

# 基于两级优化策略的导弹可变翼优化设计

## Shape Optimization of Morphing Wing Based on the Bi-Level Optimization Strategy

西北工业大学航天学院 张 鹏 谷良贤 龚春林

**[摘要]** 针对多任务、可变翼导弹的外形优化设计需求,提出了一种两级优化方法,研究变形弹翼对导弹总质量和飞行性能的影响。在给定的任务和基准方案下,采用遗传算法和模式搜索法混合优化策略,完成了弹翼优化。结果显示,优化后的导弹发射质量和燃料消耗分别减小了 5.46% 和 15.25%。

**关键词:** 导弹 可变翼 两级优化 综合任务

**[ABSTRACT]** According to the requirements of the multi-mission missile morphing wing shape optimization design, the influence of morphing wing on the gross weight and flight performance of missile is studied. Given the initial scheme, a hybrid optimization method coupling genetic algorithm and pattern search is chosen to complete the optimization task. The results show that the gross weight and fuel consumption decrease by 5.46% and 15.25% separately.

**Keywords:** Missile Morphing wing Bi-level optimization Multi-mission

传统飞行器的不可变外形布局可能在某一飞行状态时是最佳的,但无法保证在大范围飞行包络下的整体气动最优性,难以适应多任务飞行器的设计需求。在飞行过程中可显著改变外形的飞行器能更好地适应不同任务阶段的气动性能要求,有效扩展了现有飞行器的飞行包络和设计裕度,必将成为发展多任务导弹、无人飞机的主要途径之一。随着新材料和新作动系统的发展及应用,开发能带来飞行器外形显著变化且轻质可靠的变形结构已成为可能。近年来,美国高级研究计划局(DARPA)、航空航天局(NASA)、Lockheed Martin、Raytheon 以及 NextGen Aeronautic 等机构也都进行了变形飞行器概念研究<sup>[1-2]</sup>。

对于多任务段的综合飞行任务,每段任务对外形的要求不同。如果采用常规的优化方法,则在每个任务段中都要采用一组设计变量,子任务段越多,所涉及到的设计变量就越多,这会使工作量越来越大,甚至会产生不封闭的情况;如果采用多级优化方法则不会产生这样

的情况,而且设计变量也不会随着子任务段的增加而增加,而是每个任务段中同一组设计变量取不同的值,故而多级优化策略在变形飞行器设计中具有更强的适应性。

本课题以可变翼导弹为对象,保持弹身不变,研究弹翼变形优化问题。针对飞行条件和环境变化剧烈的综合飞行任务,以发射质量最小和消耗燃料最小为优化目标,分为系统级和任务级的两级优化策略对可变翼的基准外形和几何变形参数进行了优化,最终的优化结果使导弹的发射质量和总的燃料消耗分别减小了 5.46% 和 15.25%。

### 1 飞行任务和可变翼模型

飞行器设计是从既定任务想定出发的,而只有飞行条件变化剧烈的综合任务才能充分体现变形飞行器的优势,例如侦查和突防任务通常都是连续进行的,而且实时性很强。本课题根据相关文献<sup>[3]</sup>,针对弹翼的变形情况提出的想定任务如下:导弹在 12km 的高度发射,以  $Ma=2.0$  的速度巡航 300km 的距离后到达目标上空,然后进入盘旋状态,以  $Ma=0.7$  的速度盘旋 0.5h,接着下降到 1500m 的高度,速度增加至  $Ma=3.0$  进行高速巡航,飞行 50km 的距离至下一目标上空。其任务剖面如图 1 所示。

