

组合动力宽速域变体飞行器建模与轨迹特性分析

张旭¹, 闫斌斌^{2*}, 刘双喜³, 闫杰¹, 黄伟³, 孟中杰²

(1. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 陕西 西安 710072; 2. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072;
3. 国防科技大学 先进推进技术实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要:组合动力宽速域飞行器能够在普通民用机场水平起飞, 适合多种地形和应用场景, 飞行速度可超过 $5Ma$ 。在组合动力飞行器中引入变体结构能够进一步拓宽速域和空域, 使其在宽速域、大包线条件下具有更好的飞行性能。建立了一种后掠角可变的飞行器模型, 包括外形结构、气动模型和动力模型, 并分析了模型中的耦合特性; 基于 Gauss 伪谱法分段优化了此飞行器的爬升轨迹, 并与固定外形飞行器的轨迹进行对比以分析其性能优势。仿真结果表明, 所建立的飞行器模型能够反映出宽速域变体飞行器所具有的飞行-动力、飞行-变体双重耦合特性, 变体结构的引入可以有效提升飞行器爬升段的爬升效率和节油性能。

关键词:宽速域; 变体飞行器; 涡轮基组合循环动力; 爬升轨迹优化; 伪谱法

中图分类号:V271.9 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2026)01-113-12

Modelling and trajectory characteristics analysis of a combined engine powered wide-speed range morphing aircraft

ZHANG Xu¹, YAN Binbin^{2*}, LIU Shuangxi³, YAN Jie¹, HUANG Wei³, MENG Zhongjie²

(1. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Advanced Propulsion Technology Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The combined engine powered wide-speed range morphing aircraft demonstrates horizontal takeoff capability from conventional civil airfields, exhibiting adaptability to diverse terrain and application scenarios, and can achieve flight speeds exceeding $5Ma$. The integration of morphing aerodynamic configurations into this aircraft architecture significantly enhances its operational speed range and spatial coverage, thereby optimizing flight performance across extended speed regimes and expansive flight envelopes. An aircraft model with variable-sweep wing configuration was established including the shape structure, aerodynamic model and power model, and the coupling characteristics in the model were analyzed. The trajectory in the take-off and climbing phase was segmentally optimised on the basis of the Gaussian pseudo-spectral method. Comparative analysis between morphing-wing configurations and fixed-geometry counterparts revealed critical performance advantages. Simulation results demonstrate that the proposed wide-speed range morphing aircraft model exhibits dual-coupling characteristics involving propulsion-flight interaction and morphodynamic coupling. It also proves that the sweep angle changing can effectively improve the climbing efficiency and fuel saving performance in the take-off and climbing phase.

Keywords: wide-speed range; morphing aircraft; turbine-based combined-cycle engine; climb trajectory optimization; pseudo-spectral method

宽速域飞行器的飞行速度可达 $5Ma$ 及以上, 因具备快速打击能力和灵活的机动性能而备受关注^[1-2]。此类飞行器一般通过助推火箭、轨道再入大气层和吸气式推进系统达到所需速度。与其他方式相比, 吸气式宽速域飞行器因

可重复使用、起飞平台要求低等优势成为研究热点^[3-4]。在相关技术的发展过程中, 学者们期望进一步拓宽此类飞行器的飞行速域, 扩大其飞行空域, 从而不断提升飞行性能和环境适应能力^[5]。研究发现, 在飞行器中加入变形结构

收稿日期: 2025-02-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(62173274)

第一作者: 张旭(1992—), 男, 内蒙古包头人, 博士研究生, E-mail: zhangxu533113@mail.nwpu.edu.cn

*通信作者: 闫斌斌(1981—), 男, 河南焦作人, 副教授, 博士, 博士生导师, E-mail: yanbinbin@nwpu.edu.cn

引用格式: 张旭, 闫斌斌, 刘双喜, 等. 组合动力宽速域变体飞行器建模与轨迹特性分析[J]. 国防科技大学学报, 2026, 48(1): 113-124.

Citation: ZHANG X, YAN B B, LIU S X, et al. Modelling and trajectory characteristics analysis of a combined engine powered wide-speed range morphing aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(1): 113-124.

能够提升飞行器在宽速域内的飞行性能,使其在亚/跨/超声速至高超声速范围均具有良好的气动表现^[6]。模型建立和轨迹优化是宽速域变体飞行器研制过程中需要重点解决的两个方面。

在宽速域变体飞行器的建模研究中,学者们探索了不同的变形方式^[7]。美国海军实验室设计了腹面可变形的飞行器^[8]。该飞行器机身采用乘波体构型,前缘和上表面固定,下表面由作动器驱动变形,可行速域为 $5Ma \sim 10Ma$ 。Dai 等^[9]设计了一种具有可变后掠角的乘波体飞行器,并对其在不同速域、不同构型下的气动特性进行了对比分析。Jin 等^[10]创新了一种参数化设计方法,优化了一种伸缩翼变体飞行器的外形,该飞行器在 $4.0Ma \sim 8.5Ma$ 的速域内均具有良好的气动性能。Liu 等^[11]研究了一种机翼平面形状和机翼剖面可同时变化的变形方式,能够保证该飞行器在 $0 \sim 6Ma$ 范围内均具有良好的升阻比。以上研究中不同的变形方式均能够使飞行器获得优越的宽速域气动性能,但未考虑飞行器的发动机模型,导致在进一步进行轨迹优化时只能针对无动力滑翔段开展研究。

轨迹优化是宽速域变体飞行器研究中的另一项主要工作。依据基本原理,求解轨迹优化问题的方法可分为数值解法和解析解法^[12]。对于模型中存在耦合和非线性特性的轨迹优化问题,解析求解的推导过程非常复杂,且需要将问题进行一定程度的简化,求解精度会受到影响^[13]。宽速域飞行器在速度大于 $5Ma$ 时,模型中存在的强非线性和耦合会造成轨迹优化问题难以解析求解,故一般采用数值解法^[14-15]。数值解法可分为直接法和间接法,间接法对初始条件取值精度要求较高,且难以处理各种复杂约束,所以直接法被认为具有更广泛的用途。目前在飞行器轨迹优化问题中运用最多的直接法主要包含群体智能算法、凸优化和伪谱法等。伪谱法将轨迹优化问题转化为非线性规划问题求解,具有较高的求解精度,近年来被广泛应用^[16]。

已有研究首先将伪谱法运用于固定外形滑翔式飞行器的轨迹优化问题求解^[17-19],此类飞行器不具有变体结构和动力系统,面向轨迹优化的模型较为简单。在飞行器中加入变体结构后,其气动性能将受到飞行状态和外形变化的共同影响,非线性与耦合性特征明显^[20]。目前,宽速域变体飞行器的轨迹优化也主要集中在再入滑翔段,未考虑组合动力带来的飞发耦合特性^[21]。岳彩红

等^[22]采用伪谱法优化了一种伸缩式变形飞行器滑翔段的轨迹并与固定外形飞行器的飞行性能进行了对比。Dai 等^[23]应用伪谱法对一种可变后掠角乘波体飞行器滑翔段的轨迹进行了优化,优化结果表明后掠角变化能够有效提升飞行器的滑翔距离。陈铁彪等^[24]基于伪谱法分析了一种临近空间变体飞行器的最优变形率。

与不考虑发动机模型的滑翔段相比,搭载组合动力系统的吸气式飞行器在爬升段的大攻角工况会引发飞发耦合特征,进一步强化模型的非线性^[25-26]。另外,组合动力飞行器在轨迹爬升段会进行动力模态的切换,使模型具有分段特性,增强轨迹优化问题的难度^[27]。刘凯等^[28]采用伪谱法面向涡轮/冲压发动机模态转换过程中容易出现推力陷阱问题进行一种组合动力飞行器的轨迹优化,以避免模态转换过程对飞行任务造成不利影响。王有盛等^[29]引入鸡群算法对伪谱法进行了改进,在考虑强飞发耦合特性的前提下优化得到了具有更低油耗特性的组合动力飞行器爬升段轨迹。但以上研究中的飞行器不具有变形能力,目前针对兼具飞行-动力、飞行-变体双重耦合特性飞行器的模型及其爬升段轨迹优化的研究很少。

针对现有研究未能体现组合动力宽速域变体飞行器模型特性的不足,本文建立能够表征飞行-变体、飞行-动力双重耦合的飞行器模型,并对其中的耦合特性进行了分析;基于 Gauss 伪谱法分段优化得到了组合动力宽速域变体飞行器爬升段轨迹,并与固定外形飞行器轨迹进行对比分析,验证所建立模型的可行性并分析得到了飞行器外形变化所带来性能优势的定量结果。

