

# 非定常气动特性对变形飞行器飞行性能影响分析

李 勇<sup>1</sup>, 杨 召<sup>2\*</sup>, 田霖峰<sup>1</sup>, 刘鲁华<sup>1</sup>

(1. 中山大学 航空航天学院, 广东 深圳 518107; 2. 北京流体动力科学研究中心, 北京 100011)

**摘要:**针对非定常气动效应对变形飞行器飞行状态的影响尚不明确的问题,对变形过程中的非定常气动特性开展研究,定量分析其对飞行性能的影响。通过建立考虑飞行器非定常气动特性的动力学模型,以变形速率和飞行速度为核心,对飞行器非定常和准定常两种气动模型作用下的飞行性能进行定性对比分析;设计了两类典型飞行场景,利用伪谱法量化分析了射程覆盖和规避绕飞时气动力非定常效应对变形飞行器的性能影响。结果表明,非定常气动模型相对于准定常气动模型对飞行状态精度会产生与变形速率和飞行速度相关的偏差,且偏差主要出现在低空低速(小于  $3Ma$ )飞行段;机动绕飞时由于变形量变化更剧烈,其在 250 s 飞行时间内产生 1 800 m 量级的偏差,射程覆盖则在 1 000 s 飞行时间内只产生 350 m 量级的偏差。

**关键词:**高超声速飞行器;变形飞行器;非定常气动特性;轨迹设计;禁飞区

**中图分类号:**V212.13    **文献标志码:**A    **文章编号:**1001-2486(2026)01-205-12

## Analysis of non-constant aerodynamic characteristics on flight performance of morphing vehicles

LI Yong<sup>1</sup>, YANG Zhao<sup>2\*</sup>, TIAN Linfeng<sup>1</sup>, LIU Luhua<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China;

2. Beijing Aerohydrodynamic Research Center, Beijing 100011, China)

**Abstract:** The non-constant aerodynamic effects on the flight performance of morphing aircraft remain unclear. The non-constant aerodynamic characteristics during morphing were investigated, and their impact on flight performance was quantitatively analyzed. A dynamic model incorporating non-constant aerodynamic effects was established, with morphing rate and flight velocity as key parameters. A qualitative comparison was conducted between the flight performance under non-constant and quasi-constant aerodynamic models. Two typical flight scenarios were designed, and the pseudo-spectral method was employed to quantify the influence of non-constant aerodynamic effects on mission performance in maximum range operations and no-fly zone avoidance. The results indicate that the non-constant aerodynamic model introduces deviations in flight state accuracy compared to the quasi-steady model, which correlate with morphing rate and flight velocity. These deviations predominantly occur in low-altitude, low-speed (below Mach 3) flight regimes. During no-fly zone avoidance, where morphing is more pronounced, a trajectory deviation of approximately 1 800 m accumulates within 250 s. In contrast, maximum range operations exhibit a smaller deviation of around 350 m over 1 000 s of flight.

**Keywords:** hypersonic vehicle; morphing vehicle; non-constant aerodynamic characteristics; trajectory design; no-fly zone

随着航空与航天技术的持续进步,飞行器正不断拓展其速度范围、空间覆盖能力和持久续航能力。具备宽域高超声速飞行特性的飞行器,凭借卓越的突防效能、快速响应能力、广泛的任务适应性、高度灵活性及强大的威慑打击能力,已在全球范围内引起了广泛关注<sup>[1-2]</sup>。高超声速变形

飞行器,以其广阔的飞行空域、宽泛的飞行速域以及强大的机动性能,成为宽域飞行器研究领域的关键内容。随着新型材料开发与智能控制技术等领域的迅猛发展,高超声速变形飞行器在军事及民用领域均展现出巨大的应用潜力<sup>[3-5]</sup>。

相较于固定翼飞行器,变形飞行器通过增加

收稿日期:2025-01-13

基金项目:空间物理重点实验室开放基金资助项目(SPL2025001);深圳市科技计划资助项目(JCYJ20250604175546060)

第一作者:李勇(1992—),男,湖北荆州人,博士研究生, E-mail:liyong69@mail2.sysu.edu.cn

\*通信作者:杨召(1990—),男,河南南阳人,副研究员,博士, E-mail:yz1695@126.com

引用格式:李勇,杨召,田霖峰,等. 非定常气动特性对变形飞行器飞行性能影响分析[J]. 国防科技大学学报, 2026, 48(1): 205-216.

**Citation:** LI Y, YANG Z, TIAN L F, et al. Analysis of non-constant aerodynamic characteristics on flight performance of morphing vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(1): 205-216.

控制维度,显著提升了其机动性能。张远和岳彩红等针对变形飞行器的轨迹优化问题进行了深入探讨,证实了变形飞行器相较于固定翼飞行器在性能上的优越性<sup>[6-7]</sup>。陈铁彪等则针对飞行航程能力及禁飞区规避能力,对变形飞行器与固定翼飞行器进行了详尽对比分析,为变形飞行器的轨迹设计提供了宝贵的指导<sup>[8]</sup>。此外,复杂约束条件下的变形飞行器轨迹设计方法亦是当前研究的重点。Rudnick-Cohen等将飞行器的轨迹规划问题与外形优化问题紧密结合,在轨迹设计的同时,获得了飞行器的最优变形策略<sup>[9-10]</sup>。针对变形飞行器优化维度高、收敛难度大等问题,Cai等引入凸优化和强化学习方法,有效缩短了算法收敛时间<sup>[11]</sup>。对高超声速变形飞行器的轨迹规划研究,不仅进一步验证了其相对于固定翼飞行器的飞行性能优势,也拓宽了变形飞行器的应用范围。

在现有的变形飞行器性能分析研究中,所采用的气动模型大多基于准定常假设,即假设飞行器的变形方向对气动力的变化无影响。然而,实际流体动力学实验与仿真结果均表明,变形运动方向对气动力存在显著影响,即存在非定常效应。陈钱等对低速流体中的非定常效应进行了深入研究,发现非定常效应以气动力滞回环的形式表现,且滞回环的大小与变形速率、攻角及侧滑角密切相关<sup>[12-13]</sup>。白鹏等还构建了非定常气动力的计算模型<sup>[13]</sup>。韩瀚等则聚焦于跨声速流体中的非定常气动效应,指出滞回环的大小还与马赫数相关,马赫数越大,滞回环越小<sup>[14]</sup>。张贺和岳航等则探讨了高超声速条件下的非定常效应<sup>[15-16]</sup>。由此可见,飞行器的变形速率、攻角和飞行速度都会对气动力非定常效应产生显著影响,且这种非定常效应在低速、跨声速和高超声速等不同飞行状态下均呈现不同程度的强弱表现。

上述文献对非定常效应的形成机理和影响因素进行了深入分析和研究,本文在此基础上,进一步探讨非定常效应与飞行器飞行性能之间的关系。依据现有文献资料,构建了飞行器的非定常气动模型,并结合飞行器的动力学模型,对非定常与准定常两种气动模型下的飞行性能进行了对比分析,深入探讨了非定常效应对飞行器状态精度的影响,并识别了主要、次要及可忽略的影响因素,旨在为变形飞行器的设计与发展提供有益指导。