图 1 所示的飞行任务包含高空高速巡航和亚音速盘旋以及低空高速巡航 3 个截然不同的飞行阶段,飞行条件发生了剧烈变化,对弹翼外形的要求也不同。首先,

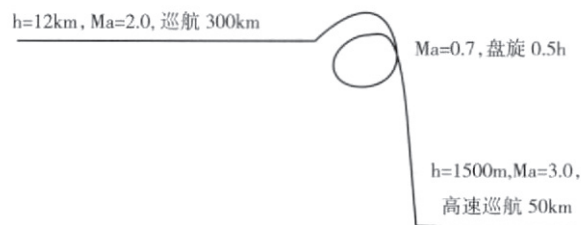


图 1 飞行任务示意图

Fig.1 Diagram of flight mission

在高空高速巡航阶段,需要的弹翼面积较小;在高空低速巡航段,需要增大弹翼面积来增大升力;在低空高速突防时需要降低阻力,则要减小弹翼面积。对于这种情况,固定外形弹翼很难满足所有任务段的要求,达不到最好的飞行性能,而本课题采用的变形弹翼设计可以根据不同的飞行条件适当改变自身的几何外形来适应其飞行环境。

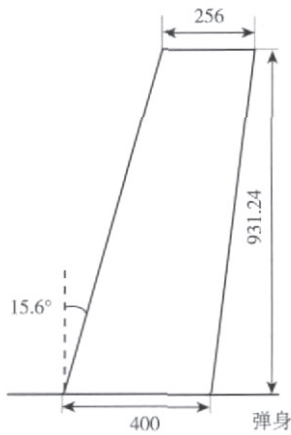


图2 导弹弹翼初始平面形状  
Fig.2 Initial plane shape of the missile wing

本课题所采用的初始弹翼外形如图2所示,变形弹翼采用的是可变后掠角和可变根弦长度2种变形方式的组合,这两者可以同时变化也可以分别变化。由于制造工艺的限制和合理性,外露翼的前缘长度保持不变,随着后掠角和根弦长的变化,展长和弹翼面积也随之变化,从而引起气动外形的变化。可以根据飞行条件来选

择适当的后掠角和根弦长来得到最优的气动性能。

## 2 优化问题描述

对于上述飞行任务,本课题采用两级优化策略,将整个过程分为系统级优化和多个任务级优化,其中系统级优化的优化目标是发射质量最小,设计变量为描述导弹弹翼平面形状的4个几何尺寸,在约束条件下经过系统级优化得到的几何参数作为导弹的基准几何外形,连同优化后的发射质量数据一起传递给任务级优化;任务级优化则在每个任务段中进行,优化目标为燃料消耗最少,选取2个变形参数作为设计变量,在每个任务段中进行燃料消耗的计算,找到使燃料消耗最少的变形参数值,并将经该过程优化后的燃料质量传递给下一任务段,依次进行任务级优化。最后将3个阶段的总燃料消耗数据回传给系统级优化,并重新开始新一轮的优化直至收敛。

整个优化计算流程如图3所示。

### 2.1 系统级优化模型

在本文中,系统级优化目标是发射质量最小。导弹发射质量( $W_G$ )被分为3部分:可变弹翼质量( $W_{wing}$ ),燃料质量( $W_{fuel}$ )和其他质量( $W_{other}$ );其中其他质量包括全弹除去弹翼和燃料的所有质量。故而得发射质量目标函数为

$$W_G = W_{wing} + W_{fuel} + W_{other} \quad (1)$$

在系统级优化中采用的设计变量为描述弹翼平面形状的几何参数,包括弹翼面积 $S$ ,展弦比 $\lambda$ ,前缘后掠角 $x_0$ ,弹翼根弦长 $b_{root}$ 。其余的几何参数都取固定值,如稍弦长取为256mm,翼型相对厚度 $c/b$ 取为定值0.1,选取的翼型为双圆弧翼型。