1 组合动力宽速域变体飞行器建模

1.1 宽速域变体飞行器模型

研究对象为一种可实现水平起降的宽速域变体飞行器,可通过后掠角的调整获得在 $0.3Ma \sim 7Ma$ 的良好气动性能。飞行器的机身采用类乘波体结构,后掠角可在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 连续变化,其外形如图 1 所示。

从水平起飞至转入 $7Ma$ 巡航的全过程,飞行器要经历从亚声速至高超声速的宽速域,以及从海平面附近至 25 km 高度的大空域。在飞行器中加入变后掠结构能够改善飞行器的气动特性,提升全包线下的任务执行能力。飞行器变后掠过程如图 2 所示,在三种典型后掠角下的外形尺寸参数对比如表 1 所示。

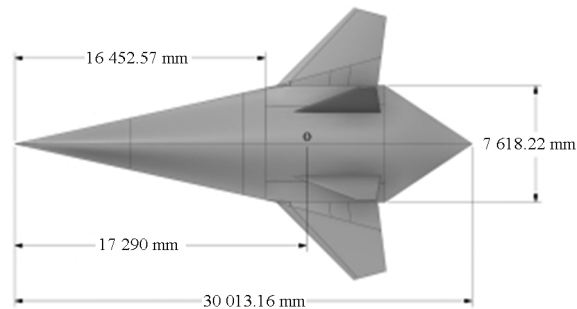


图 1 变体飞行器外形
Fig. 1 Morphing aircraft appearance

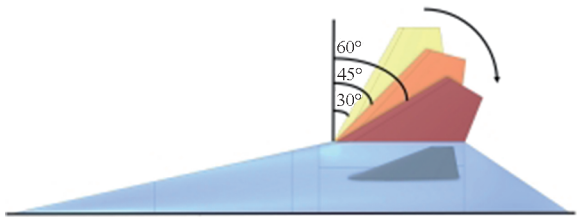


图 2 变后掠过程示意图
Fig. 2 Process schematic diagram of changing the sweep angle

表 1 三种典型后掠角下尺寸参数的比较
Tab. 1 Comparison of dimensional parameters at three different sweep angles

参数	后掠角		
	30°	45°	60°
翼根长度/m	6.627 7	6.617 6	7.089 5
翼尖长度/m	2.201 6	2.201 6	2.201 6
翼展/m	20.000 1	17.766 8	17.727 9
机翼面积/m ²	56.458 3	45.046 1	33.008 1
展弦比	4.83	4.02	3.82

采用 CFD 求解器计算了飞行器在整个飞行包线范围内的升、阻力数据。数值求解方法基于 Reynolds-averaged Navier-Stokes 方程和 Spalart-Allmaras 湍流模型,求解器中采用的计算方法见参考文献[30~32],计算中飞行器的网格划分如图 3 所示,采用 O 型拓扑结构,网格数量为 828 万。计算过程中攻角的取值范围是 $-2^{\circ} \sim 10^{\circ}$,特征后掠角的取值分别为 30° 、 45° 和 60° 。将计算得到的数据进行拟合,升力系数和阻力系数分别拟合为攻角的线性、二次函数,如式(1)所示。

$$\begin{cases} C_L = C_L^0(Ma, \bar{\Lambda}) + C_L^{\alpha}(Ma, \bar{\Lambda}) \cdot \alpha \\ C_D = C_D^0(Ma, \bar{\Lambda}) + C_D^{\alpha}(Ma, \bar{\Lambda}) \cdot \alpha + C_D^{\alpha^2}(Ma, \bar{\Lambda}) \cdot \alpha^2 \end{cases} \quad (1)$$

其中: C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数; α 为

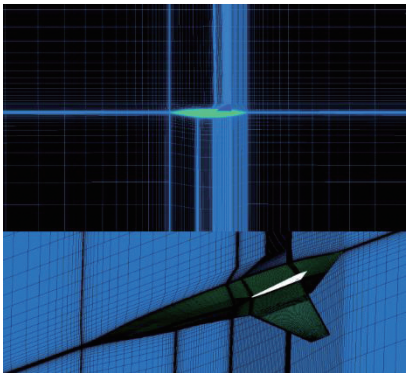
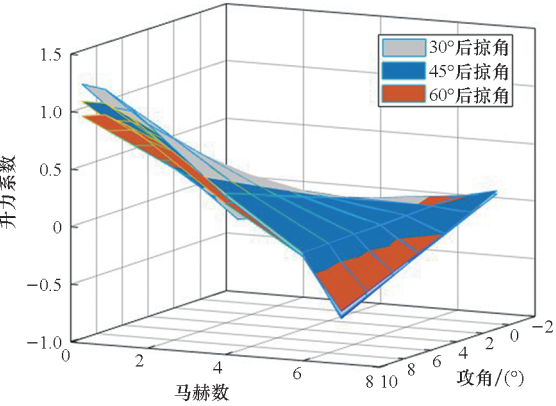


图 3 网格划分
Fig. 3 Grid division

攻角; $\bar{\Lambda}$ 为后掠角归一化数值,通过 $\bar{\Lambda} = (\Lambda - 30)/30$ 计算得到, Λ 为飞行器的后掠角度数。由式(1)可以看出,宽速域变后掠飞行器的升阻力系数主要受攻角、马赫数与后掠角三个物理量的影响。基于最小二乘法得到升力系数和阻力系数拟合结果的具体表达如式(2)和式(3)所示。进一步将其耦合关系以曲面形式表示,见图 4。

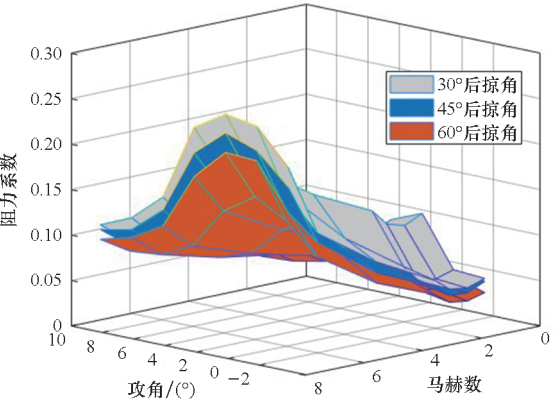
$$\begin{cases} C_L^0 = -0.105\,2 + 0.051\,7Ma - 0.028\,8\bar{\Lambda} - 0.011\,1Ma^2 - \\ \quad 0.010\,2\bar{\Lambda}^2 + 0.010\,9Ma\bar{\Lambda} + 0.001\,4Ma^3 + \\ \quad 0.032\,5\bar{\Lambda}^3 - 0.042\,9Ma\bar{\Lambda}^2 + 0.005\,8\bar{\Lambda}Ma^2 - \\ \quad 0.000\,1Ma^4 + 0.073\,7\bar{\Lambda}^4 + 0.009\,3Ma^2\bar{\Lambda}^2 - \\ \quad 0.001\,2Ma^3\bar{\Lambda} - 0.026\,6Ma\bar{\Lambda}^3 \\ C_L^{\alpha} = 0.115\,1 + 0.020\,4Ma + 0.057\,7\bar{\Lambda} - 0.025\,3Ma^2 - \\ \quad 0.026\,3\bar{\Lambda}^2 - 0.009\,8Ma\bar{\Lambda} + 0.005\,5Ma^3 - \\ \quad 0.030\,9\bar{\Lambda}^3 - 0.011\,3Ma\bar{\Lambda}^2 - 0.000\,6\bar{\Lambda}Ma^2 - \\ \quad 0.000\,4Ma^4 - 0.022\,1\bar{\Lambda}^4 - 0.003\,5Ma^2\bar{\Lambda}^2 - \\ \quad 0.000\,4Ma^3\bar{\Lambda} + 0.034\,4Ma\bar{\Lambda}^3 \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} C_D^0 = -0.002\,8 + 0.075Ma + 0.017\,7\bar{\Lambda} - 0.026\,7Ma^2 - \\ \quad 0.008\bar{\Lambda}^2 - 0.000\,9Ma\bar{\Lambda} + 0.003\,6Ma^3 - \\ \quad 0.013\bar{\Lambda}^3 - 0.015\,6Ma\bar{\Lambda}^2 - 0.000\,7\bar{\Lambda}Ma^2 - \\ \quad 0.000\,2Ma^4 + 0.000\,9\bar{\Lambda}^4 - 0.000\,7Ma^2\bar{\Lambda}^2 + \\ \quad 0.000\,2Ma^3\bar{\Lambda} + 0.016\,4Ma\bar{\Lambda}^3 \\ C_D^{\alpha} = -0.003\,6 + 0.002\,1Ma + 0.011\,7\bar{\Lambda} - 0.000\,9Ma^2 - \\ \quad 0.027\,3\bar{\Lambda}^2 - 0.006\,6Ma\bar{\Lambda} + 0.000\,2Ma^3 - \\ \quad 0.002\,2\bar{\Lambda}^3 - 0.019\,2Ma\bar{\Lambda}^2 - 0.000\,1\bar{\Lambda}Ma^2 + \\ \quad 0.018\,8\bar{\Lambda}^4 + 0.000\,2Ma^2\bar{\Lambda}^2 + 0.011\,9Ma\bar{\Lambda}^3 \\ C_D^{\alpha^2} = 0.001\,8 + 0.000\,6Ma + 0.013\,1\bar{\Lambda} - 0.000\,5Ma^2 - \\ \quad 0.027\,3\bar{\Lambda}^2 + 0.006\,0Ma\bar{\Lambda} + 0.000\,1Ma^3 - \\ \quad 0.005\,0\bar{\Lambda}^3 - 0.018\,9Ma\bar{\Lambda}^2 + 0.019\,1\bar{\Lambda}^4 + \\ \quad 0.012\,9Ma\bar{\Lambda}^3 \end{cases} \quad (3)$$



