

## 高超声速伸缩翼变形飞行器轨迹多目标优化\*

彭悟宇<sup>1</sup>, 杨涛<sup>1</sup>, 王常悦<sup>2</sup>, 丰志伟<sup>1</sup>, 涂建秋<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

**摘要:**针对高超声速条件下变形技术的应用模式,对具有伸缩翼的组合式飞行器滑翔弹道进行了多目标优化研究。介绍了伸缩翼的变形模式,给出了不同变形状态下的气动特性;建立了三自由度滑翔轨迹动力学模型和伸缩翼前缘热流计算模型;采用 MOEA/D 多目标优化算法,以变形条件和飞行攻角为设计变量、以最大射程和最小翼前缘总吸热量为目标函数,进行了多目标优化计算。优化结果表明,MOEA/D 计算得到了相对均匀分布的 Pareto 最优解集,将伸缩翼外形与无变形外形相比,飞行器滑翔段射程得到了显著提高,同时伸缩翼前缘总吸热量有明显的降低。

**关键词:**变形飞行器;高超声速;伸缩翼;轨迹优化;多目标优化

中图分类号:V412.4 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2019)01-041-07

## Trajectory multi-objective optimization for hypersonic telescopic wing morphing aircraft

PENG Wuyu<sup>1</sup>, YANG Tao<sup>1</sup>, WANG Changyue<sup>2</sup>, FENG Zhiwei<sup>1</sup>, TU Jianqiu<sup>2</sup>

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to explore the application of morphing technology in hypersonic aircraft, a hypersonic morphing aircraft based on telescopic wing was proposed. Then the trajectory of glide phase was optimized through multi-objective optimization method. Firstly, the aerodynamic characteristics of different telescopic morphing phases were offered, the 3-degree of freedom dynamic model of free glide phase and the heat flux model of the leading edge of the wing were built. In the MOP (multi-objective optimization problem), the two optimization objectives were the range of trajectory, and the total heat of the leading edge of the wing. The optimization variables include the Mach numbers when the aircraft was morphing, and the angle of attack of different phases. MOP was solved by using the MOEA/D (multi-objective evolutionary algorithm based on decomposition). Numerical simulation results show that the proposed method can obtain the Pareto Front. Also, compared with the non-morphing aircraft, the aircraft can achieve a larger range and a smaller total heat of the leading edge of the wing.

**Keywords:** morphing aircraft; hypersonic; telescopic wing; trajectory optimization; multi-objective optimization

随着任务要求及飞行环境日趋复杂化,针对飞行器的性能要求也越来越高,迫使飞行包线逐渐扩大,为了适应未来战场复杂多变的局势,变形飞行器的概念应运而生。变形飞行器是一种多功能多形态的飞行器,可以根据飞行环境、飞行剖面和任务需求进行自适应变形。变形飞行器的飞行轨迹、飞行高度和飞行速度等机动多变,飞行状态多样(如起降、巡航、机动、盘旋和俯冲等)。在不同飞行条件下执行不同飞行任务时,采用变形技术均能发挥飞行器最优的飞行性能<sup>[1]</sup>。

与传统飞行器相比,变形飞行器通过变形可以提高飞行性能,有望形成新的舵面设计和控制

方法,提高飞行器操纵控制效率,同时有望拓宽其在跨高度、跨速度条件下稳定工作的能力,提高推进效率,有机动力强、工作空域广、控制品质好等优点<sup>[2]</sup>。对于高超声速飞行器,通过使用大水平翼面对称气动布局时来实现高升阻比的同时,往往会给飞行器在主动段时的静不稳定状态下的姿态控制和在飞行末段的快速机动控制带来一定的设计困难,也难以满足不同发射条件下的尺寸约束。同时,很难实现全速域和大空域下的最优气动性能。

随着智能材料和结构等相关学科的发展,变形飞行器的相关研究已引起国内外学者的广泛关

\* 收稿日期:2017-11-24

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11772353)

作者简介:彭悟宇(1990—),男,四川绵阳人,博士研究生,E-mail: pengwy@foxmail.com;