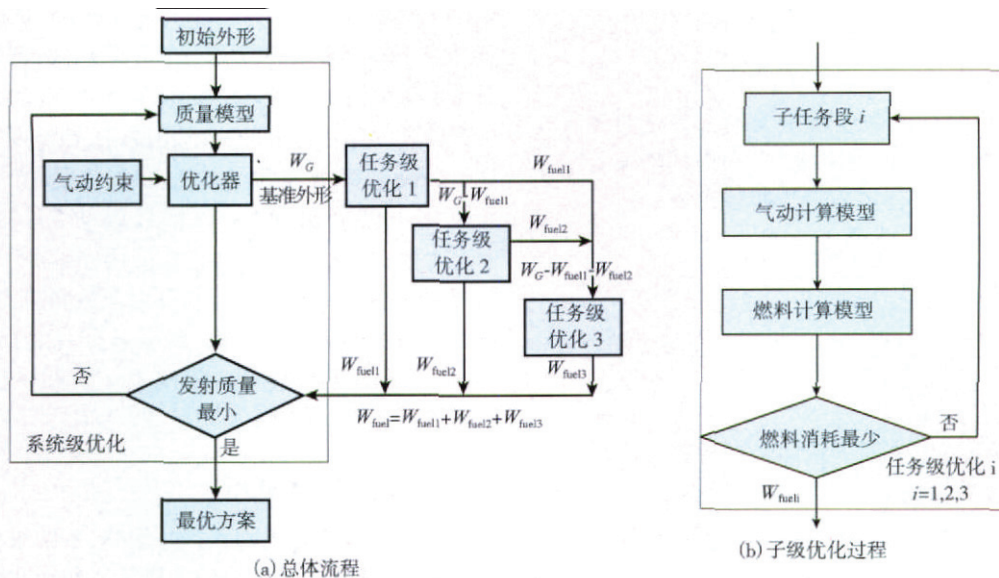


图3 优化计算流程图  
Fig.3 Optimizing Calculation flow chart

考虑到保证计算优化的合理和收敛性,在顶级优化过程中选取的约束条件如下:

(1) 气动约束:由于巡航段飞行中,升力等于导弹的重量,故而非线性约束为导弹所能产生的气动升力不小于导弹重力。

(2) 弹翼面积的约束:优化结果中的弹翼面积、展弦比确定的展长以及根弦长数据需要满足弹翼面积的计算公式。

### 2.2 任务级优化模型

燃料质量是任务级优化的优化目标,任务级优化是在每个任务段中进行的,优化目标为消耗燃料最少。任务级优化目标函数为

$$W_{fuel} = W_{fuel1} + W_{fuel2} + W_{fuel3} \quad (2)$$

其中下标 1,2,3 分别代表 3 个飞行阶段。

系统级优化结果产生的基准几何外形参数传递给任务级优化过程,作为任务级优化的基准外形,其设计变量为 2 个变形参数:  $\Delta x_0$  和  $\Delta b_{root}$ ,每个任务段初始都采用基准外形。在任务级优化过程的 3 个飞行阶段中 2 个变形参数的上下限均取相同的值。

这两者在本文中均采用无量纲化。 $\Delta x_0$  表示后掠角相对于基准外形后掠角的变化量,它是相对于  $90^\circ$  而言的标准化参数(例如  $\Delta x_0=0.5$  就表示后掠角相比于基准外形后掠角增加了  $45^\circ$ )。 $\Delta b_{root}$  表示根弦长相对于基准外形根弦长增加的百分比(例如  $\Delta b_{root}=0.50$  表示弹翼根弦长相对于基准外形增加了 50%)。

在任务级优化过程中,考虑到变形弹翼的实际情况,其约束条件为保证弹翼变形前后外露翼前缘部分的长度不变。

## 3 计算模型

### 3.1 质量计算模型

系统级优化中目标函数中最重要的部分是对弹翼质量的计算,在本课题中可由文献<sup>[3-4]</sup>中提到的估算公式经过推导变形得到,其弹翼质量估算公式为

$$W_{wing} = (0.1049 \times W_G) \times \frac{S^{0.4516} \times \lambda^{1.3520} \times (1 + \eta)^{0.7850}}{(1 + \cos \chi_0)^{4.8970} \times (100 \times c/b)^{0.8870}} \times \frac{(1 + \Delta \chi_{0,ub})^{0.4524} \times (1 + \Delta b_{root,ub})^{0.0252}}{\left(\frac{W_G/S}{100}\right)^{0.0045}} \quad (3)$$