(a) 升力系数拟合关系图

(a) Lift coefficient fitting relationship graph



(b) 阻力系数拟合关系图

(b) Drag coefficient fitting relationship graph

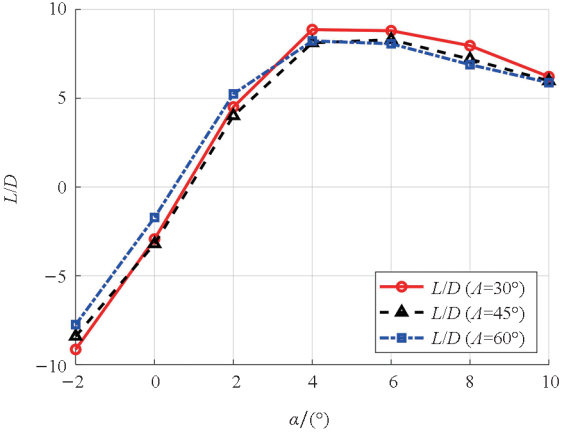
图 4 升阻力系数拟合数据

Fig.4 Fitting data of lift and drag coefficient

由图 4 可以看出,所研究飞行器在亚声速至高超声速阶段,其最大升力系数的构型逐渐由 30°后掠角转变为 60°,而 60°后掠角构型在很宽的速域范围内都具有最小的阻力系数,并且阻力系数相较于升力系数具有更明显的非线性特征。进一步对比飞行器在宽速域下的升阻比以明确其对爬升段轨迹的影响机理。三种典型后掠角下飞行器在不同速域下的升阻比的对比情况如图 5 所示。

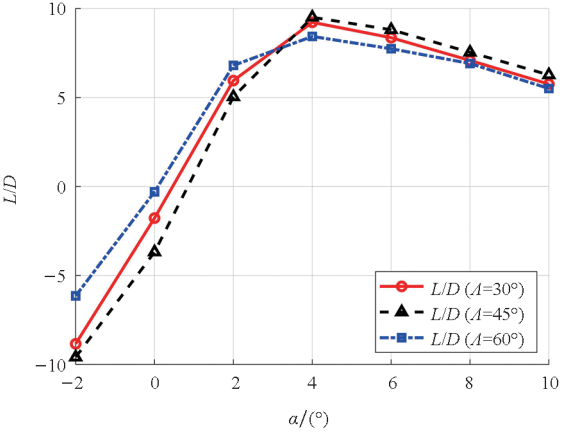
分析图 5 中的数据可知,研究对象在 0.3Ma ~ 7Ma 的宽速域范围内均具有良好的升阻比,能够满足飞行器在轨迹爬升阶段的气动需求。不同速域阶段具有最佳升阻比的典型后掠角构型不同。水平起飞阶段,30°后掠角构型能够为飞行器提供最佳的升阻比;在跨声速阶段和 4Ma 以上的飞行阶段,45°后掠角和 60°后掠角分别是最佳构型。

聚焦于宽速域变体飞行器起飞爬升段的轨迹优化问题,考虑攻角、后掠角对气动特性的耦合影响和攻角对推力、耗油量的影响,建立飞机的质点动力学微分方程如式(4)所示。



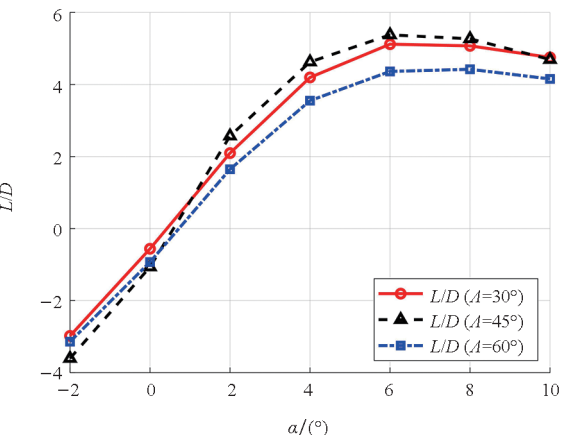
(a) 0.3Ma 时升阻比对比

(a) Lift-to-drag ratio comparison of 0.3Ma



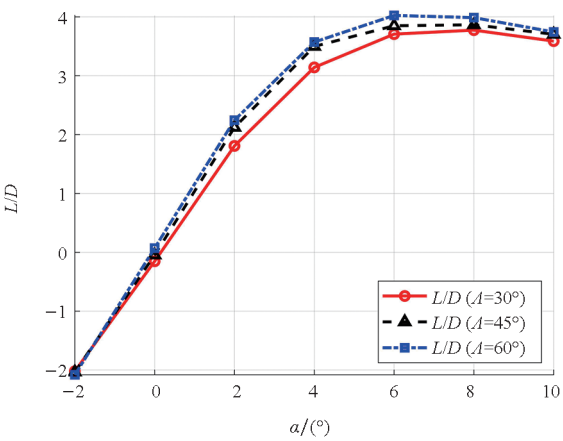
(b) 0.9Ma 时升阻比对比

(b) Lift-to-drag ratio comparison of 0.9Ma



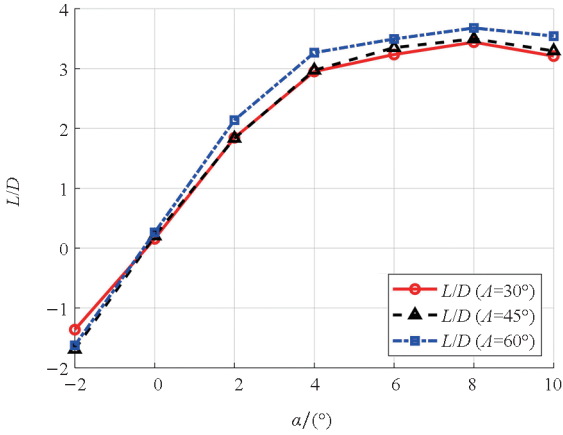
(c) 1.5Ma 时升阻比对比

(c) Lift-to-drag ratio comparison of 1.5Ma



(d) 4Ma 时升阻比对比

(d) Lift-to-drag ratio comparison of 4Ma



(e) 7Ma 时升阻比对比

(e) Lift-to-drag ratio comparison of 7Ma

图5 不同马赫数三种典型构型的升阻比对比
Fig.5 Comparison of lift-to-drag ratios for three typical configurations at different Mach numbers

$$\begin{cases} \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{x} = V \cos \gamma \\ \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D(\alpha, A)}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{T \sin \alpha + L(\alpha, A)}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{m} = -\Phi \end{cases} \quad (4)$$

其中: h 、 x 、 V 、 γ 和 m 分别代表飞行高度、航程、速度、航迹倾角和飞行器质量; L 、 D 、 T 分别代表飞行器受到的升力、阻力和推力,推力的计算公式将在下文中给出; Φ 为飞行器的耗油率。下面将分析宽速域变体飞行器模型中所存在的飞行-变体、飞行-动力双重耦合特性。