杨涛(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail: taoy90@163.com

注。在现有研究中,大多数是以低速条件下的变形飞行器为对象进行研究,对应用于跨声速到超声速变形飞行器的相关研究相对较少。在美国国防部高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)开展的变形飞机结构(Morphing Aircraft Structures, MAS)项目中,按照合同要求,三家承包商分别进行了满足飞行器需求的变形方案设计,并在 DARPA 的资助下开展了相应的原型机开发和风洞试验,三家承包商分别采用了伸缩、变后掠以及三维折叠的变形模式来满足合同要求<sup>[3-5]</sup>。国外的 Bae 等<sup>[6-7]</sup>和国内的陈钱等<sup>[8]</sup>、郭建国等<sup>[9]</sup>、徐国武等<sup>[10]</sup>对伸缩变形飞行器以及变后掠、变前掠飞行器进行了气动和结构特性分析。张杰等<sup>[11]</sup>建立了变后掠及变展长组合变形飞行器的动力学模型,并进行了动态响应分析。在轨迹优化方面,陈功等<sup>[12]</sup>对不同飞行器的轨迹优化方法进行了详细的分析对比;黄国强等<sup>[13]</sup>综述了多飞行器协同轨迹优化和高超声速飞行器轨迹优化方面的相关进展,研究了轨迹优化数值算法。然而,关于变形飞行器轨迹优化的研究较少,并且其中大部分均集中于亚声速范围。其中,高飞云<sup>[14]</sup>、李焕焕<sup>[15]</sup>分别采用量子遗传算法和改进量子遗传算法针对适用于亚声速飞行的 Z 型折叠翼和伸缩变后掠翼变形飞行器的各段飞行轨迹进行了优化。

为了探索变形飞行器在高超声速环境下的应用模式,综合考虑射程及防热,针对分段式伸缩变形的翼身组合式飞行器的滑翔段进行轨迹优化。由于目标之间的冲突,本文采用多目标优化方法优化上述伸缩变形飞行器的滑翔弹道。目前,大部分多目标优化算法(包括广泛用于飞行器设计的改进的非劣分类遗传算法(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm-II, NSGA-II<sup>[16]</sup>)主要使用种群进行多点搜索,并采用基于 Pareto 支配的适应度指定策略来获得近似的 Pareto 前沿。种种成熟的多目标优化算法在工程设计中均已有了成熟的使用案例,但是这些方法很难保持多目标优化问题的多样性,NSGA-II 算法在选择过程中采取了拥挤距离机制,在通常情况下无法产生多个分布均匀的 Pareto 目标矢量,对于部分问题收敛速度也较慢。2007 年,Zhang 和 Li 提出了基于分解的多目标优化算法(Multi-objective Optimization Evolutionary Algorithm based on Decomposition, MOEA/D)<sup>[17]</sup>,它具有优化机制简单、收敛速度快、对 Pareto 前沿近似比较均匀的优点,近年来获得了广泛应用。MOEA/D 将多目标优化问题转化为多

个单目标优化子问题,并采用优化算法进行优化,然后这些子问题以合作的方式同时得到优化。

## 1 飞行器变形模式和气动特性

在飞行器变形中,翼面变形属于大尺度变形,因此对飞行器的气动特性和飞行控制有很大影响。目前采用的变形翼技术大多为翼面刚性变形方案<sup>[5]</sup>。变形模式主要包括伸缩翼、变后掠翼和折叠翼。三种变形模式广泛应用于低速及亚声速变形中。而在高超声速环境下,考虑到恶劣的力热环境以及高速环境下变形机构的可靠性,本文主要针对伸缩变形模式进行研究。

本文研究的飞行器基准外形为典型的面对称翼身组合式外形,如图 1 所示,具体外形情况见文献[18]。伸缩变形通过套筒结构实现,类似 Raytheon 公司设计的原理样机,如图 2 所示<sup>[3]</sup>。综合考虑飞行器发射约束及较为恶劣的飞行环境,为了增大飞行器在无动力滑翔段的射程,考虑采用二级伸缩的变形模式,从飞行器通过再入拉起进入滑翔段后,在高超声速阶段进行一次伸缩变形,当飞行速度下降到超音速时进行第二次变形。结合伸缩翼材料结构强度、头锥部脱体激波等因素的影响,设计得到基于基准外形的一级、二级伸缩变形外形如图 3、图 4 所示。