## 1 折叠式高超声速变形飞行器

所研究的高超声速变形飞行器外形参见文

献[16],飞行器通过折叠机翼变形,如图1<sup>[16]</sup>所示。

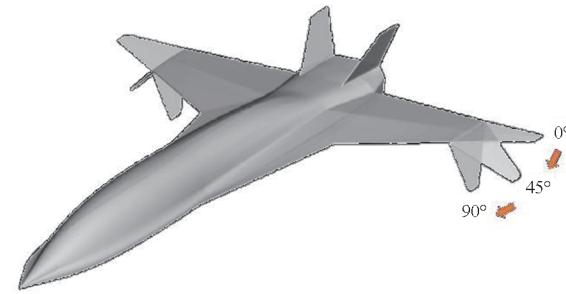


图1 高超声速变形飞行器外形及变形方式<sup>[16]</sup>

Fig. 1 Hypersonic morphing vehicle model and morphing mode<sup>[16]</sup>

机翼的折叠角度表示机翼的变形量,定义 $\eta = 0$ 表示机翼完全展开, $\eta = 1$ 表示机翼完全折叠,则 $\eta \in [0, 1]$ 可表示机翼变形过程的状态。

## 2 动力学模型、气动模型和优化模型

### 2.1 高超声速变形飞行器动力学模型

不考虑地球自转、发动机动力和飞行过程中的侧向力(侧滑角 $\beta = 0^\circ$ ),高超声速变形飞行器的三自由度运动方程为:

$$\begin{cases} \dot{v} = -\frac{D}{m} - g \sin \theta \\ \dot{\theta} = \frac{L \cos \nu}{mv} - \frac{g}{v} \cos \theta + \frac{v \cos \theta}{r} \\ \dot{\sigma} = \frac{L \sin \nu}{mv \cos \theta} + \frac{v \tan \phi \cos \theta \sin \sigma}{r} \\ \dot{h} = v \sin \theta \\ \dot{\lambda} = \frac{v \cos \theta \sin \sigma}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} = \frac{v \cos \theta \cos \sigma}{r} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $v, \theta, \sigma, h, \lambda, \phi$ 为飞行器的状态,分别为飞行速度、速度倾角、航迹偏航角、飞行高度、经度和纬度; $m$ 为飞行器质量, $g$ 为重力加速度,地心距 $r = h + R_e$ ( $R_e$ 为地球半径), $\nu$ 为倾侧角。非定常效应主要与飞行器的气动力特性相关,动力学方程式中 $L$ 和 $D$ 分别为气动升力和气动阻力,分别表示为:

$$\begin{cases} L = 0.5 \rho v^2 S C_L \\ D = 0.5 \rho v^2 S C_D \end{cases} \quad (2)$$

其中: $S$ 为飞行器参考面积; $\rho = 1.225 e^{-h/h_0}$ 为大气密度模型, $h_0$ 为参考高度; $C_L$ 和 $C_D$ 分别为气动升力系数和气动阻力系数, $C_L$ 和 $C_D$ 为攻角 $\alpha$ 、马赫数 $Ma$ 、变形量 $\eta$ 的函数,具体形式参见文献[16]。飞行器的轨迹设计模型中控制变量为:

攻角  $\alpha$ 、倾侧角  $\nu$  和变形量  $\eta$ 。非定常效应通过影响飞行器的气动力系数,对飞行器的飞行状态产生影响,下文通过构建准定常与非定常的气动模型进行详细介绍。

## 2.2 气动力的非定常模型

相对于准定常气动模型,变形飞行器在非定常气动模型下往复变形时的气动特性呈现滞回环的特点,且围绕着相应的准定常气动曲线<sup>[12]</sup>。文献[12]和文献[14]对变形飞行器的非定常效应下的滞回环大小影响因素和滞回环方向进行了深入研究,由此得到滞回环大小由以下因素影响:

$$\Gamma = \Gamma(\dot{\eta}, \alpha, Ma) \quad (3)$$

滞回环方向与气动力的变化趋势相关。为了构建变形过程中气动力随变形的直接关系,文献[13]对变形过程中的非定常气动力进行了建模。参考该建模方法,结合上述滞回环影响因素和滞回环方向研究结论,对非定常气动系数进行建模:

$$C = C + k\dot{\eta}f_1(\alpha)f_2(Ma)C \quad (4)$$

式中,  $C$  为对应的气动系数,  $k$  为放大系数,  $f_1$  为攻角可行范围内的先增后减函数,  $f_2$  为  $Ma$  可行区间内的单调递减函数。该模型下气动参数随变形速率  $\dot{\eta}$ 、马赫数  $Ma$  和攻角  $\alpha$  的变化与文献[12]和文献[14]中的结论一致。

本文中讨论的变形量呈正弦周期变化,变形速率  $\dot{\eta}$  与变化周期  $T$  相互对应,故使用变化周期  $T$  代替变形速率  $\dot{\eta}$  以方便描述。使用文献[16]中的变形飞行器气动数据,结合式(4)中的非定常气动系数模型,分别对三种影响因素进行单变量分析,算例参数见表1。非定常气动模型及滞回环大小影响因素如图2所示。

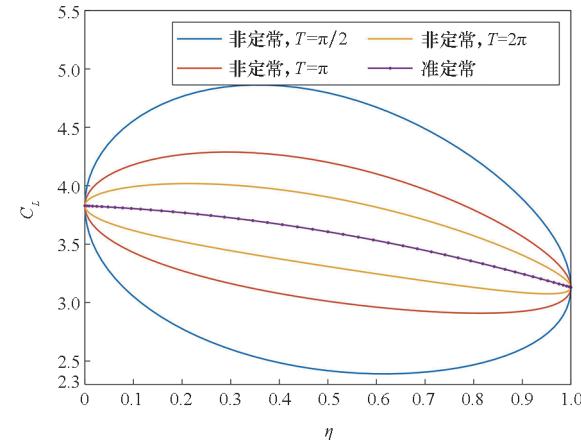
表1 非定常效应气动模型算例参数

Tab. 1 Parameters of non-constant effect aerodynamic model example

算例	变形速率(用 $T$ 描述)	马赫数	攻角
Case 1	$\pi/2, \pi, 2\pi$	2	5°
Case 2	$2\pi$	0.5 ~ 6	5°
Case 3	$2\pi$	2	0° ~ 10°

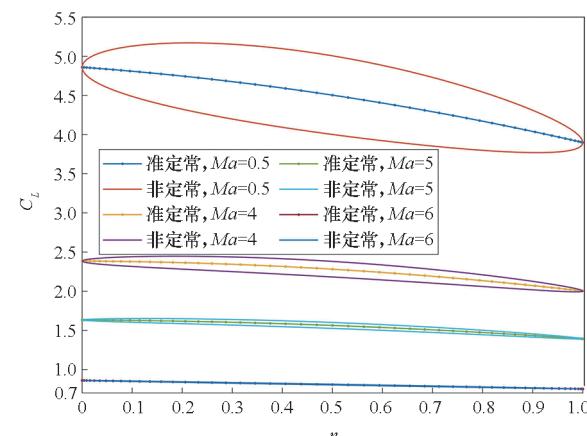
飞行器气动力的非定常效应主要体现在变形过程中相对于准定常模型的气动力差异。非定常效应的气动力变化呈滞回环特征,此时飞行器的构型呈现周期性变化(图2中采用正弦函数)。由上述非定常气动模型分析得到,三个影响因素对滞回环的大小产生了影响。分别单独分析,滞回环大小与变形速率  $\dot{\eta}$  呈正相关,如图2(a)和

图2(d)所示,在三种变形周期下,周期越大,变形速率越小,滞回环越小。在同一周期内,变形范围边缘的变形速率接近为0,此时非定常气动力与准定常气动力相等,而在变形范围中间,变形速率最大,非定常气动力与准定常气动力偏差也达到最大。图2(b)和图2(e)表明非定常效应大小与马赫数  $Ma$  呈非线性负相关,且随着  $Ma$  增大,滞回环大小急剧减小,在  $Ma = 4$  时两种模型的气动力差异最大值点小于5%,在  $Ma = 6$  时则基本重合,



