速飞行器的飞行特点。

参 考 文 献

- [1] 马征. 国外下一代战斗机和高超声速飞机结构技术发展综述[J]. 强度与环境, 2021, 48(5): 15-21.
MA Zheng. Review on the development of next-generation fighter and hypersonic aircraft structural technology abroad [J]. Strength and Environment, 2021, 48(5): 15-21. (in Chinese)
- [2] 杨志红. 高超声速飞行器制导控制技术发展回顾与展望[J]. 战术导弹技术, 2017(4): 18-24.
YANG Zhihong. Review and prospect of guidance and control technology for hypersonic vehicle [J]. Tactical Missile Technology, 2017(4): 18-24. (in Chinese)
- [3] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [4] 张灿, 王轶鹏, 叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 81-86.
ZHANG Can, WANG Yipeng, YE Lei. A review of the development of hypersonic vehicle technology abroad in the past ten years[J]. Tactical Missile Technology, 2020(6): 81-86. (in Chinese)
- [5] 刘薇, 龚海华. 国外高超声速飞行器发展历程综述[J]. 飞航导弹, 2020(3): 20-27, 59.
LIU Wei, GONG Haihua. A review of the development history of foreign hypersonic vehicles [J]. Aeronautical Missiles, 2020(3): 20-27, 59. (in Chinese)
- [6] 倪迎鸽, 杨宇. 自适应机翼翼型变形的研究现状及关键技术[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 297-308.
NI Yingge, YANG Yu. Research status and key technologies of adaptive aircraft warping [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 297-308. (in Chinese)
- [7] MARTINEZ J M, SCOPELLITI D, BIL C, et al. Design, analysis and experimental testing of a morphing wing [C] // 25th AIAA/AHS Adaptive Structures Conference. [S.l.]: AIAA, 2017: 59-63.
- [8] SHI Rongqi, PENG Jie. Morphing strategy design for variable-wing aircraft [C] // 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Dallas, TX, USA: AIAA, 2015: 3002-3014.
- [9] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 426-443.
BAI Peng, CHEN Qian, XU Guowu, et al. Development status and prospect of key technologies for intelligent deformable aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 426-443. (in Chinese)
- [10] 李小飞, 张梦杰, 王文娟, 等. 变弯度机翼技术发展研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(2): 12-24.
LI Xiaofei, ZHANG Mengjie, WANG Wenjuan, et al. Research on the development of variable camber wing technology [J]. Aviation Science and Technology, 2020, 31(2): 12-24. (in Chinese)
- [11] 徐国武, 白鹏, 陈冰雁. 可变形飞行器新概念升阻特性分析[J]. 力学季刊, 2013, 34(3): 444-450.
XU Guowu, BAI Peng, CHEN Bingyan. Analysis of lift-drag characteristics of a new concept of deformable aircraft [J]. Quarterly Journal of Mechanics, 2013, 34(3): 444-450. (in Chinese)
- [12] 李俊成, 艾俊强, 李士途. 伸缩机翼变体飞机气动特性研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(1): 22-27.
LI Juncheng, AI Junqiang, LI Shitu. Research on aerody-

- dynamic characteristics of retractable wing variant aircraft [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2013, 4(1): 22-27. (in Chinese)
- [13] JIAO X, JIANG J. Learning control law of mode switching for hypersonic morphing aircraft based on type-2 TSK fuzzy neural network [J]. *International Journal of Machine Learning and Computing*, 2015, 5(4): 301.
- [14] 殷明. 变体飞行器变形与飞行的协调控制问题研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- YIN Ming. Research on coordinated control of deformation and flight of variant aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [15] 徐孝武, 张炜, 詹浩. 折叠机翼变体飞机非对称变形控制效率分析 [J]. *航空工程进展*, 2018, 9(2): 223-229.
- XU Xiaowu, ZHANG Wei, ZHAN Hao. Analysis of asymmetric deformation control efficiency of folded wing variant aircraft [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(2): 223-229. (in Chinese)
- [16] 彭悟宇, 杨涛, 涂建秋, 等. 高超声速变形飞行器翼面变形模式分析 [J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(3): 15-21.
- PENG Wuyu, YANG Tao, TU Jianqiu, et al. Analysis of airfoil deformation mode of hypersonic deformable aircraft [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(3): 15-21. (in Chinese)
- [17] BAO C Y, WANG P, TANG G J. Integrated method of guidance, control and morphing for hypersonic morphing vehicle in glide phase [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(5): 535-553.
- [18] HAJARIAN A, ZARGAR O, ZAKERZADEH M R, et al. Fabrication, characterization, and modeling of a structural flexible skin for applications in morphing wings [J]. *Mechanics of Materials*, 2022, 172: 1-12.
- [19] 丛歆雨, 吴杰. 可变形翼导弹动态气动特性的仿真研究 [J]. *宇航总体技术*, 2021, 5(5): 60-65.
- CONG Xinyu, WU Jie. Simulation research on dynamic aerodynamic characteristics of deformable wing missile [J]. *Astronautical Total Technology*, 2021, 5(5): 60-65. (in Chinese)
- [20] 熊莉芳, 林源, 李世武. $k-\epsilon$ 湍流模型及其在 FLUENT 软件中的应用 [J]. *工业加热*, 2007(4): 13-15.
- XIONG Lifang, LIN Yuan, LI Shiwu. $k-\epsilon$ turbulence model and its application in FLUENT software [J]. *Industrial Heating*, 2007(4): 13-15. (in Chinese)
- [21] ANSYS Inc. *Ansys fluent tutorial guide* [M]. US: ANSYS Inc., 2020.
- [22] 瞿章华. 高超声速空气动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999: 15.
- QU Zhanghua. *Hypersonic aerodynamics* [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1999: 15. (in Chinese)
- [23] 陆志良. 空气动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 13.
- LU Zhiliang. *Aerodynamics* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 13. (in Chinese)
- [24] 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 aerodynamic layout design technology of full-speed domain waverider variant [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)

作者简介:

张欣(1995—),女,硕士研究生。主要研究方向:自适应结构。

季宏丽(1983—),女,博士,教授。主要研究方向:声振耦合系统的测试与传感,结构健康监测与无损检测,自适应结构等。

周丹杰(1971—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器空气动力学。

刘燚(1988—),女,博士,高级工程师。主要研究方向:气动弹性力学,空气动力学。

何承军(1976—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器气动布局设计,流动控制技术。

裘进浩(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:结构的振动与噪声控制,流动控制,结构健康监测,能量回收,自适应结构,压电器件的精密传感与驱动技术等。

(编辑:马文静)