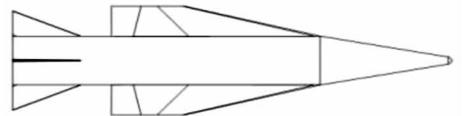


图 1 基准外形示意图

Fig. 1 Base aerodynamic configuration



图 2 Raytheon 伸缩变形方案

Fig. 2 Raytheon's telescopic wing morphing project

为了节约篇幅,气动特性计算方法见文献[18]。针对基准外形在马赫数为 6~8、一级伸缩外形在马赫数为 3~8、二级伸缩外形在马赫数为 2~6 的工况下,对不同攻角的气动特性进行计算。由计算结果可知:伸缩翼变形飞行器在 10° 攻角附近升阻比最大;通过伸缩变形,飞行器最大升阻比提升明显,最大约增大 10%。具体结果见图 5~7。

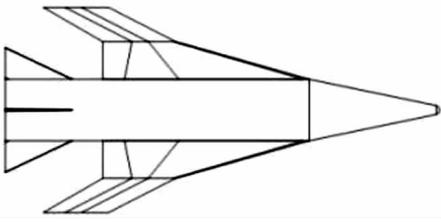


图3 一级伸缩外形

Fig. 3 The first stage of telescopic morphing wing aerodynamic configuration

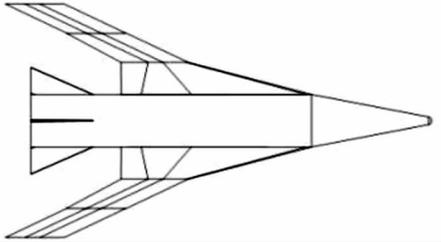


图4 二级伸缩外形

Fig. 4 The second stage of telescopic morphing wing aerodynamic configuration

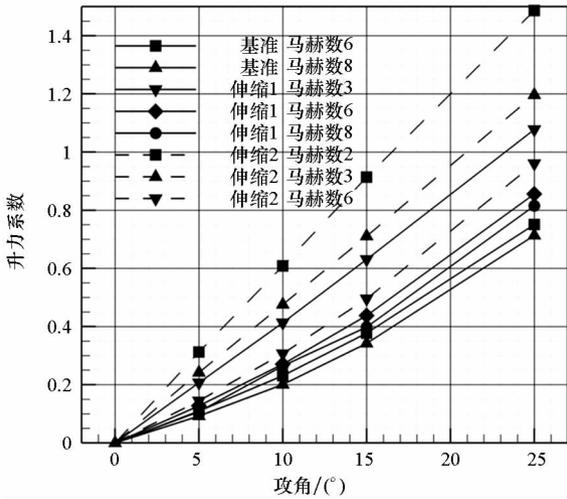


图5 不同外形升力系数随攻角变化

Fig. 5 Lift coefficient varying with attack angle

## 2 弹道及热流计算模型

建立弹道模型时,假设地球为一旋转圆球,自转角速度  $\omega_m = 7.292 \times 10^{-5}$  rad/s,且飞行器侧滑角为零,则在无动力滑翔状态下,建立得到变形飞行器三自由度运动模型,具体见文献[19]。

不同于一般飞行器主要对驻点处的热流进行估算,由于变形飞行器采用伸缩变形模式,变形伸缩翼前缘是拉起滑翔过程中受热最严重的部件之一,因此除头部驻点处以外,本文更多地需要考虑防热对变形机构可靠性的影响,在飞行过程中,通