其中  $\Delta x_{0,ub}$  和  $\Delta b_{root,ub}$  分别表示前缘后掠角和根弦长的最大变形量,  $\eta$  为弹翼根梢比,  $c/b$  为翼型相对厚度,本课题这两者取定值。由于在概念设计阶段所有的计算都是基于估算的,故而本课题采用上述的估算公式也是可行的。

### 3.2 燃料消耗计算

燃料质量是任务级优化的优化目标,目标函数的建立采用下列假设:巡航导弹在超音速飞行以及亚音速盘旋飞行中升力与导弹重力相等、发动机推力与导弹受到的阻力相等;导弹发射、俯冲以及超音速巡航与盘旋飞行的过渡阶段的燃料消耗不在考虑之内;导弹飞行过程中发动机的比冲保持不变;导弹在飞行过程中升阻力系数满足公式

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2 \quad (4)$$

式中  $C_D$  为阻力系数,  $C_{D_0}$  为零升阻力系数,  $C_L$  为升力系数;  $k$  为二阶  $C_L$  系数,采用上面假设,根据文献[5]中的 Breguet 方程推导变形得到下式:

$$R = \frac{v}{c \cdot g \cdot \sqrt{k \cdot C_{D_0}}} \left[ \arctan\left(\frac{\sqrt{k} \cdot g \cdot m_{initial}}{\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \sqrt{C_{D_0}}}\right) - \arctan\left(\frac{\sqrt{k} \cdot g \cdot m_{end}}{\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \sqrt{C_{D_0}}}\right) \right] \quad (5)$$

$$t_{loiter} = \frac{1}{c \cdot g \cdot \sqrt{k \cdot C_{D_0}}} \arctan\left(\frac{m_{initial} - m_{end}}{m_{initial} + m_{end}}\right) \quad (6)$$

其中  $R$  为导弹射程,  $v$  为飞行速度,  $\rho$  为大气密度,  $t_{loiter}$  为导弹盘旋时间,  $c$  为发动机比冲的倒数,  $g$  为重力加速度,  $S$  为弹翼参考面积,  $m_{initial}$  为某一飞行阶段开始时的导弹质量,  $m_{end}$  为这一飞行阶段结束时的导弹质量,  $m_{initial} - m_{end}$  就是该段的燃料消耗。  $k$ 、 $C_{D_0}$  可通过升阻力系数进行拟合获得。

### 3.3 气动计算模型

由于本文涉及到的气动计算比较多,采取 CFD 方法进行相关外形的气动计算过程需要的周期太长,在概念设计阶段也不太现实。Missile Datcom 是由美国空军研发的一套用于导弹气动力估算的软件,充分利用了美国几十年来的试验数据,采用了部件组合法、模块化法,具有较强的实用性和较高的精度,在导弹方案设计阶段具有较高的实用价值,尤其适合优化问题。因此,本课题采用 1997 FORTRAN 90 修订版的 Missile Datcom<sup>[6]</sup>。本文主要在每个任务级优化中应用 Missile Datcom 来计算导弹在每个外形状态下的升力系数和阻力系数,每进行一次目标函数值的计算,就会运行一次 Datcom,然后根据公式(4)拟合出所需要的  $k$  和  $C_{D_0}$  两个系数,以便在燃料消耗计算中用到。

## 4 优化结果及分析

基于图 3 所示的两级优化策略,系统级优化采用模式搜索法,任务级优化采用遗传算法和模式搜索法的混合优化策略。优化的设计变量和目标函数的初值和优

化结果如表 1 所示。

从上表可以看到,经过两级优化,导弹的发射质量和燃料消耗均有了明显减小。发射质量由初始状态的 1 663.5kg 减小到 1 572.7kg,减小了大约 5.46%,而设计变量最优值有的落在约束范围边界上,故而优化结果仍有提高的可能性。在三个飞行阶段中,随着弹翼外形的变化燃料消耗均有不同程度的减小,总的燃料消耗量从 519.54kg 减少到 440.33kg,减小了大约 15.25%。