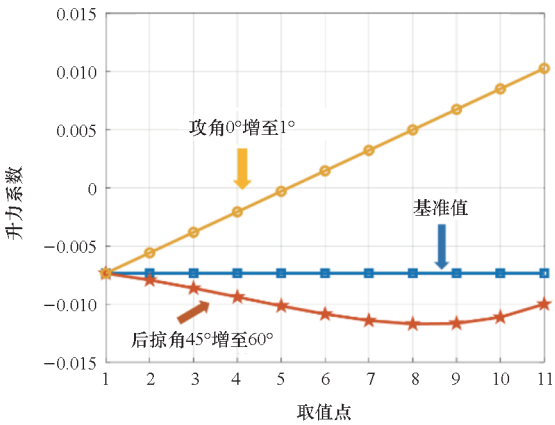
1.2 模型耦合特性分析

1.2.1 飞行-变体耦合特性分析

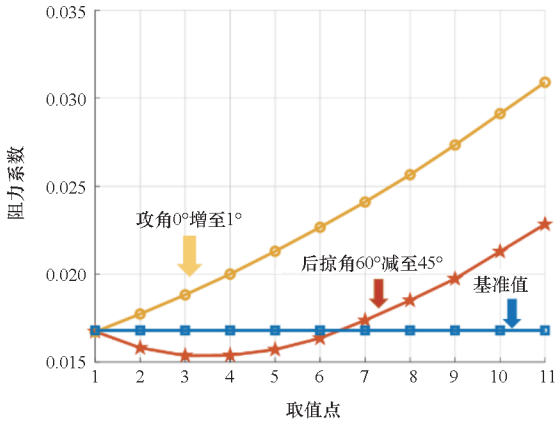
固定外形飞行器的气动力一般由飞行高度、

速度和攻角决定,而本文所研究变体飞行器的后掠角变化也会对其升阻力系数造成明显影响,进而造成气动力中存在飞行-变体耦合特性影响。其升力系数、阻力系数与攻角、后掠角的拟合计算方法已在式(2)和式(3)中给出。

为分析攻角与后掠角变化对飞行器气动特性影响的定量关系,以飞行器在 5Ma、20 km 高度的气动数据为例进行计算。攻角取固定值时,后掠角在 45°构型与 60°构型的转换过程中,最大可造成升力系数改变 59.81%,幅值与攻角变化 0.36°时相等。同样情况下,阻力系数最大改变量为 36.31%,相当于攻角变化 0.53°。攻角和后掠角对飞行器气动特性影响的定量分析如图 6 所示。



(a) 攻角和后掠角对升力系数的影响对比
(a) Comparison of the effects of attack angle and sweep angle on lift coefficient



(b) 攻角和后掠角对阻力系数的影响对比
(b) Comparison of the effects of attack angle and sweep angle on drag coefficient

图6 攻角和后掠角对气动系数的影响
Fig.6 Effect of attack angle and sweep angle on aerodynamic coefficient

1.2.2 飞行-动力耦合特性分析

所研究的水平起降变体飞行器以涡轮基组合

循环 (turbine-based combined-cycle, TBCC) 发动机作为动力装置, 采用飞行器与发动机一体化的设计方式, 设计原理参考文献[27, 33]。发动机由涡轮模态转至亚燃冲压模态的速域范围是 $2.5Ma \sim 3.5Ma$, 由亚燃冲压模态转至超燃冲压模态的速域范围是 $4Ma \sim 5Ma$ 。TBCC 发动机在涡轮、亚燃冲压和超燃冲压三种状态下的推力计算分别如式(5)~(7)所示。

$$T_{1\max} = (2.99 \times 10^5 - 10h + 1.33 \times 10^{-4}h^2 - 6.48 \times 10^{-10}h^3 + 3.75Ma^3)/32.2 \times 14.59 \times 9.8 \quad (5)$$

$$T_{2\max} = (3.93 \times 10^{-8} + 3.94 \times 10^5 Ma - 6.97 \times 10^5 Ma^2 + 8.07 \times 10^5 Ma^3 - 4.36 \times 10^5 Ma^4 + 1.16 \times 10^5 Ma^5 - 1.50 \times 10^4 Ma^6 + 7.53 \times 10^2 Ma^2)/32.2 \times 14.59 \times 9.8 \quad (6)$$

$$T_{3\max} = (3.93 \times 10^{-8} + 3.94 \times 10^5 Ma_T - 6.97 \times 10^5 Ma_T^2 + 8.07 \times 10^5 Ma_T^3 - 4.36 \times 10^5 Ma_T^4 + 1.16 \times 10^5 Ma_T^5 - 1.50 \times 10^4 Ma_T^6 + 7.53 \times 10^2 Ma_T^2)/32.2 \times 14.59 \times 9.8 + 2.00 \times 10^5 (Ma_T - Ma)/32.2 \times 14.59 \times 4.9 \quad (7)$$

式(7)中, Ma_T 为固定常数, 取值为 4。发动机在涡轮状态和冲压状态下每秒的耗油量可由式(8)和式(9)计算得出。

$$\Phi_{1\max} = T_{1\max}/[9.8 \times (71.2Ma^2 - 559.2Ma + 3533)] \quad (8)$$

$$\begin{cases} \Phi_{2\max} = T_{2\max}/[9.8 \times [1312.5 - 105(Ma - 3)]] \\ \Phi_{3\max} = T_{3\max}/[9.8 \times [1312.5 - 105(Ma - 3)]] \end{cases} \quad (9)$$

飞/发一体化结构会使一定攻角下飞机发动机进气道内的流场发生畸变^[34-35], 造成来流攻角对发动机推力、油耗特性的耦合影响。根据文献[36-37], 可采用多项式拟合的方法描述攻角对冲压发动机推力和油耗特性的影响。拟合关系可由式(10)表示。

$$\begin{cases} T_\alpha(\alpha) = \frac{T(\alpha)}{T(\alpha=0^\circ)} \times 100\% \\ \Phi_\alpha(\alpha) = \frac{\Phi(\alpha)}{\Phi(\alpha=0^\circ)} \times 100\% \end{cases} \quad (10)$$

其中, $T_\alpha(\alpha)$ 和 $\Phi_\alpha(\alpha)$ 分别为表征攻角对冲压发动机推力和耗油率影响的无量纲系数, 随攻角增大呈先增大后减小的趋势, 可通过二次函数的形式描述 $T_\alpha(\alpha)$ 和 $\Phi_\alpha(\alpha)$ 的变化规律, 见式(11)。

$$\begin{cases} T_\alpha(\alpha) = -0.0060\alpha^2 + 0.0288\alpha + 1.0001 \\ \Phi_\alpha(\alpha) = -0.0048\alpha^2 - 0.0001\alpha + 1.0000 \end{cases} \quad (11)$$

当 TBCC 组合动力工作在冲压模态时, 以 0° 攻角下推力和耗油率数值分别乘以无量纲系数 $T_\alpha(\alpha)$ 和 $\Phi_\alpha(\alpha)$ 即可得到不同攻角条件下考虑飞发耦合特性的推力和耗油率取值, 故发动机在涡轮模态和冲压模态下的推力、耗油率可分别通过式(12)和式(13)计算。

$$\begin{cases} T_1 = \varphi(t) \cdot T_{1\max} \\ \Phi_1 = \varphi(t) \cdot \Phi_{1\max} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} T_2 = \varphi(t) \cdot T_{2\max} \cdot T_\alpha(\alpha) \\ \Phi_2 = \varphi(t) \cdot \Phi_{2\max} \cdot \Phi_\alpha(\alpha) \\ T_3 = \varphi(t) \cdot T_{3\max} \cdot T_\alpha(\alpha) \\ \Phi_3 = \varphi(t) \cdot \Phi_{3\max} \cdot \Phi_\alpha(\alpha) \end{cases} \quad (13)$$