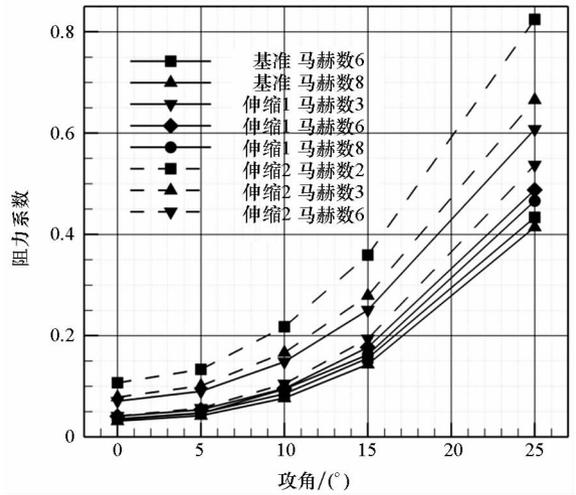


图6 不同外形阻力系数随攻角变化

Fig. 6 Drag coefficient varying with attack angle

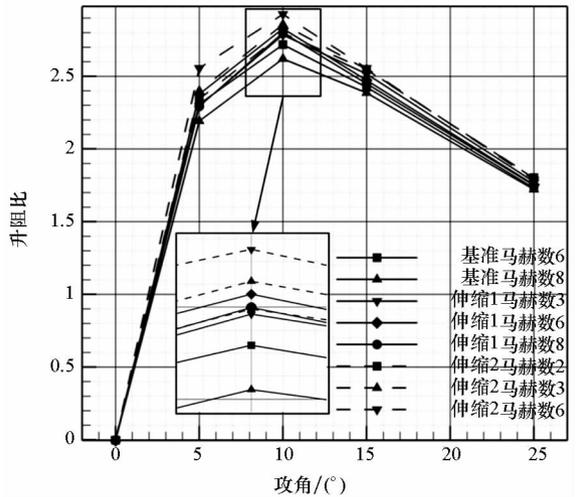


图7 不同外形升阻比随攻角变化

Fig. 7 Lift to drag ratio varying with attack angle

过对翼前缘热流的估算来确定整个过程中的翼前缘总吸热量,进而保证伸缩变形的顺利进行。

假设忽略弹身对伸缩翼的影响,伸缩变形翼前缘的热流可近似按后掠圆柱翼前缘热流公式计算<sup>[20]</sup>,即

$$q_x = \alpha(T_{w\Lambda} - T_w) \quad (1)$$

式中,

$$T_{w\Lambda} = Pr^{0.5}(T_{\infty 0} - T_{N0}) + T_{N0} \quad (2)$$

$$T_{\infty 0} = T_{\infty} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2 \right) \quad (3)$$

$$T_{N0} = T_{\infty} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2 \cos^2 \Lambda \right) \quad (4)$$

$$\alpha = \theta'_w Pr^{-0.54} (\rho\mu)_{w\Lambda}^{0.5} \left( \frac{du}{dx} \right)_{SL}^{1/2} C_p \quad (5)$$

$$\theta'_w = [1 + 1.5(\theta'_{w0})^{3.5} T_w/T_{\infty 0}] \theta'_{w0} \quad (6)$$

其中, $\Lambda$  为后掠角。

由翼前缘总压  $p_{wSL\Lambda}$  和恢复温度  $T_{w\Lambda}$  通过热力

学函数表得到密度  $\rho_{w\Lambda}$ 。

当  $Ma_{N\infty} \geq 1$  时,

$$p_{WSLA} = \frac{p_{\infty} \left( \frac{\gamma+1}{2} Ma_{N\infty}^2 \right)^{\gamma/\gamma-1}}{\left[ \frac{1+\gamma}{2\gamma Ma_{N\infty}^2 - (\gamma-1)} \right]^{1/\gamma-1}} \quad (7)$$

当  $Ma_{N\infty} < 1$  时,

$$p_{WSLA} = p_{\infty} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{N\infty}^2 \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (8)$$

速度梯度  $du/dx$  由分段函数表示, 当  $Ma_{N0} \geq 1.5$  时,

$$\frac{du}{dx} = \frac{1}{R_0} \left[ \frac{2(p_{WSLA} - p_{\infty})}{\rho_{N0}} \right]^{0.5} \quad (9)$$

当  $0.8 < Ma_{N0} < 1.5$  时,

$$\frac{du}{dx} = \frac{A_0 - B_0}{0.7} Ma_{\infty\Lambda} - \frac{0.8A_0 - 1.5B_0}{0.7} \quad (10)$$

其中,

$$\begin{cases} A_0 = \frac{1}{R_0} \left[ \frac{2(p_{WSLA} - p_{\infty})}{\rho_{N0}} \right]^{0.5}_{Ma_{N\infty}=1.5} \\ B_0 = \left[ \frac{2u_{\infty\Lambda}}{R_0} (1 - 0.416Ma_{N\infty}^2 - 0.164Ma_{N\infty}^4) \right]_{Ma_{N\infty}=0.8} \end{cases} \quad (11)$$

由方程(1)~(11), 再结合 Sutherland 公式和气体状态方程, 计算得到翼前缘热流, 通过积分可得飞行过程中伸缩翼前缘的总吸热量  $Q$ 。

### 3 变形飞行器轨迹多目标优化模型

在建立变形飞行器轨迹多目标优化模型时, 需要对变形飞行器各方面的设计要求进行综合考虑, 根据设计需求选择目标函数, 在本文中主要是满足任务需求和飞行过程中的防热限制, 同时考虑变形过程及飞行过程中的状态量, 对设计变量进行确定。