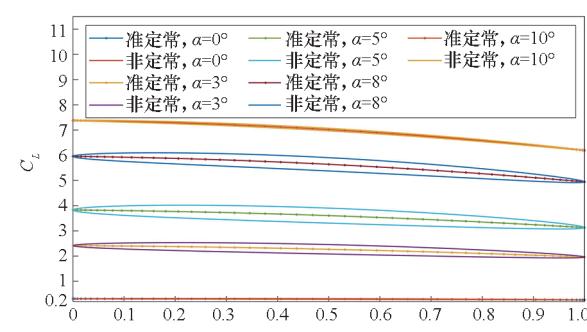
(a) 升力系数与变形速率

(a) Lift coefficient and rate of morphing



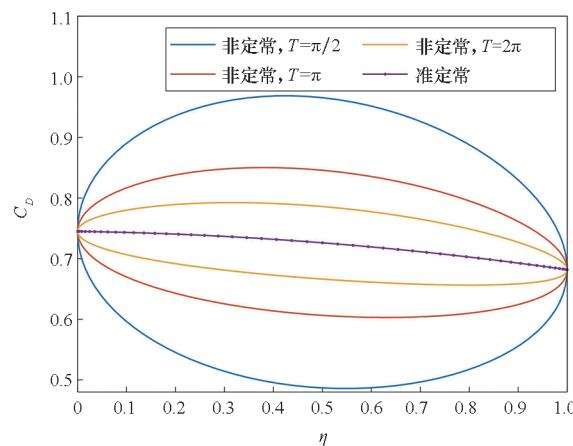
(b) 升力系数与马赫数

(b) Lift coefficient and Ma



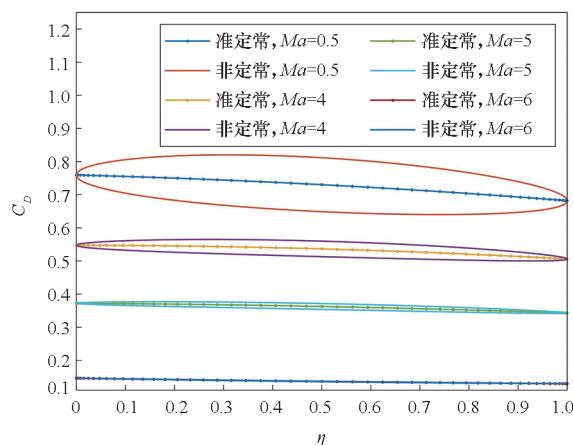
(c) 升力系数与攻角

(c) Lift coefficient and angle of attack



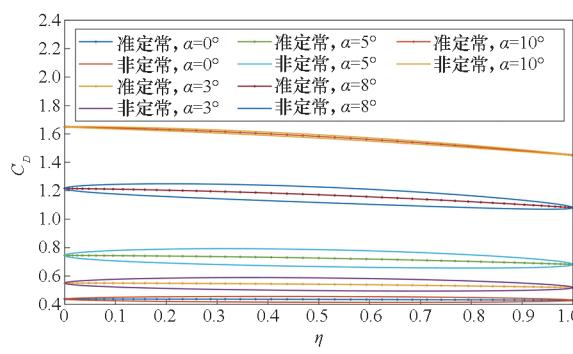
(d) 阻力系数与变形速率

(d) Drag coefficient and rate of morphing



(e) 阻力系数与马赫数

(e) Drag coefficient and Ma



(f) 阻力系数与攻角

(f) Drag coefficient and angle of attack

图 2 非定常气动模型及滞回环大小影响因素

Fig. 2 Non-constant aerodynamic model and factors affecting the size of the hysteresis loop

由此推断,非定常效应造成的飞行器飞行性能差异,主要体现在飞行器的低速飞行段。图 2(c)和图 2(f)表明非定常效应大小随攻角  $\alpha$  的增大先增大后减小,在攻角变化的范围边缘,两种模型的气动力偏差也非常小,在  $\alpha = 5^\circ$  附近取得最大值,此时也是飞行器的升阻比最大值点,因此,在滑翔

飞行器进行长航程滑翔时,需要考虑非定常效应的影响。

### 2.3 优化问题模型及参数

将  $\mathbf{u} = [\alpha, \nu, \eta]$  作为优化变量,优化目标根据各优化问题设定,满足的约束条件包括过程约束、控制量约束和禁飞区约束等,以及式(1)中描述的飞行器动力学约束,从而构建飞行器轨迹设计的优化问题模型。

为了使飞行器包含高超声速到低速、临近空间到低空的飞行过程,飞行器的初始飞行状态设计为:

$$\begin{aligned} [v_0, \theta_0, \sigma_0, h_0, \lambda_0, \phi_0] = \\ [6Ma, 0^\circ, 90^\circ, 30 \text{ km}, 0^\circ, 0^\circ] \end{aligned} \quad (5)$$

终端约束设计为:

$$[h_f, v_f] \geq [2 \text{ km}, 150 \text{ m/s}] \quad (6)$$

参考文献[16]中的飞行器气动参数计算条件,控制量约束设计为:

$$\begin{cases} \alpha \in [0^\circ, 10^\circ] \\ \sigma \in [-60^\circ, 60^\circ] \\ \eta \in [0, 1] \end{cases} \quad (7)$$

## 3 轨迹优化与性能分析

宽域飞行器的飞行高度、速度在飞行任务中会实时变化,针对不同飞行目标的优化问题,飞行器的攻角、变形量也会有不同的变化策略,由此也会对非定常效应的大小产生影响,继而相对于准定常模型下的飞行状态产生差异。利用伪谱法分别对基于准定常模型和非定常模型的变构型跨域飞行器滑翔段轨迹进行优化,定量分析两种模型在射程覆盖、规避绕飞方面对飞行器的性能的差异,分析各影响因素对飞行器状态偏差的影响大小,论证非定常模型对变形飞行器的研究意义。

### 3.1 相同变形策略下飞行器非/准定常飞行性能分析

为了研究非/准定常模型的差异对飞行器飞行性能的影响,设计在相同变形模式下不同初始状态的算例,用于计算分析。由于非定常效应需要在飞行器进行变形时才能体现出来,飞行器变形规律用周期性变化的函数来描述:

$$\eta = \frac{1}{2} \sin\left(\frac{2\pi}{T}t + \frac{\pi}{2}\right) + \frac{1}{2} \quad (8)$$

按照上述模型构建的变形量的变化范围为  $[0, 1]$ ,满足约束条件。初始状态与变形速率仿真参数见表 2。

表2 仿真参数

Tab. 2 Simulation parameters

算例	初始状态	变形速率(用 $T$ 描述)
Case 1	$h_0 = 30 \text{ km}$	
	$Ma_0 = 5$	$0.5\pi, 0.7\pi, \pi, 2\pi$
Case 2	$h_0 = 20 \text{ km}$	
	$Ma_0 = 4$	

飞行时间设定为 15 s, 攻角  $\alpha = 4^\circ$ , 倾侧角  $\nu = 0^\circ$ 。此时只考虑飞行器的纵向运动, 飞行器的航程为:

$$L_R = R_e (\lambda_1 - \lambda_2) \quad (9)$$

式中,  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  分别为起飞点和终端点的经度。

由此得到如图3所示的非定常与准定常三个主要状态量的偏差关系。图中  $\Delta h$ ,  $\Delta v$  和  $\Delta L_R$  分别为非定常模型下速度、高度和航程相对于准定常模型的差值。