其中, $\varphi(t)$ 为油门系数。本文后续的轨迹优化与分析中均考虑了飞发耦合特性的影响。

2 基于 Gauss 伪谱法的爬升段轨迹优化

2.1 轨迹优化问题建模

飞行器的轨迹优化问题本质上是一个最优控制问题^[33], 可以描述为: 优化得到最佳控制量序列, 使飞行器在满足各项约束的同时达到最优飞行目标。所研究宽速域变体飞行器轨迹优化问题包含三个控制变量, 如式(14)所示, 分别为攻角 α 、油门系数 φ 和后掠角 Λ 。

$$\mathbf{u} = [\alpha(t), \varphi(t), \Lambda(t)]^T \quad (14)$$

式(4)中通过微分方程解算的五个变量为状态变量, 记为:

$$\mathbf{x} = [h(t), x(t), V(t), \gamma(t), m(t)]^T \quad (15)$$

采用以上定义可将宽速域变体飞行器的轨迹优化问题描述为最优控制问题: 优化得到最佳攻角、后掠角和油门系数曲线, 使爬升段轨迹在满足飞行约束的前提下实现飞行任务预设目标的最大或最小化。轨迹优化问题中的约束条件可以归纳为状态量约束、飞行安全约束和控制量约束。状态量约束用于描述状态量 \mathbf{x} 需满足的初始约束、终端约束和边界约束, 可由式(16)表示。

$$\begin{cases} \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \\ \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}_f \\ \mathbf{X}_{\min} \leq \mathbf{x}(t) \leq \mathbf{X}_{\max} \end{cases} \quad (16)$$

飞行器在超声速阶段的飞行过程中可能会产生较大的热流率 \dot{Q} 、法向过载 n_L 和动压 P_d 。

过大的热流会影响飞行器的结构材料性能,过载和动压超限会导致飞行器的结构强度发生变化,所以需对其加以约束以保证飞行过程的安全。

飞行安全约束的条件如式(17)所示,式中 \dot{Q}_{\max} 、 P_{\max} 和 N_{\max} 分别为热流率、动压和法向过载取值范围的上界; \dot{Q}_{\min} 、 P_{\min} 和 N_{\min} 分别为热流率、动压和法向过载取值范围的下界。热流率 \dot{Q} 、法向过载 n_L 和动压 P_d 可通过式(18)计算,其中, k_Q 为与飞行器结构特性相关的常数。

$$\begin{cases} \dot{Q}_{\min} \leq \dot{Q}(\mathbf{x}) \leq \dot{Q}_{\max} \\ P_{\min} \leq P_d(\mathbf{x}) \leq P_{\max} \\ N_{\min} \leq n_L(\mathbf{x}) \leq N_{\max} \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \dot{Q}(\mathbf{x}) = k_Q \rho^{0.5} v^{3.15} \\ P_d(\mathbf{x}) = 0.5 \rho v^2 \\ n_L(\mathbf{x}) = \sqrt{L^2 + D^2} / (mg) \end{cases} \quad (18)$$

设置控制量约束的目的是根据飞行器的实际能力限定式(14)中的控制量及其变化率在可行范围内。控制量的幅值约束和变化率约束可分别表示为式(19)和式(20)。

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max} \\ \varphi_{\min} \leq \varphi(t) \leq \varphi_{\max} \\ \Lambda_{\min} \leq \Lambda(t) \leq \Lambda_{\max} \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_{\min} \leq \dot{\alpha}(t) \leq \dot{\alpha}_{\max} \\ \dot{\varphi}_{\min} \leq \dot{\varphi}(t) \leq \dot{\varphi}_{\max} \\ \dot{\Lambda}_{\min} \leq \dot{\Lambda}(t) \leq \dot{\Lambda}_{\max} \end{cases} \quad (20)$$

分段进行宽速域变体飞行器爬升段的轨迹优化,面向亚声速阶段的爬高需求和转入 $7Ma$ 巡航前的能耗最优。记飞行器跨越声速和转入高超声速巡航飞行的时刻分别为 t_1 和 t_f ,则优化目标可表示为式(21),即在跨声速时刻和转入 $7Ma$ 巡航前分别具有最大的爬升高度和最小的油耗。

$$\begin{cases} J_1 = \max(h(t_1)) \\ J_f = \max(m(t_f)) \end{cases} \quad (21)$$

2.2 轨迹优化算法原理

本文采用 Gauss 伪谱法作为轨迹优化问题离散化工具,采用序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP)作为优化算法。受论文篇幅限制,序列二次规划的基本原理和实现方法不在此详细描述,具体可见参考文献[38–39]。

3 仿真及分析

根据飞行器的轨迹特性,将轨迹分为水平起飞至跨声速段、跨声速至 $7Ma$ 巡航段分别进行优化。以宽速域变体飞行器在 45° 后掠角下的模型

作为基准固定构型,分析后掠角变化对飞行器爬升段轨迹形成的影响。

3.1 水平起飞至跨声速段轨迹优化与分析

研究对象可在普通民用机场水平起飞,爬升段轨迹的初始状态设置为:初始高度 $h_0 = 500\text{ m}$,初始速度 $V_0 = 100\text{ m/s}$,初始航迹倾角 $\gamma_0 = 0^\circ$,初始质量 $m_0 = 50\ 000\text{ kg}$ 。除式(16)所示的状态量约束条件外,飞行器在飞行全程航迹倾角的绝对值不能超过 30° 。飞行器水平起飞后的主要飞行目标是尽快穿越 10 km 高度以下的稠密大气层以降低飞行阻力。为保证飞行器结构的安全,飞行器在 10 km 以下的飞行速度不可超过声速。根据前期分析,此飞行器可在约 80 s 时到达 10 km 的飞行高度,故设置此阶段的终端时间 $t_1 = 80\text{ s}$,此阶段的轨迹优化目标设置为最大飞行高度: $J_1 = \max(h(t_1))$ 。基于伪谱法优化得到宽速域变体飞行器在水平起飞至跨声速段高度和速度变化情况分别如图7和图8所示。

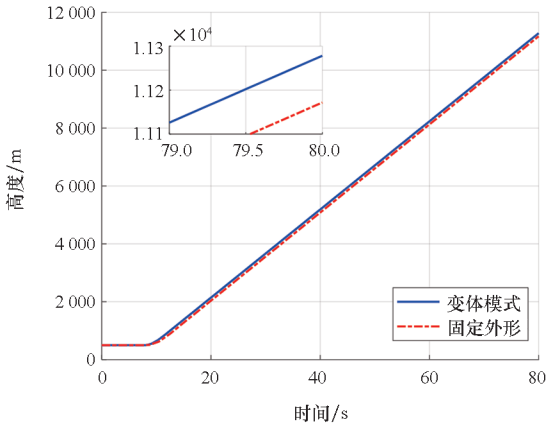


图 7 飞行包线区间一高度优化结果
Fig. 7 Optimization result of altitude in flight envelope range 1

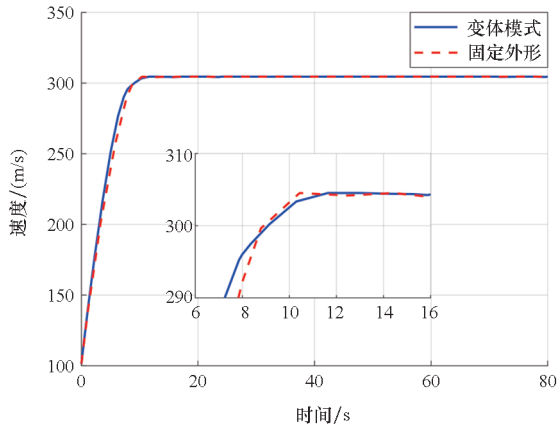


图 8 飞行包线区间一速度优化结果
Fig. 8 Optimization result of speed in flight envelope range 1

在变体模式和固定外形模式下,飞行器在 80 s 时高度均能达到 10 km 以上,固定外形的爬升高度为 11 171.78 m,变体模式下的爬升高度为 11 278.24 m,提升了 106.46 m。同时,变体模式较固定外形模式具有更好的加速特性,在加速爬升的前 8 s 均具有更大的速度。

宽速域变体飞行器更好的爬高和加速特性是因为其能够通过调整后掠角来获得爬升过程中更高的升阻比。起飞爬升过程中飞行器后掠角的变化过程如图 9 所示。飞行器在起飞爬升过程中后掠角逐步由 30° 增加至 45° ,这与前文中对变体飞行器气动特性的分析一致: $0.3Ma$ 下 30° 后掠角构型具有最佳的升阻比,随着飞行速度增大至跨声速区间, 45° 后掠角逐步变为最佳气动构型。