#### 3.1 目标函数

在确定优化问题时, 目标函数的选择是其中一个关键环节。变形飞行器滑翔段轨迹优化的第一目标是使得滑翔段在满足下压条件的基础上尽可能地长, 即在进入滑翔段之后使得变形飞行器尽可能处于最大升阻比状态, 同时需要保证变形机构在高超声速及超声速恶劣的力热环境中的可靠性。

结合上文中的分析, 选取滑翔段射程  $R$  和伸缩翼前缘总吸热量  $Q$  为目标函数。滑翔段射程越大, 则表示变形对增大飞行器射程的效果越好; 伸缩翼前缘总吸热量越小, 则更有利于保护机翼内部变形机构不被破坏。

综上所述, 确定变形飞行器滑翔段轨迹优化的多目标优化模型为

$$F = (\max f_1 = R, \min f_2 = Q) \quad (12)$$

#### 3.2 设计变量

针对一般的轨迹优化问题, 主要是通过弹道参数的调整来完成对轨迹的优化, 一般选取弹道参数中对优化目标影响较大的参数作为设计变量, 比如攻角和速度倾角等。而对于变形飞行器轨迹优化问题来说, 除弹道参数外, 变形时机的选择也对飞行器轨迹有较大影响。因此在变形飞行器轨迹优化问题中, 主要从变形时机和弹道参数两方面确定设计变量。

1) 变形时机。变形飞行器采用二级伸缩变形模式, 当飞行器进入无动力滑翔阶段时, 随着马赫数降低, 在合适的时机进行伸缩变形, 以达到增大升阻比, 进而增大滑翔段射程的目的。因此, 选取两次变形的马赫数作为确定变形时机的设计变量。记当变形飞行器伸展一级伸缩机翼时的马赫数为  $M_1$ ; 当变形飞行器伸展二级伸缩机翼时的马赫数为  $M_2$ 。

2) 弹道参数。在本文研究的轨迹优化问题中, 飞行器仅在纵向平面运动, 而攻角  $\alpha$  无论是对飞行升阻比还是伸缩翼前缘热流均有明显的影响, 因此在轨迹优化模型中弹道参数主要考虑飞行过程中的攻角  $\alpha$ 。

由于变形飞行器采用二级伸缩变形模式, 在无动力滑翔过程中, 飞行器一共以三种不同的形态进行飞行, 为了便于飞行控制实现, 假设每种形态下飞行攻角均进行线性变化, 三种形态下飞行攻角起点至终点依次用  $\alpha_1 \sim \alpha_6$  表示。

综上所述, 变形飞行器滑翔段轨迹优化模型的设计变量可表示为

$$\mathbf{x} = (M_1, M_2, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \alpha_5, \alpha_6)^T \quad (13)$$

#### 3.3 约束条件

针对本文的研究模型, 约束条件主要由变形时机范围、弹道参数本身的取值范围和弹道约束条件组成。其中, 变形马赫数的取值范围主要根据高超声速和超声速范围进行考虑, 弹道设计参数约束条件主要根据飞行控制系统进行考虑, 而滑翔段弹道终端约束则根据下压段速度、高度约束给出。

#### 3.4 多目标优化算法

针对上节中建立的变形飞行器多目标轨迹优化模型, 考虑射程和总吸热量两个目标函数中可能存在的冲突, 本文采用 MOEA/D 优化算法对上

述模型进行多目标优化计算。

MOEA/D 基于传统聚合方法,将多目标优化问题 (Multi-objective Optimization Problem, MOP) 分解为多个单目标优化问题<sup>[21]</sup>。在 MOEA/D 中,根据权重矢量的距离来定义其相邻子问题,进而相邻子问题的优化信息可以共享。该算法大体包括初始化、更新和停止三个过程,为节省篇幅,本文不对算法进行详细描述,计算流程可参考文献[17]。

## 4 优化结果及分析

### 4.1 设计参数基准及指标

各外形气动参数见上节。取飞行器两次变形时的马赫数  $M_1$ 、 $M_2$  为变形参数,三段轨迹攻角均为线性变化,由各段轨迹起始点及终点攻角确定。各参数基准值和取值范围如表 1 所示。滑翔拉起点参数如表 2 所示。