通过对图3进行分析得到:由于两类算例的初始速度不一样, 其气动力的变化区间存在较大

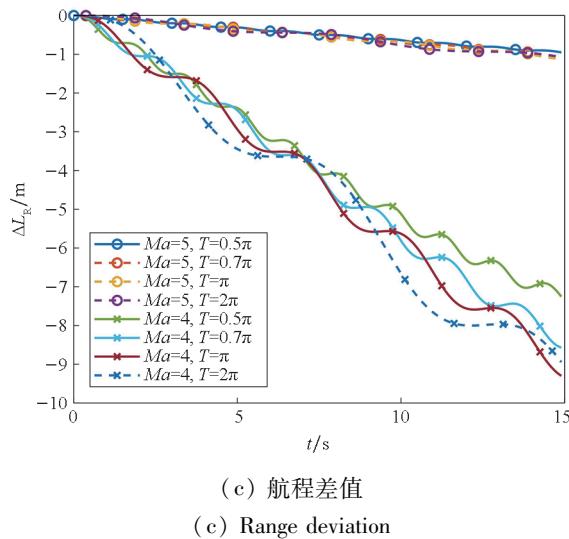
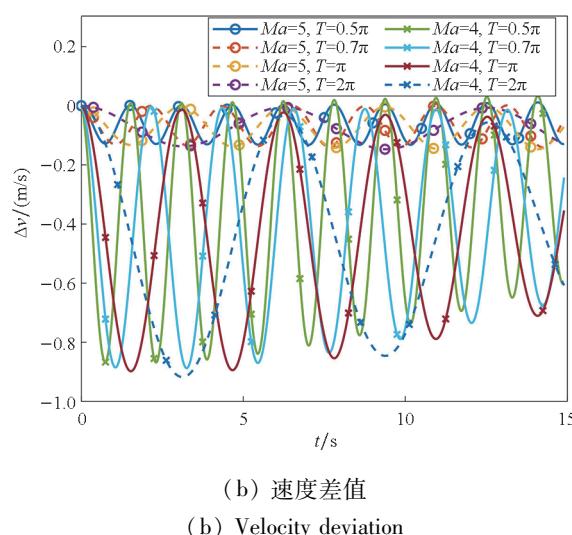
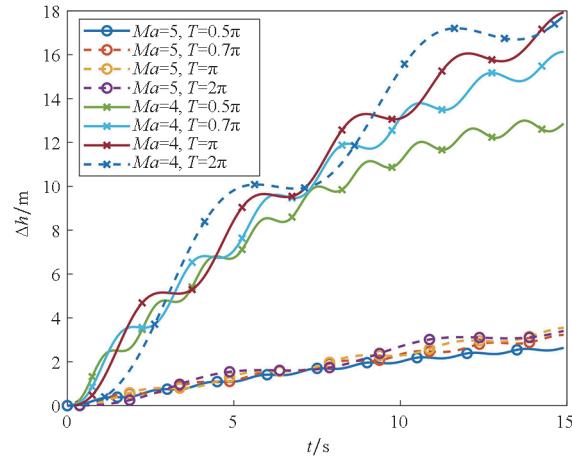


图3 相同变形策略的飞行性能比较

Fig. 3 Flight performance comparison for the same morphing strategy

差异, 这导致非定常模型下飞行器状态相对于准定常模型随着时间的推移逐步扩大, 且飞行器的飞行速度越小, 这种差异越明显。在相同的初始状态下, 飞行器在不同的变形速率下, 飞行状态也会存在差异。图2中的气动参数随变形速率的变化表明, 随着变形速率变大(周期变小), 飞行器非定常气动系数相对于准定常的偏差也变大。与预期不一样的是, 图3表明, 随着变形速率变大(周期变小), 虽然飞行器的非定常气动参数相对于准定常参数差异也变得更大, 但是飞行器的航程和高度差值却变小。通过进一步分析可知造成这种现象的原因在于: 飞行器的高度和航程属于飞行器的长周期运动, 即为了使得这两个参量产生较大范围的变化, 不仅需要较大的受力, 还需要较长的时间积累。短周期的变形虽然带来了相对于准定常气动参数更大的偏差, 但是由于其周期变短, 产生的较大偏移力还未能产生足够的状态偏移, 便变为更小甚至反向的偏移力; 相对而言, 长周期的变形虽然产生相对更小的偏差, 但是由于其作用时间更长, 积累了相对更大的偏差, 其相对于准定常模型下的飞行器状态偏差随着时间的推移累积变大。通过仿真可以看到, 飞行器的非定常气动力与准定常气动力的偏差虽然与变形速率  $\eta$  呈正相关, 与马赫数  $Ma$  呈负相关, 但是其实际对飞行器的状态影响却更加复杂, 往往需要结合多项影响因素综合考虑分析。针对非定常模型下变形飞行器飞行性能与准定常模型的差异, 需要结合优化算法进行深入分析。

### 3.2 射程覆盖能力分析

射程覆盖能力是高超飞行器的主要技术性能

指标之一。本研究主要考虑飞行的纵向最大射程、横向最大射程和可达域。

### 3.2.1 最大纵程轨迹

利用伪谱法优化时,目标函数选为  $J = \max \lambda_f$ , 式中  $\lambda_f$  为终点经度。以飞行器的变形模式为研究重点, 设定飞行器的倾侧角设定为常值 ( $\nu = 0^\circ$ ), 分别使用准定常气动模型和非定常气动模型, 优化结果如图 4 所示。

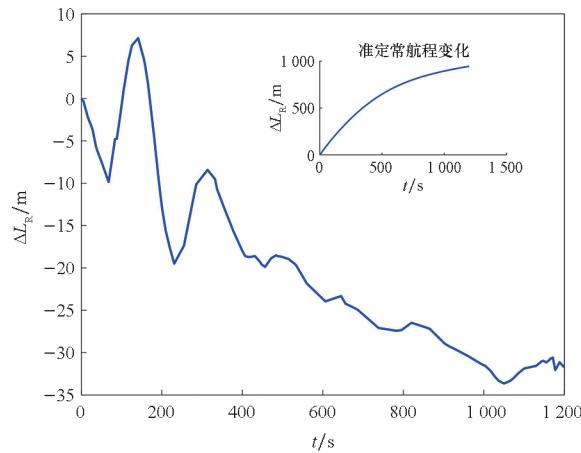
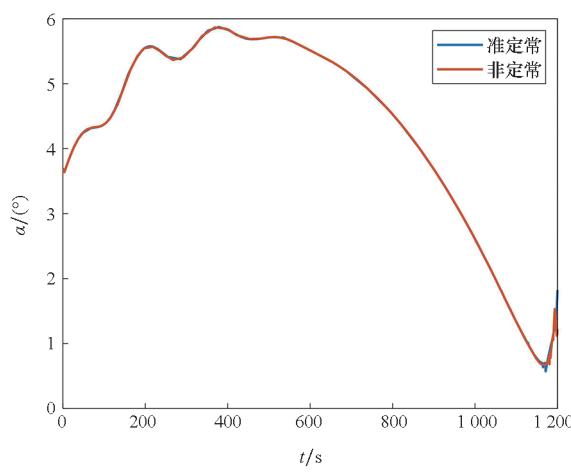