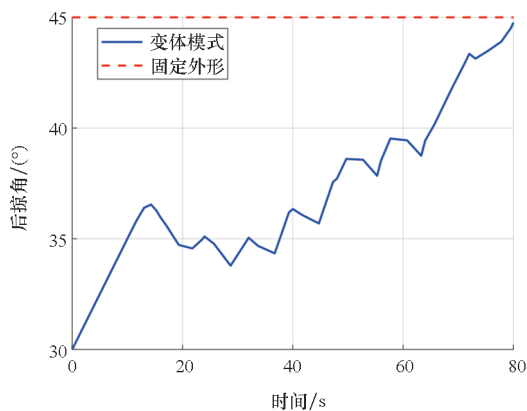


图 9 飞行包线区间一后掠角优化结果

Fig. 9 Optimization result of sweep angle in flight envelope range 1

水平起飞至跨声速段固定外形与变体模式下攻角、油门量曲线的变化情况分别如图 10、图 11 所示。由图可以看出,变体模式下的攻角曲线更为平滑,并且因为变体模式飞行器具有更好的气动性能,所以在部分时刻变体模式下飞行器

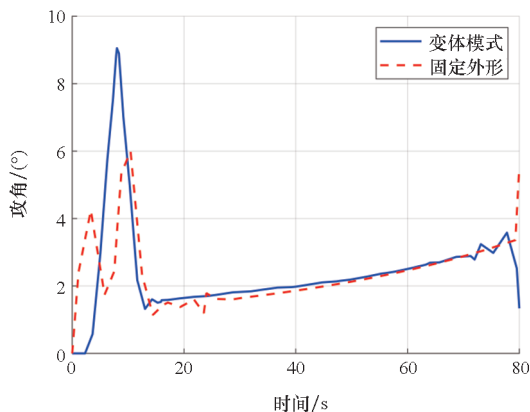


图 10 飞行包线区间一攻角优化结果

Fig. 10 Optimization result of attack angle in flight envelope range 1

所需的油门量明显低于固定外形模式,这会进一步导致起飞爬升过程中飞行器油耗特性的差异(如图 12 所示)。固定外形模式下飞行器完成此阶段加速爬升过程需耗油 1 141.73 kg,变体模型下的油耗为 1 114.71 kg,较固定外形模式减少了 27.02 kg。

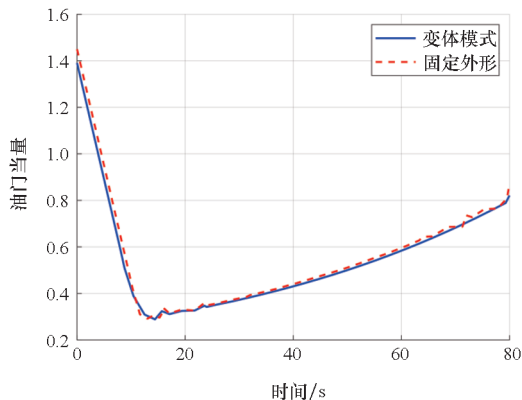


图 11 飞行包线区间一油门量优化结果

Fig. 11 Optimization result of throttle volume in flight envelope range 1

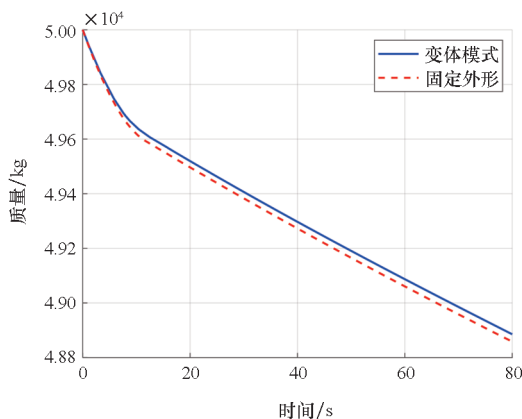


图 12 飞行包线区间一质量优化结果

Fig. 12 Optimization result of mass in flight envelope range 1

综合分析,本文研究的宽速域变体飞行器通过后掠角变化能够获得更加优越的气动特性,从而水平起飞至跨声速段爬升高度增大 106.46 m 的同时能够降低油耗 27.02 kg。

3.2 跨声速至 $7Ma$ 巡航段轨迹优化与分析

跨声速至 $7Ma$ 巡航段轨迹的起点为飞行器水平起飞至跨声速段的终点,即高度 10 km、速度 $1Ma$ 。在飞行器由跨声速爬升转入 $7Ma$ 巡航的飞行过程中,需经历组合动力系统工作模式的转换,由涡轮发动机逐步转变为超燃冲压发动机,故此过程飞行器的轨迹特性更为复杂。此阶段优化过程结束的终端条件为高度达到 25 km,速度达到

7Ma,且航迹倾角的幅值在5°以内,可总结为式(22),轨迹优化目标为使飞行过程产生的油耗最小,即 $J_f = \max(m(t_f))$ 。

$$\begin{cases} Ma_f = 7 \\ h_f = 25\,000\text{ m} \\ -5^\circ \leq \gamma_f \leq 5^\circ \end{cases} \quad (22)$$

优化所得跨声速至7Ma巡航段中宽速域变体飞行器高度和速度的变化曲线分别如图13和图14所示。分析可知,飞行器在固定外形模式和变体模式下均能够达到转入7Ma巡航的飞行状态,但速度、高度的变化过程以及动力模式的切换点均存在明显差异。固定外形飞行器由涡轮段转入亚燃冲压段的时间较早,但转换时刻的高度与变体模式大致相同,均为12.00 km左右。由亚燃冲压向超燃冲压模式转换时,变体飞行器选择的高度明显小于固定外形飞行器,分别为18.56 km和19.49 km。

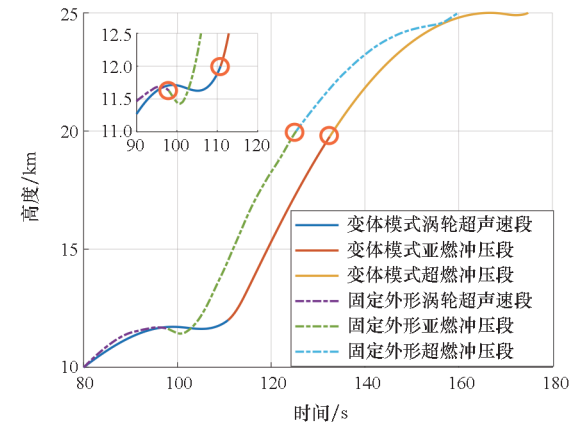


图13 飞行包线区间二高度优化结果
Fig. 13 Optimization result of altitude in flight envelope range 2

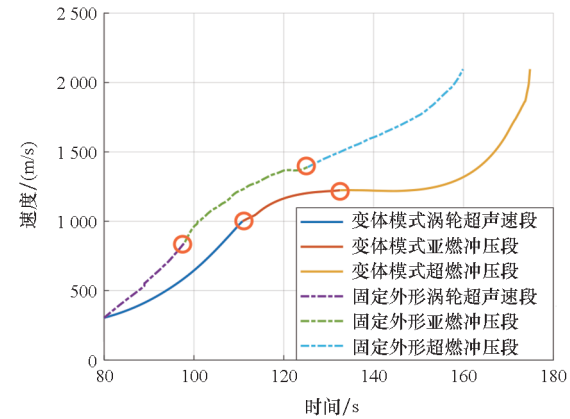


图14 飞行包线区间二速度优化结果
Fig. 14 Optimization result of speed in flight envelope range 2

体飞行器的轨迹特性与飞行速度的相关性较飞行高度而言更加紧密。如图14所示,飞行器在变体模式和固定外形模式下选择涡轮转亚燃冲压与亚燃冲压转超燃冲压所对应的速度点均不相同。固定外形飞行器由涡轮转亚燃冲压的速度约为903.35 m/s,而变体模式下进行此动力模式转换的速度约为1 002.47 m/s;固定外形飞行器由亚燃冲压转超燃冲压的速度约为1 397.25 m/s,而变体模式下进行这一动力模式转换的速度约为1 241.64 m/s。

跨声速至7Ma巡航段飞行器的航迹倾角变化情况如图15所示。在终端时刻,变体模式和固定外形模式下飞行器的航迹倾角均位于0°至5°的区间内,符合轨迹优化的终端约束条件。

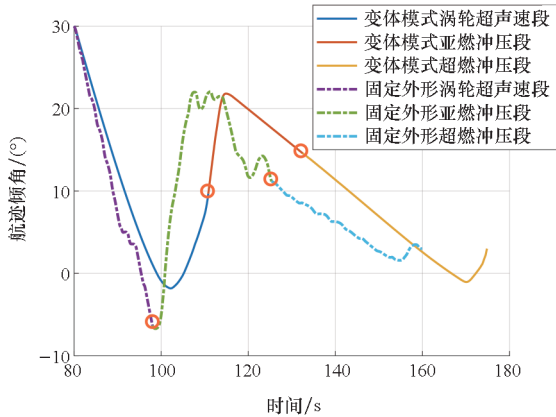


图15 飞行包线区间二航迹倾角优化结果
Fig. 15 Optimization result of track inclination angle in flight envelope range 2