表 1 设计变量  
Tab. 1 Design variable

参数	基准值	下限	上限
$M_1$	6	5.5	6.5
$M_2$	3	2.5	3.5
$\alpha_1/(\circ)$	5	5	15
$\alpha_2/(\circ)$	15	5	15
$\alpha_3/(\circ)$	5	5	15
$\alpha_4/(\circ)$	15	5	15
$\alpha_5/(\circ)$	5	5	15
$\alpha_6/(\circ)$	15	5	15

表 2 拉起点参数

Tab. 2 Beginning conditions of gliding phase

参数	参数值	参数	参数值
水平面高度/km	32.5	飞行器质量/kg	1200
地心纬度/ $(\circ)$	0	速度(绝对)/(m/s)	3240
地心经度/ $(\circ)$	0	速度偏角(绝对)/ $(\circ)$	0

### 4.2 优化参数设计及结果分析

采用多目标进化算法 MOEA/D 对伸缩翼变形飞行器滑翔段轨迹进行多目标优化,分解方法采用 Tchebycheff 法,种群规模为 200,迭代步数为 300,邻居规模为 20。

基于上节拉起点参数和设计变量基准值,由弹道和热流公式计算得到的变形飞行器基准方案

滑翔段轨迹射程为 760.25 km,伸缩翼前缘总吸热量为 381.96 MW/m<sup>2</sup>。

优化结果的近似 Pareto 前沿如图 8 所示,MOEA/D 采用 Tchebycheff 分解方法, Pareto 前沿的两个端点分别对应本文两目标优化问题的两个单目标最优点。由图 8 可以看出,滑翔段轨迹射程最大与伸缩翼前缘总吸热量最小两个目标函数之间有明显的冲突。两个单目标最优方案的具体参数及目标函数值如表 3 中方案一、方案二所示,方案三为选定的折中多目标优化方案。

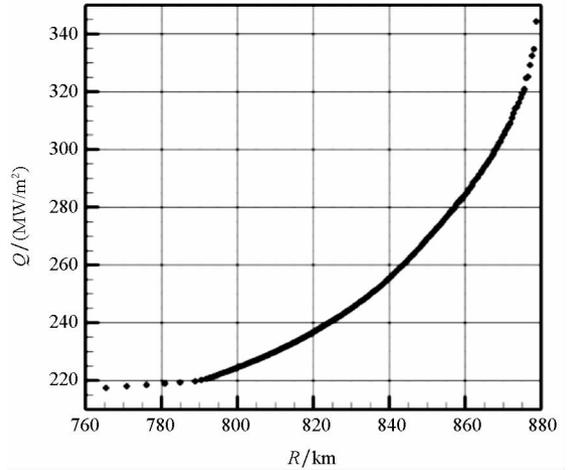


图 8 变形飞行器多目标优化 Pareto 前沿  
Fig 8 Pareto front of multi-objective optimization for morphing aircraft

表 3 优化方案设计变量值

Tab. 3 Design variable value of optimal solution

参数	方案一	方案二	方案三
$M_1$	6.50	6.50	6.50
$M_2$	3.50	2.89	3.01
$\alpha_1/(\circ)$	14.99	9.12	14.30
$\alpha_2/(\circ)$	15	9.59	14.99
$\alpha_3/(\circ)$	15	9.20	11.52
$\alpha_4/(\circ)$	15	9.05	9.43
$\alpha_5/(\circ)$	15	11.35	11.68
$\alpha_6/(\circ)$	15	8.28	8.17
R/km	765.40	878.71	844.07
Q/(MW/m <sup>2</sup> )	217.44	344.39	260.71

单目标最优方案有以下特点:

1) 伸缩翼前缘总吸热量最小方案参数见表 3 方案一,在该方案中伸缩翼前缘总吸热量最小,相比基准方案降低约 43.1%,射程基本保持不变,提高约 0.7%。飞行弹道曲线如图 9(a) 所示,飞

行时间约为 517.9 s;

2) 滑翔段轨迹射程最大方案参数如表 3 中方案二所示,在该方案中飞行器射程最大,相比基准方案提高约 15.6%,伸缩翼前缘总吸热量降低约 9.8%。飞行弹道曲线如图 9(b)所示。

将单目标最优方案与基准方案性能进行对比,可以得知,两种方案的伸缩翼前缘总吸热量均有明显降低,这是由于两种方案下弹道飞行相较基准方案更为平稳,且飞行高度更高,因而在飞行环境下密度压力更小,使得热流更低。