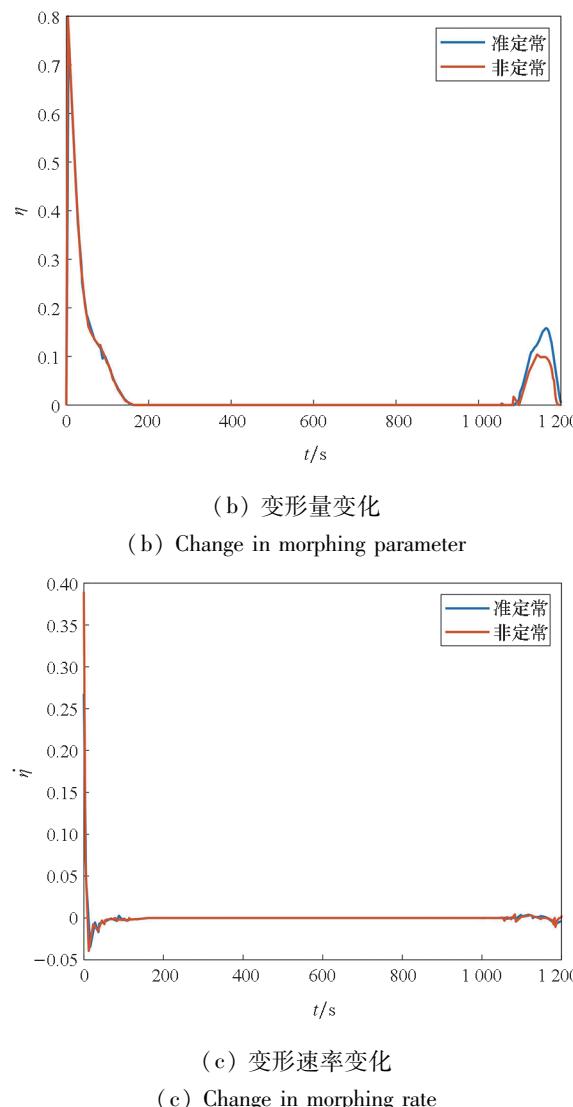
图 4 最大纵程时的航程偏差

Fig. 4 Range deviation at maximum longitudinal range

分析图 4 得到, 非定常模型下的飞行状态相对于准定常模型下的飞行状态产生了偏差。在飞行前段, 偏差变化较为剧烈; 中间段则持续变大, 在飞行终端, 两种模型下的航程偏差最大超过 30 m。产生偏差的原因从图 5 得到, 飞行前段, 飞行器的攻角在  $5^\circ$  附近变化, 此时非定常效应最大, 并且也出现了较大的变形速率变化, 故出现一定幅度的飞行状态偏差; 在飞行终端附近, 飞行器的马赫数降低, 飞行器的变形量出现较大频率的抖动。非定常气动模型表明, 变形速率越大, 滞回环越大, 且滞回环大小与马赫数呈负相关, 相对于



(a) 攻角变化  
(a) Change in angle of attack



(c) 变形速率变化  
(c) Change in morphing rate

图 5 最大纵程时的控制量变化

Fig. 5 Changes in control parameter at maximum longitudinal range

准定常气动力, 非定常气动力偏差变大, 因此此处产生了更大的状态量偏移。

最大纵程的轨迹设计计算例结果表明, 由于在飞行过程中, 非定常气动模型下的变形量变化并不剧烈, 其相对于准定常模型下的气动参数偏差较小, 导致飞行器在整个飞行过程中虽然也产生了一定的偏差, 但是航程偏差最大为 30 m, 相对于近 1 000 km 的总航程, 这种偏差相对较小。

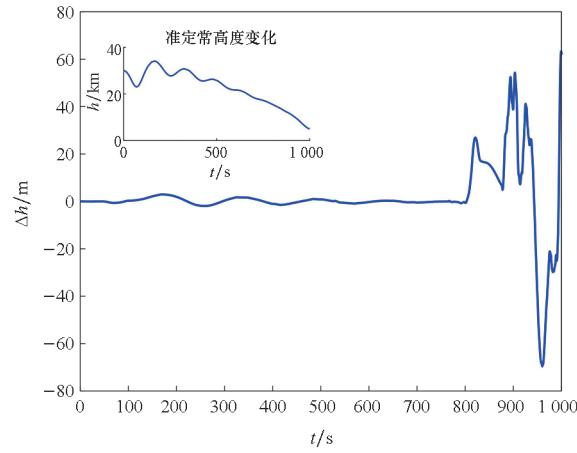
### 3.2.2 最大横程轨迹

所讨论的飞行器模型不考虑侧滑角, 故使用转角(bank to turn, BTT)方式进行横向机动。对于最大横程轨迹, 目标函数选为  $J = \max \phi_f$  (式中  $\phi_f$  为终点纬度), 优化控制变量  $u = [\nu, \eta]$ , 攻角设定为常值 ( $\alpha = 4^\circ$ )。飞行器的横向航程为:

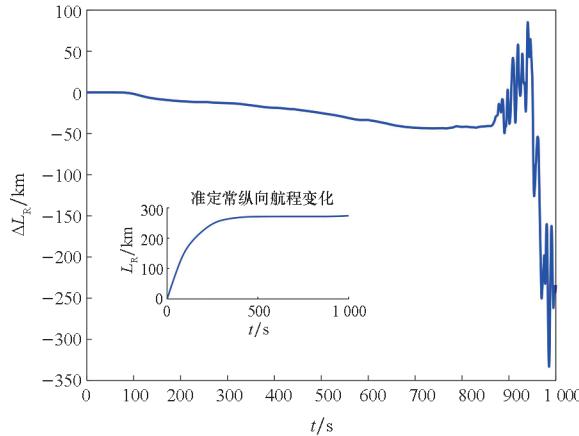
$$L_T = R_e (\phi_1 - \phi_2) \quad (10)$$

式中,  $\phi_1$  和  $\phi_2$  分别为起飞点和终端点的纬度。

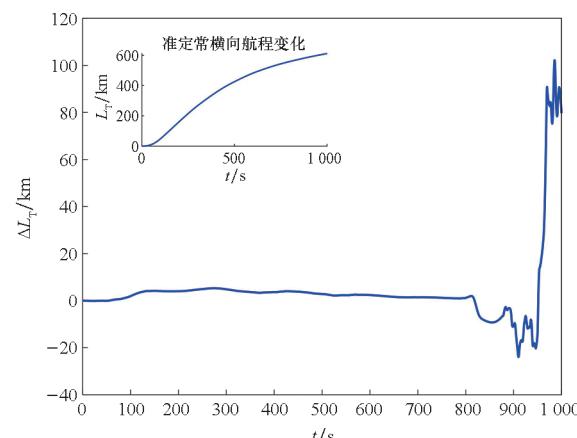
分别使用准定常气动模型和非定常气动模型, 优化结果如图 6 所示。



(a) 飞行高度偏差  
(a) Flight height deviation



(b) 纵向航程偏差  
(b) Longitudinal range deviation



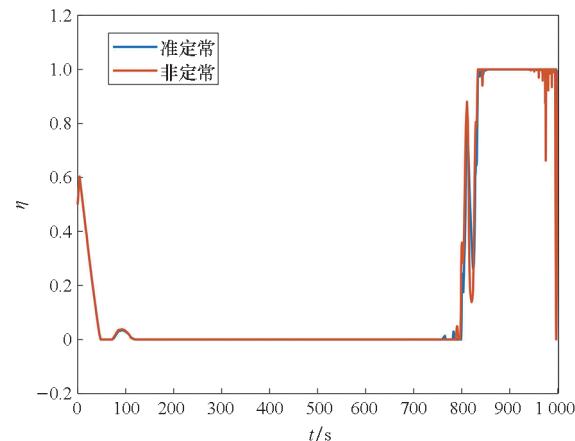
(c) 横向航程偏差  
(c) Lateral range deviation

图 6 最大横程时的飞行性能对比

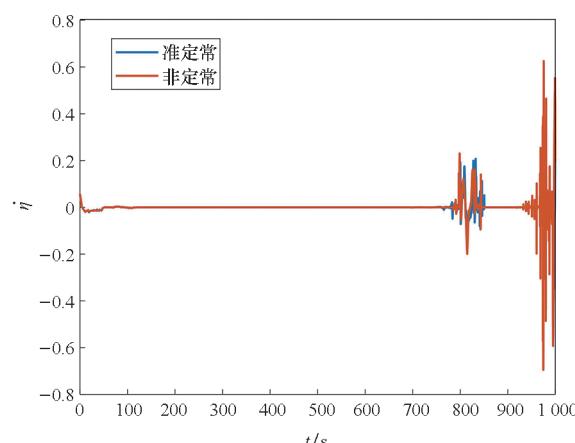
Fig. 6 Flight performance comparison at maximum lateral range