本飞行阶段宽速域变体飞行器轨迹优化的目标为最小油耗。以上分析中固定外形与变体模式不同的飞行轨迹也对应了不同的油耗性能。飞行器在由跨声速转入7Ma巡航段的质量变化曲线如图16所示。在达到7Ma巡航状态时,飞行器

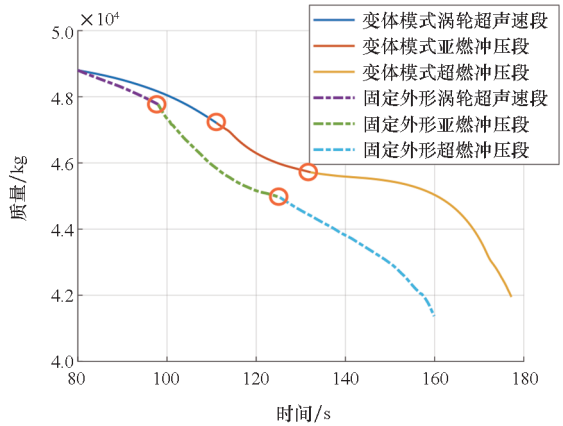


图16 飞行包线区间二质量优化结果
Fig. 16 Optimization result of mass in flight envelope range 2

受TBCC工作原理影响,组合动力宽速域变

在变体模式和固定外形模式下的质量分别为 41 964.67 kg 和 40 871.35 kg, 即通过飞行器变体可在此阶段节省燃料 1 093.32 kg。飞行器在此过程中后掠角的变化情况如图 17 所示。

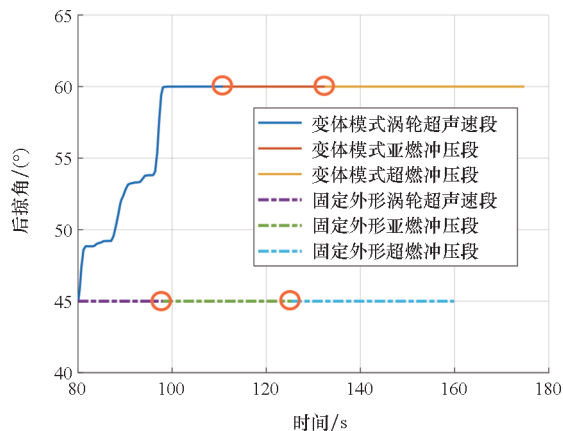


图 17 飞行包线区间二后掠角优化结果

Fig. 17 Optimization result of sweep angle in flight envelope range 2

由图 17 可以看出, 变体模式下, 飞行器在约 96 s 时转入最大后掠角即 60° 后掠角构型, 此时对应的飞行速度约为 543.52 m/s。由于变体模式下飞行器能够通过后掠角变化调整气动特性, 故优化得到的攻角和油门量相对固定外形模式均相对平滑。并且, 60° 后掠角条件下飞行器具有更好的升阻比特性, 所以变体模式下飞行器能够长时间以 0° 攻角状态飞行以降低飞行阻力 (如图 18 所示), 这对飞行器的节油能力有显著的提升作用。飞行过程中油门量曲线的对比如图 19 所示。

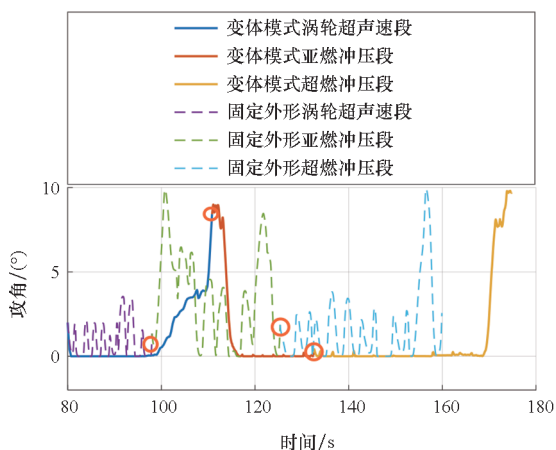


图 18 飞行包线区间二攻角优化结果

Fig. 18 Optimization result of attack angle in flight envelope range 2

4 结论

面向组合动力宽速域变体飞行器爬升段轨迹

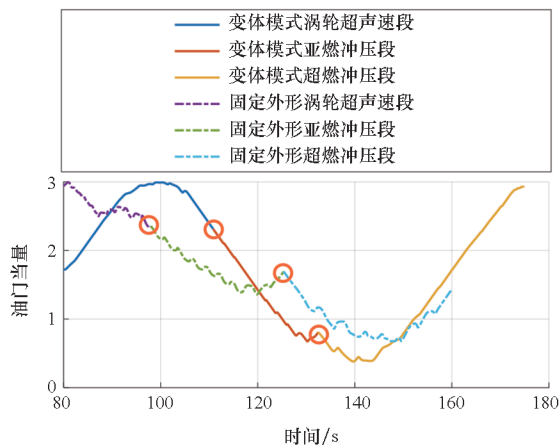


图 19 飞行包线区间二油门量优化结果

Fig. 19 Optimization result of throttle volume in flight envelope range 2

优化, 考虑其在宽速域、大空域下的性能需求以及飞行-变体、飞行-动力双重强耦合特性, 建立了飞行器模型, 并基于 Gauss 伪谱法对其轨迹特性进行了优化和分析。

1) 构建了一种后掠角可变的宽速域变体飞行器模型, 包括飞行器的外形结构、气动力模型和动力模型。该模型能够精确描述宽速域变体飞行器气动特性、后掠角与攻角之间的耦合关系以及飞行器的飞行-动力耦合关系。

2) 基于 Gauss 伪谱法对宽速域变体飞行器爬升段的轨迹特性进行分段分析。分析结果表明, 引入变后掠角结构后, 飞行器因更好的升阻比特性获得了更加优越的轨迹性能: 水平起飞至跨声速段高度增大 106.46 m 的同时能够降低油耗 27.02 kg, 跨声速至 $7Ma$ 巡航段能够减少油耗 1 093.32 kg。受宽速域变体飞行器起飞耦合特性的影响, 飞行器在变体模型和固定外形模式下所选择的最优动力模态转换点均不相同。

3) 文中飞行器的模型建立和轨迹优化结论能够为此类飞行器的相关研制工作奠定理论基础, 在后续的工作中将从机理层面深入研究各学科之间的耦合并进一步开展实际工程应用研究以提升研究成果的工程实用性。

参考文献 (References)

- [1] 屈峰, 王青, 程少文, 等. 基于气动/轨迹/控制耦合的飞/发一体高超声速飞机气动外形优化设计[J]. 航空学报, 2025, 46(4): 130874.
QU F, WANG Q, CHENG S W, et al. Aerodynamic shape optimization design of airframe/propulsion integrated hypersonic aircraft with aerodynamics/trajectory/control coupling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(4): 130874. (in Chinese)

[2] 刘双喜,刘世俊,李勇,等. 国外高超声速飞行器及防御体系发展现状[J]. 空天防御, 2023, 6(3): 39–51.
LIU S X, LIU S J, LI Y, et al. Current developments in foreign hypersonic vehicles and defense systems[J]. Air & Space Defense, 2023, 6(3): 39–51. (in Chinese)

[3] WANG X, DAI P, CHENG X M, et al. An online generation method of ascent trajectory based on feedforward neural networks[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 128: 107739.

[4] HUA S Y, WANG X G, WANG Z Y, et al. Integrated aerodynamic and trajectory studies of a long-range morphing missile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(6): 1934–1945.

[5] 柯智骞, 骆俊衡, 马锐, 等. 宽域自适应变体飞行器技术研究进展[J]. 战术导弹技术, 2024(4): 16–29.
KE Z Q, LUO J H, MA R, et al. Research progress of wide-range adaptive morphing aircraft technology[J]. Tactical Missile Technology, 2024(4): 16–29. (in Chinese)

[6] 甄子洋, 刘攀, 陆宇平. 变体飞行器智能变形与飞行控制技术进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 995–1006.
ZHEN Z Y, LIU P, LU Y P. Research progress on intelligent deformation and flight control technology of morphing aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 995–1006. (in Chinese)

[7] CHEN X Y, LI C N, GONG C L, et al. A study of morphing aircraft on morphing rules along trajectory[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 232–243.