选定的多目标优化方案和基准方案的高度-射程曲线如图 9(c)、图 9(d)所示,选定的多目标优化方案与基准方案相比,射程提高约 11%,伸缩翼前缘总吸热量降低约 31.7%。与单目标最优方案进行对比,飞行器射程与射程最大方案相比减小约 3.9%,伸缩翼前缘总吸热量与总吸热量最小方案相比增加约 19.9%。由上述分析可知,选定的基准方案并不在 Pareto 前沿上,具备改进空间。同时,选定的多目标优化方案是在两目标函数中进行权衡折中的结果,在射程最大方案的基础上,牺牲了 3.9%的射程,使得伸缩翼前缘总吸热量约减小了 24.3%。

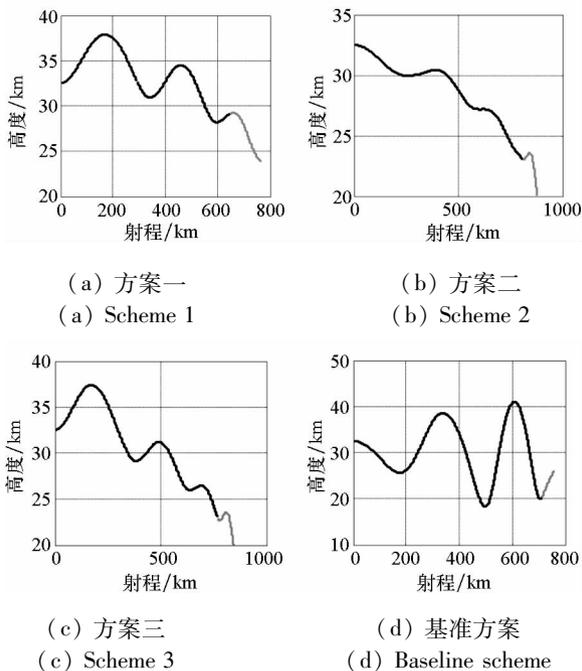


图 9 不同方案高度-射程曲线

Fig. 9 Altitude-range graph of different solutions

为了验证采用伸缩变形方案的效果,采用与表 3 中三种优化方案相同的攻角指令,对未变形的翼身组合式飞行器进行轨迹仿真,并将文中确定的目标函数值进行对比。上文中三种优化方案参数下的目标函数值以及采用伸缩变形方案后的

目标函数增量见表 4。表中  $R$  和  $Q$  代表未变形的飞行器滑翔段轨迹射程和伸缩翼前缘总吸热量值, $Morph R$  和  $Morph Q$  代表采用了变形技术后飞行器滑翔段轨迹射程和伸缩翼前缘总吸热量的变化幅度。

表 4 原始外形不同方案下目标函数与变形方案对比

Tab. 4 Comparison of objective function values of aircraft with and without morphing

	方案一	方案二	方案三
$R/\text{km}$	764.50	823.51	777.77
$Morph R/\%$	+0.12	+6.70	+8.52
$Q/(\text{MW}/\text{m}^2)$	228.83	363.84	288.43
$Morph Q/\%$	-4.98	-5.35	-9.61

通过对三种优化方案分别采用原始外形和伸缩变形得到的目标函数值进行对比分析可知:采用伸缩翼变形方案与无变形外形相比,可以增大滑翔段轨迹射程,并减小伸缩翼前缘总吸热量,相比单目标优化方案,在选定的折中多目标优化方案中,伸缩变形翼对目标函数的改善更为显著。上述分析表明,通过采用伸缩翼技术增加了飞行器的升阻比,使得飞行器的滑翔段轨迹射程得到了一定幅度的增加,同时高升阻比外形使得变形飞行器的滑翔弹道高度高于原飞行器的滑翔弹道,更小的大气密度和压强使得翼前缘总吸热量明显减小,从而进一步保证了变形机构的可靠性。

## 5 结论

为进一步探索变形技术在高超声速条件下的应用前景,本文将伸缩翼变形技术与翼身组合式外形相结合,介绍了一种适用于高超声速的二级伸缩翼变形飞行器。通过将变形时机和弹道相结合,基于 MOEA/D 提出了一种适用于变形飞行器的滑翔弹道多目标优化设计方法。选取滑翔段射程和伸缩翼前缘总吸热量作为优化的目标函数。优化结果表明,所提出的优化方法切实可行,可以得到满足任务需求的最优解,所选取的目标函数具有较强的冲突性,优化方案是两者折中权衡的结果。下一步可以考虑结合弹道情况建立更多目标函数或约束。