分析图 6 得到, 在飞行器的前段和中段, 非定常模式下的飞行器状态偏差很小, 几乎可以忽略不计, 在 800 s 附近, 两种模式下的飞行状态偏差开始增大, 在接近飞行的末端, 飞行器的纵向偏差接近 350 m, 横向偏差为 100 m 左右。最大横程时的控制量变化情况如图 7 所示。分析图 7 得到偏差增大的原因, 在接近飞行的末端, 变形量出现了剧烈的抖动, 因此非定常效应加剧, 会产生相对较大的气动力偏差, 此时飞行器的高度也下降到 20 km 以下, 飞行的速度则接近  $2Ma$ , 也更加进一步加剧非定常效应, 因而导致在飞行器的终端, 两种气动模式下的飞行器出现了较大的飞行状态偏差。

相较于 3.2.1 节中的最大纵程轨迹算例, 最大横程轨迹在非定常气动模型下出现了更大的飞行状态偏差, 这是由于飞行器在进行横侧向飞行时, 更考验飞行器的机动能力, 于是飞行器的构型出现了较高频率的变化, 使得飞行器的非定常效应更加明显, 因此增加了状态偏差。



(a) 变形量变化  
(a) Change in morphing parameter



(b) 变形速率变化  
(b) Change in morphing rate

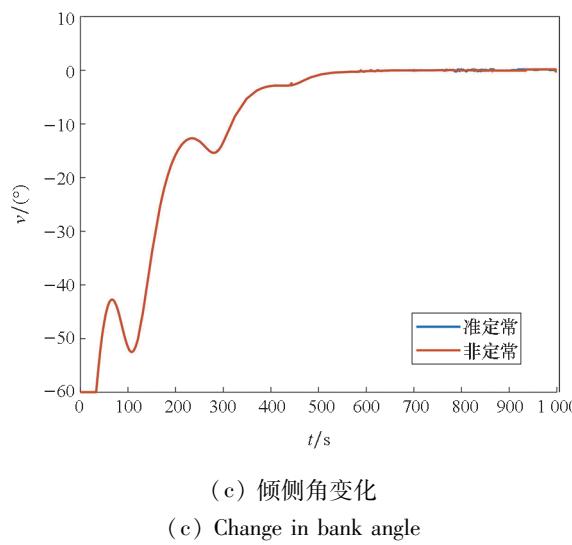


图 7 最大横程时的控制量变化

Fig. 7 Changes in control parameter at maximum lateral range

### 3.3 规避绕飞能力分析

针对禁飞区约束的飞行器规避绕飞能力是一

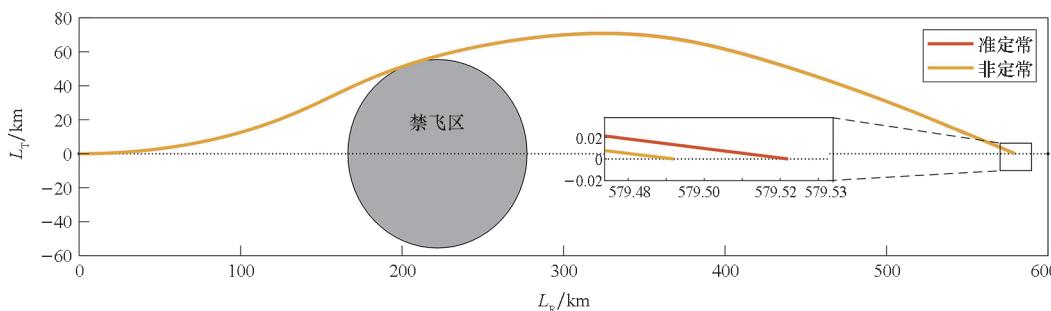


图 8 带禁飞区的规避绕飞最大纵程轨迹

Fig. 8 Maximum longitudinal trajectory for no-fly zone avoidance

图 9 展示了飞行过程中各项参量的变化差异情况。结果表明,在飞行过程中,两种模式下飞行器的纵向航程最大差异达到 80 m,高度的最大差异则超过 150 m,偏差较大时的速度接近  $3Ma$ 。相对于 3.2.1 节中的算例,本节算例飞行时间只有 500 s,但是两种模式下的飞行器状态偏移则大了一个数量级,很显然禁飞区约束对非定常气动力的影响较大。

结合图 10 中的飞行控制量变化分析出造成禁飞区约束下两种模式飞行器的状态偏差的原在于:该模式下飞行器的变形更加剧烈,在全飞行段出现了多个剧烈抖振,这无疑增加了非定常气动力的偏置,从而对飞行器的飞行状态产生影响。另外观察变形速率曲线,在飞行的前期也出现了较大的振动,但是对飞行器的飞行状态偏差影响却相对较小,这是因为前期飞行器的马赫数较大,

种要求更为复杂的飞行目标,更能够体现轨迹设计的复杂性。针对圆形禁飞区问题,设计两种地理约束下的最优轨迹。

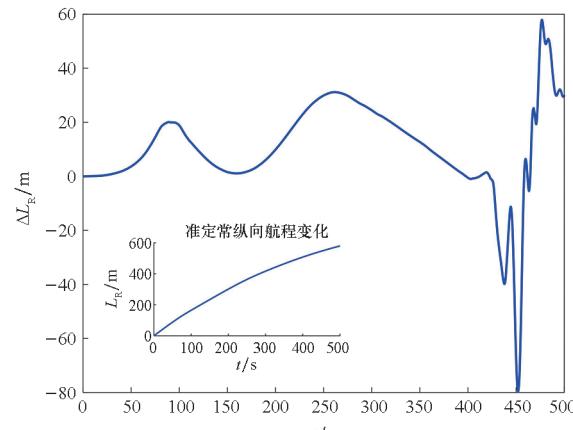
#### 3.3.1 禁飞区约束下的最大纵程轨迹

相对于 3.2.1 节中的算例,禁飞区约束下的最大纵程轨迹设计还需要考虑飞行器的横向机动,这使得优化问题变得更加复杂。优化控制变量  $u = [\nu, \eta]$ , 攻角设定为常值 ( $\alpha = 4^\circ$ ), 目标函数选为  $J = \max \lambda_f$ 。所构建的禁飞区是一个中心位置为  $\lambda_n = 2^\circ$ 、 $\phi_n = 0^\circ$ , 半径  $r_n = 0.5^\circ$  的圆形区域, 终端约束条件为:

$$\begin{cases} \phi_f = 0^\circ \\ \lambda_f > \lambda_n + r_n \end{cases} \quad (11)$$

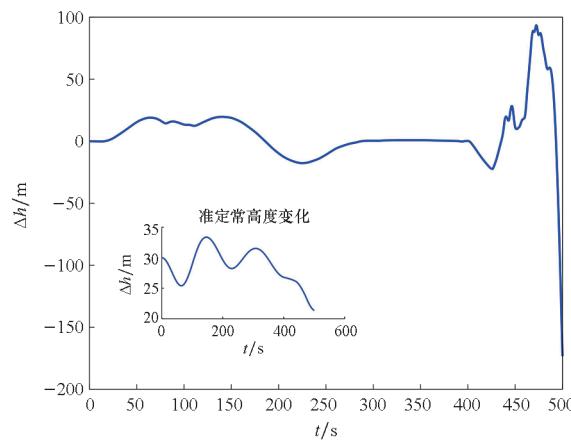
为了节省计算资源, 设置时间约束为  $t < 500$  s。以最大纵程为优化目标, 优化轨迹如图 8 所示。两种模型下飞行器的轨迹都能够满足禁飞区约束条件, 且轨迹差异较小, 都是沿着禁飞区边缘擦过, 然后在时间约束条件和终端约束条件下到达最大纵向航程。