上述 3 个阶段的弹翼外形优化结果如图 4 所示。

针对图 1 所示的任务,在高速巡航阶段,采用较大的后掠角比较符合气动性能的要求,而根弦长的变化就对气动没有太大的影响,故优化结果中根弦长没有变化;在亚音速盘旋状态,需要较大的弹翼面积提供足够的升力来保证飞行高度不变,所以根弦长就变化到了最大,后掠角较前一阶段有所减小,使弹翼获得较大的面积;在最后的飞行阶段中,速度达到了  $Ma=3.0$ ,对后掠角有了更大的要求,根弦长的变化并不能明显地减小燃料消耗,所以后掠角变形到了最大的  $45^\circ$ ,而根弦长没有发生变化,这时弹翼展长、面积最小,阻力最小。

从优化结果看,针对不同飞行条件的变形基本符合气动性能对几何外形的要求,基本保证了巡航状态保持



图 4 弹翼优化后基准平面形状以及各个阶段优化变形后的平面外形

Fig.4 Baseline shape and morphed shape in each mission of the optimized missile wing

低阻力、盘旋状态保持高升阻比的条件下,计算结果也是比较合理的。

## 5 结论

本文针对给定的综合飞行任务,应用两级优化策略对可变形导弹的弹翼基准外形参数和变形参数进行了优化。优化结果表明:

(1) 所提出的两级优化策略在变形飞行器概念设计阶段是可行的。通过任务级优化保证外形在给定任务下的最优性;通过系统级优化可以协调各任务段的外形形变,达到系统级性能最优。

(2) 相比较于固定翼导弹,可变翼导弹对于执行含有多种飞行条件的综合性任务的能力拥有较大的优势,而且在未来战场任务更加多样化的趋势中拥有更大的应用潜力。

(3) 后掠角的变化对导弹气动特性的影响较大,而根弦长的变化对于本文的设计任务而言并能没有提供系统级的优势。

## 参考文献

- [1] 崔尔杰,白鹏,杨基明. 智能变形飞行器的发展道路. 航空制造技术,2007(8): 38-41.
- [2] 杜善义,张博明. 飞行器结构智能化研究及其发展趋势. 宇航学报,2007(4): 773-778.
- [3] Roth B D, Crossley W A. Application of Optimization Techniques in the Conceptual Design of Morphing Aircraft. AIAA 2003-6733.
- [4] Skillen M D, Crossley W A. Conceptual Morphing Aircraft sizing using a multi-Level optimization Strategy, AIAA 2008-166.
- [5] Takahashi T T, Spall R J, Turner D C, et al. A Multi-Disciplinary Assessment of Morphing Aircraft Technology Applied to Tactical Cruise Missile Configurations. AIAA 2004-1725.
- [6] Blake W B. MISSILE DATCOM USER'S MANUAL-1997 RORTRAN 90 REVISION[Z]. (责编 侧卫)

表 1 两级设计变量和优化结果

	设计变量	参数上限	参数下限	参数初值	优化结果	
系统级优化	$S/m^2$	0.3	3.0	0.944 9	0.505 5	
	$\lambda$	5.0	15	6.0	5.0	
	$x_0/(^\circ)$	0	30	0	0	
	$b_{root}/m$	0.256	1.3	0.4	0.256	
	$W_G/kg$	—	—	1 663.5	1 572.7	
任务级优化	第一段	$\Delta x_0$	0	0.5	0	0.44
		$\Delta b_{root}$	0	0.95	0	0
		$W_{fuel2}/kg$	—	—	194.85	154.59
	第二段	$\Delta x_0$	0	0.5	0	0.394
		$\Delta b_{root}$	0	0.95	0	0.95
		$W_{fuel2}/kg$	—	—	212.14	202.70
	第三段	$\Delta x_0$	0	0.5	0	0.5
		$\Delta b_{root}$	0	0.95	0	0.001
		$W_{fuel3}/kg$	—	—	112.55	83.04
	总过程	$W_{fuel}/kg$	—	—	519.54	440.33