与未变形外形相比,在单目标及多目标优化最优方案中,采用伸缩翼变形技术使得目标函数均有一定程度的改善,其中又以选定的折中多目标最优方案情况改善最为明显,通过变形,飞行器滑翔段射程约增加了 8.52%,伸缩翼前缘总吸热

量约减小了 9.61%。

## 参考文献 (References)

- [1] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R, et al. A review of morphing aircraft [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(9): 823–877.
- [2] 段朝阳, 张公平. 可变形翼战术导弹的研究与发展[J]. *航空科学与技术*, 2011(1): 18–21.  
DUAN Chaoyang, ZHANG Gongping. Research and development of tactical missile with morphing wing [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2011(1): 18–21. (in Chinese)
- [3] Bye D R, McClure P D. Design of a morphing vehicle[C]//*Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2007.
- [4] Flanagan J S, Strutzenberg R C, Myers R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1 [C]//*Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2007.
- [5] Weisshaar T A. Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(2): 337–353.
- [6] Bae Y S, Seigler T M, Inman D J, et al. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing [C]//*Proceedings of 45th AIAA Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004.
- [7] Bae Y S, Seigler T M, Inman D J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span morphing wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 528–534.
- [8] 陈钱, 白鹏, 李锋. 可变形飞行器机翼两种变后掠方式及其气动特性机理 [J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(5): 658–663.  
CHEN Qian, BAI Peng, LI Feng. Morphing aircraft wing variable-sweep: two practical methods and their aerodynamic characteristics [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(5): 658–663. (in Chinese)
- [9] 郭建国, 陈惠娟, 周军, 等. 非对称伸缩翼飞行器动力学建模及特性分析 [J]. *系统工程与电子技术*, 2016, 38(8): 1951–1957.  
GUO Jianguo, CHEN Huijuan, ZHOU Jun, et al. Dynamics modeling and characteristic analysis for vehicle with asymmetric span morphing wing [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2016, 38(8): 1951–1957. (in Chinese)
- [10] 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 on the lift-drag characteristics of new concept morphing aircraft [J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2013, 34(3): 444–450. (in Chinese)
- [11] 张杰, 吴森堂. 一种变体飞行器的动力学建模与动态特性分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(1): 58–64.  
ZHANG Jie, WU Sentang. Dynamic modeling for a morphing aircraft and dynamic characteristics analysis [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(1): 58–64. (in Chinese)
- [12] 陈功, 傅瑜, 郭继峰. 飞行器轨迹优化方法综述 [J]. *飞行力学*, 2011, 29(4): 1–5.  
CHEN Gong, FU Yu, GUO Jifeng. Survey of aircraft trajectory optimization methods [J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(4): 1–5. (in Chinese)
- [13] 黄国强, 国海峰, 丁达理. 高超声速滑翔飞行器轨迹优化与制导综述 [J]. *宇航学报*, 2014, 35(4): 369–379.  
HUANG Guoqiang, GUO Haifeng, DING Dali. A survey of trajectory optimization and guidance for hypersonic gliding vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(4): 369–379. (in Chinese)
- [14] 高飞云. 新概念变形飞行器建模与飞行方案优化设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.  
GAO Feiyun. Modeling and optimal flight scheme design of new concept morphing aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [15] 李焕焕. 新概念变形飞行器飞行轨迹优化设计 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.  
LI Huanhuan. Optimal flight trajectory design of new concept morphing aircraft [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [16] Deb K, Pratap A, Agrwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182–197.
- [17] Zhang Q F, Li H. MOEA/D: a multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2007, 11(6): 712–731.
- [18] 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 on wing deformation modes of hypersonic morphing aircraft [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(3): 15–21. (in Chinese)
- [19] 丰志伟, 张青斌, 高兴龙, 等. 火星探测器气动外形/弹道一体化多目标优化 [J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2461–2471.  
FENG Zhiwei, ZHANG Qingbin, GAO Xinglong, et al. Aerodynamic shape and trajectory integrated multiobjective optimization for Mars explorer [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2461–2471. (in Chinese)
- [20] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
JIANG Guiqing, LIU Lianyuan. Heat transfer of hypersonic gas and ablation thermal protection [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [21] Deb K. Multi-objective optimization using evolutionary algorithms [M]. USA: John Wiley & Sons, 2001.