飞行器的非定常效应相对较小, 此时的气动力偏差相对于准定常模型下的气动也相对较小, 故引起的飞行状态偏差较小。



(a) 纵向航程偏差

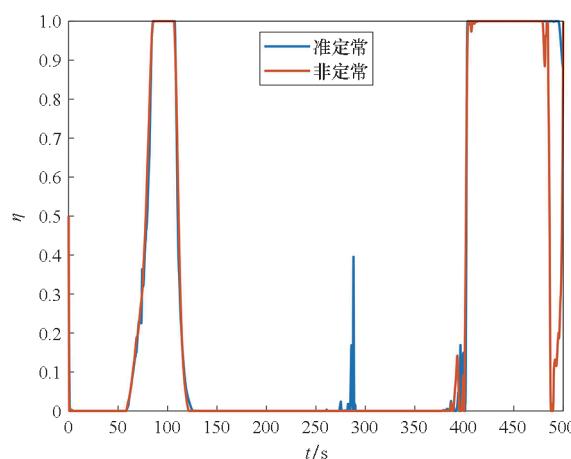
(a) Longitudinal range deviation



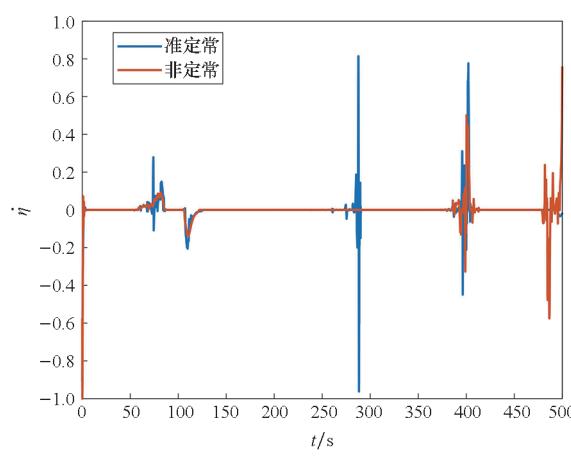
(b) 高度偏差  
(b) Height deviation

图9 禁飞区规避时的飞行性能对比  
Fig. 9 Comparison of flight performance during no-fly zone avoidance

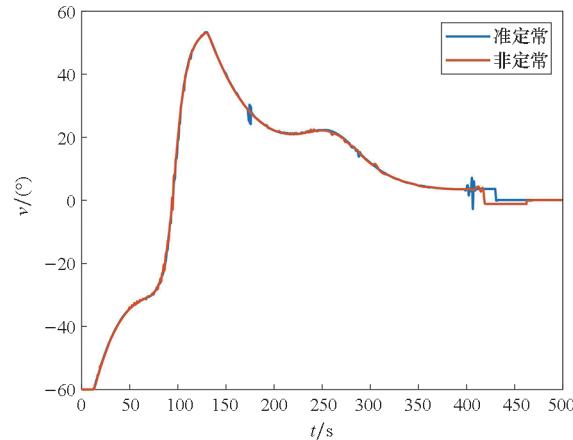
通过对禁飞区约束下最大纵向航程的算例研究得到,相对于不考虑禁飞区约束的纵向航程最大化优化算例,这里因为禁飞区约束变得更加复



(a) 变形量变化  
(a) Change in morphing parameter



(b) 变形速率变化  
(b) Change in morphing rate



(c) 倾侧角变化  
(c) Change in bank angle

图10 禁飞区规避时的控制量变化  
Fig. 10 Changes in control parameter at no-fly zone avoidance

杂,优化条件下的飞行器的变形过程也更加复杂,增加了非定常效应下的气动力偏移,所以相对于准定常模式下的飞行器带来了更大的飞行状态差异。

### 3.3.2 禁飞区约束下的覆盖盲区

飞行器在绕过禁飞区后,受机动能力限制,势必存在部分区域无法到达的情况,这部分区域称为覆盖盲区。此时飞行器的约束条件与3.3.1节中的算例类似,但优化目标变为  $J = \min \lambda_f$ 。

相对于禁飞区约束下的最大纵向射程优化目标,禁飞区覆盖盲区对飞行器的机动能力要求更高。图11展示了两种气动力模式下飞行器的覆盖盲区轨迹。图11中飞行器经过禁飞区后的弹道左边与禁飞区边缘包围的部分,即为飞行器的覆盖盲区。两种模型下飞行器的轨迹都能够满足禁飞区约束条件,相对于3.3.1节中的禁飞区下最大纵向航程算例,飞行器的弹道差异更加明显。

图12展示了飞行过程中各项参量的变化差异情况。结果表明,在飞行过程中,两种模式下飞行器的纵向航程最大偏差达到1700 m,高度的最大偏差则超过180 m,这使得两种模式下的覆盖盲区有明显的差异。飞行器在接近5Ma时产生偏差,后期随着马赫数的降低两者偏差进一步增大。

图13中的飞行器控制量变化更加说明产生这种差异的原因。由于对飞行器机动能力的要求提高,飞行器的变形量产生了更加剧烈的抖动,且在此处图12中的高度变化曲线显示,飞行高度也达到最低点,从而使得非定常模式下的气动力产生较大差异,造成了飞行器的状态变化差异。

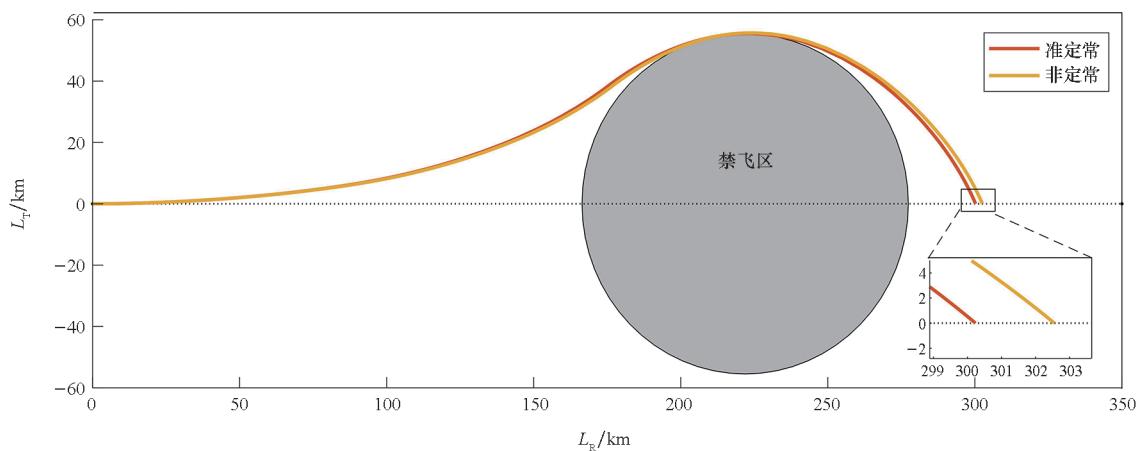
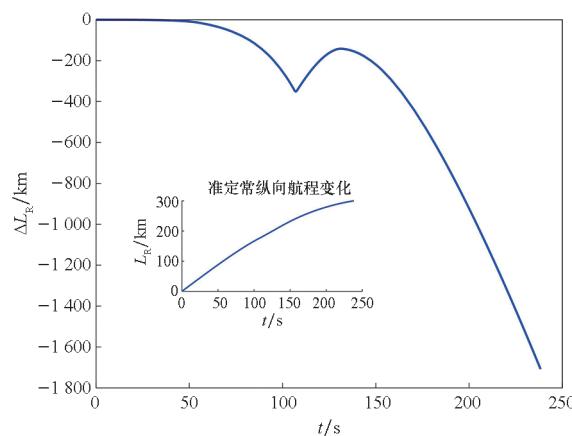