[8] PHOENIX A A, ROGERS R E, MAXWELL J R, et al. Mach five to ten morphing waverider: control point study[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(2): 493–504.

[9] DAI P, YAN B B, HUANG W, et al. Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep-wing morphing waverider[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105703.

[10] JIN Z K, YU Z H, MENG F S, et al. Parametric design method and lift/drag characteristics analysis for a wide-range, wing-morphing glide vehicle[J]. Aerospace, 2024, 11(4): 257.

[11] LIU B, LIANG H, HAN Z H, et al. Surrogate-based aerodynamic shape optimization of a morphing wing considering a wide Mach-number range[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 124: 107557.

[12] 黄迅, 陈柏屹, 彭寿勇, 等. 控制约束下的高超声速飞行器轨迹优化策略[J]. 系统工程与电子技术, 2025, 47(5): 1646–1654.
HUANG X, CHEN B Y, PENG S Y, et al. Trajectory optimization strategy for hypersonic vehicle under control constraints[J]. Systems Engineering and Electronics, 2025, 47(5): 1646–1654. (in Chinese)

[13] 张尧, 龙腾, 史人赫, 等. 高超声速变体飞行器弹道设计优化技术进展[J]. 战术导弹技术, 2024(4): 30–40.
ZHANG Y, LONG T, SHI R H, et al. Progress in trajectory design and optimization for hypersonic morphing aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2024(4): 30–40. (in Chinese)

[14] 闫循良, 王舒眉, 王培臣, 等. RBCC 高超声速飞行器上升段轨迹快速优化[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(6): 1064–1072.
YAN X L, WANG S M, WANG P C, et al. Rapid ascent trajectory optimization of rocket-based combined cycle hypersonic vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(6): 1064–1072. (in Chinese)

[15] 吕翔, 何国强, 刘佩进. RBCC 飞行器爬升段轨迹设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1331–1337.
LYU X, HE G Q, LIU P J. Ascent trajectory design method for RBCC-powered vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(7): 1331–1337. (in Chinese)

[16] MAGEED MAHMOUD A, CHEN W C, ZHOU H, et al. Trajectory optimization for ascent and glide phases using Gauss pseudospectral method[J]. International Journal of Modeling and Optimization, 2016, 6(5): 289–295.

[17] WANG J Y, LIANG H Z, QI Z, et al. Mapped Chebyshev pseudospectral methods for optimal trajectory planning of differentially flat hypersonic vehicle systems[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 89: 420–430.

[18] 张笑妍, 程昊宇, 韩博, 等. 采用利希滕贝格图的高超声速飞行器轨迹优化[J]. 宇航学报, 2024, 45(2): 181–191.
ZHANG X Y, CHENG H Y, HAN B, et al. Hypersonic flight vehicle trajectory optimization using Lichtenberg figure[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(2): 181–191. (in Chinese)

[19] SU Y, LIU Y. Reentry trajectory optimization for reusable launch vehicle using marine predator whale optimizer and smoothing technique[J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 158: 109839.

[20] PENG W Y, YANG T, FENG Z W, et al. Analysis of morphing modes of hypersonic morphing aircraft and multiobjective trajectory optimization[J]. IEEE Access, 2019, 7: 2244–2255.

[21] 谢赞, 周灿灿, 赵振涛, 等. 宽速域飞行器发展及研究现状综述[J]. 空天技术, 2022(4): 28–39, 86.
XIE Z, ZHOU C C, ZHAO Z T, et al. Overview of development and research status of wide speed range aircraft[J]. Aerospace Technology, 2022(4): 28–39, 86. (in Chinese)

[22] 岳彩红, 唐胜景, 郭杰, 等. 高超声速伸缩式变形飞行器再入轨迹快速优化[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(8): 2232–2243.
YUE C H, TANG S J, GUO J, et al. Reentry trajectory rapid optimization for hypersonic telescopic deformable vehicle[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(8): 2232–2243. (in Chinese)

[23] DAI P, YAN B B, LIU R F, et al. Integrated morphing strategy and trajectory optimization of a morphing waverider and its online implementation based on the neural network[J]. IEEE Access, 2021, 9: 59383–59393.

[24] 陈铁彪, 龚旻, 王洪波, 等. 临近空间可变形滑翔飞行器轨迹优化与性能分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(9): 943–951.
CHEN T B, GONG M, WANG H B, et al. Trajectory optimization and performance analysis of the near-space morphing glide vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(9): 943–951. (in Chinese)

[25] 闫斌斌, 林泽淮, 刘双喜, 等. 基于动态逆控制的高超声速飞行器飞/发一体化控制方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(5): 878–886.
YAN B B, LIN Z H, LIU S X, et al. Research on integrated

aircraft-engine control method of hypersonic vehicle based on dynamic inversion control [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41 (5): 878 – 886. (in Chinese)

[26] 许斌, 王霞. 基于时标分解的弹性高超声速飞行器智能控制[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 624387.
XU B, WANG X. Time-scale decomposition based intelligent control of flexible hypersonic flight vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 624387. (in Chinese)

[27] 汤佳骏, 刘燕斌, 曹瑞, 等. 吸气式高超声速飞行器爬升段关键任务点的鲁棒优化[J]. 宇航学报, 2020, 41(5): 507 – 520.
TANG J J, LIU Y B, CAO R, et al. Robust optimization of key mission points in climbing phase for air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(5): 507 – 520. (in Chinese)

[28] 刘凯, 张永亮, 聂聆聪. 一种组合动力飞行器模式转换过程轨迹优化与控制方案[J]. 宇航学报, 2024, 45(3): 443 – 451.
LIU K, ZHANG Y L, NIE L C. A trajectory optimization and control scheme for mode conversion process of turbine-based combined cycle vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(3): 443 – 451. (in Chinese)

[29] 王有盛, 孙立国, 魏金鹏, 等. 基于改进鸡群-Gauss 伪谱法的组合动力飞机爬升轨迹优化方法[J]. 航空学报, 2025, 46(2): 230737.
WANG Y S, SUN L G, WEI J P, et al. Optimization of climb trajectory of combined-cycle engine powered aircraft based on improved CSO-Gauss pseudospectral method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46 (2): 230737. (in Chinese)

[30] ZHANG H, LI J, YANG Z. Double-decoupled inverse design of natural laminar flow nacelle under transonic conditions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(6): 1 – 18.

[31] ZHAO S, LI J, JIANG Y X, et al. Investigation of propeller slipstream effects on lateral and directional static stability of transport aircraft [J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2022, 16(1): 551 – 569.

[32] SHI W B, LI J, GAO H X, et al. Numerical investigations on drag reduction of a civil light helicopter fuselage [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106104.

[33] 李惠峰, 薛松柏, 张冉. 吸气式高超声速飞行器机体推进控制一体化建模方法研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1185 – 1194.
LI H F, XUE S B, ZHANG R. Research of modeling method based on integrated design for airframe-propulsion-control of AHV[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(9): 1185 – 1194. (in Chinese)

[34] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374 – 387.

[35] 周大鹏, 富佳伟, 杨大鹏. 高超声速飞行器主被动复合一体化容错控制方法[J]. 中国科学: 信息科学, 2024, 54(10): 2295 – 2307.
ZHOU D P, FU J W, YANG D P. Fault-tolerant control method for airbreathing hypersonic vehicles based on an active-passive composite approach [J]. Scientia Sinica Informationis, 2024, 54(10): 2295 – 2307. (in Chinese)

[36] 罗文莉, 李道春, 向锦武. 吸气式高超声速飞行器大迎角气动特性分析[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 223 – 231.
LUO W L, LI D C, XIANG J W. Aerodynamic characteristics analysis of air-breathing hypersonic vehicles at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 223 – 231. (in Chinese)

[37] 李乐, 姜光泰, 褚显应, 等. TBCC 飞行器发动机尺寸选型及爬升策略设计[J]. 宇航学报, 2018, 39(1): 17 – 26.
LI L, JIANG G T, CHU X Y, et al. Research on TBCC engine size selection and ascent strategy of combined-cycle aircraft[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(1): 17 – 26. (in Chinese)

[38] BOGGS P T, TOLLE J W. Sequential quadratic programming for large-scale nonlinear optimization [J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 124(1/2): 123 – 137.

[39] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. SNOPT: an SQP algorithm for large-scale constrained optimization[J]. SIAM Review, 2005, 47(1): 99 – 131.