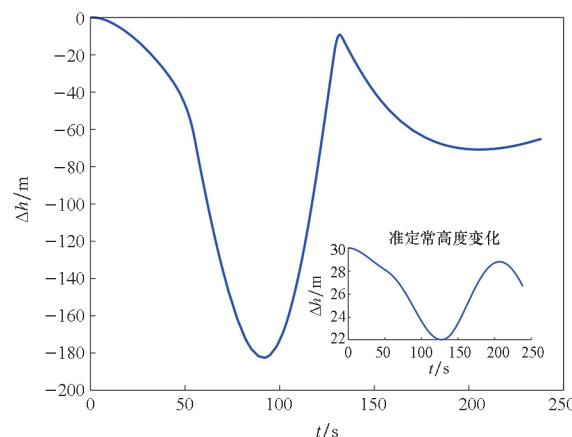
图 11 带禁飞区约束的覆盖盲区轨迹

Fig. 11 Flight blind zone trajectory with no-fly zone constraints



(a) 纵向航程偏差

(a) Longitudinal range deviation



(b) 高度偏差

(b) Height deviation

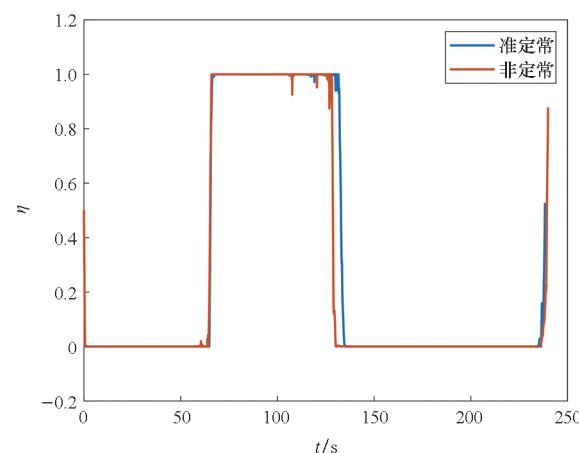
图 12 覆盖盲区优化时的飞行状态变化

Fig. 12 Comparison of flight performance during flight blind zone coverage optimization

以飞行器的控制量变化、高度和速度对非定常效应的影响为核心,分析非定常效应对飞行器飞行性能的影响,表3总结了上述四个算例的仿

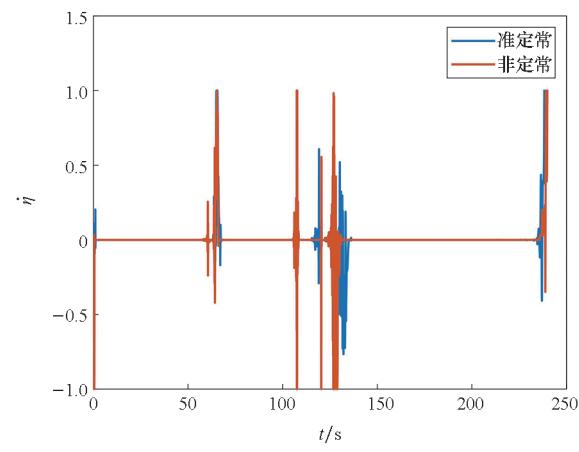
真结果。

通过表3整体分析出,禁飞区约束下的飞行器轨迹非定常效应产生的偏差较大,这是因为禁飞区约束要求飞行有较强的机动能力,这使得飞行器的变形量变化剧烈,有助于增强非定常效应。非定常效应对飞行器的飞行性能产生偏差较大的



(a) 变形量变化

(a) Change in morphing parameter



(b) 变形速率变化

(b) Change in morphing rate

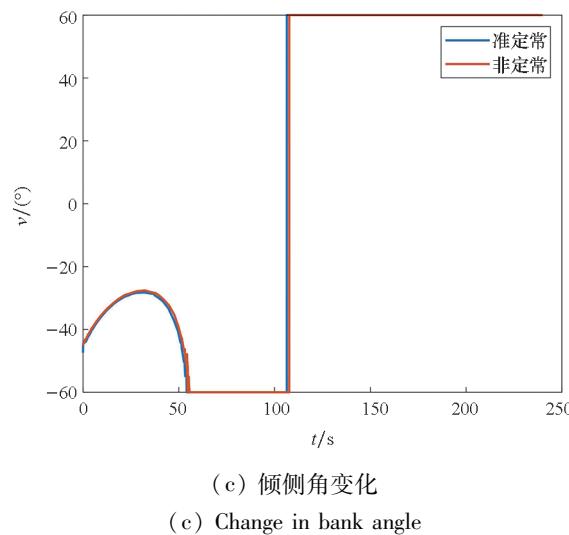


图 13 覆盖盲区优化时的控制量变化

Fig. 13 Changes in control parameter at blind zone coverage optimization

表 3 仿真算例结果对比

Tab. 3 Comparison of simulation results

项目	最大纵程	最大横程	禁飞区 最大纵程	禁飞区 覆盖盲区
攻角变化	均值≈3.5°	4°	4°	4°
变形量变化	较平缓	末段非常剧烈	剧烈	非常剧烈
偏差最大时的速度	低速	低速	低速	低速
偏差最大时的高度	最低	最低	最低	较低
仿真时间	1 200 s	1 000 s	500 s	250 s
最大纵向航程偏差	<35 m	<350 m	<80 m	<1 800 m
最大横向航程偏差				<110 m
最大航程偏差				

地方在低速低空段,原因在于低速低空段本身非定常效应就相对较强,同时低空大气密度变大,相应也增加了气动力,使得两种模式下的气动力偏差更大。总的来说,飞行器的非定常模型对飞行器状态影响最大的是变形量的变化情况。在飞行过程中,飞行器变形量变化越剧烈,抖动越明显,飞行器的非定常效应越明显,飞行器的飞行状态相对于准定常模型下的状态差异越大。

## 4 结论

研究了非定常气动模型对高超声速变形飞行

器飞行性能的影响。基于现有的文献资料,构建了飞行器的非定常气动模型并进行验证,利用伪谱法量化分析了射程覆盖和规避绕飞典型场景下的飞行器性能,并使用准定常模型在相同的仿真条件下进行对比。结果表明:

1) 非定常气动模型受飞行变形速率、飞行马赫数和攻角的影响,相对于准定常气动模型,飞行器的飞行状态精度会产生一定的偏差,其中变形速率为主要影响因素;

2) 飞行马赫数越小,非定常效应越明显,使得飞行器在高空高速时的非定常模型时的飞行状态相对于准定常差异不明显,在低空低速(小于3Ma)时的差异变大,且偏差大小与变形速率相关;

3) 在禁飞区约束下覆盖盲区的飞行器轨迹设计中,其非定常飞行状态与准定常飞行状态在250 s飞行时间内产生1 800 m量级的偏差,显著大于其他算例,这是因为禁飞区约束下覆盖盲区的飞行器变形频繁,变形速率大,此时非定常效应明显。

在高精度制导控制中,需要着重考虑变形剧烈时的非定常效应,特别是在低空低速(小于3Ma)的情况下,非定常效应会加剧,增加与准定常模型的偏差。由于在变形飞行器优化控制过程中,为了降低飞行器控制系统的负担,总希望优化控制变化尽可能平稳,尽可能减小抖动,实际飞行中将进一步降低非定常效应对飞行器飞行状态的影响。总的来说,非定常效应对高超声速变形飞行器的飞行状态影响有限,但是在对飞行器的状态精度要求比较高的场景中则需要考虑。本研究方法在气动模型相似的情况下具有普适性,可直接应用于其他类型变形飞行器的研究,为滑翔飞行器变形技术的方案设计和工程应用提供了参考依据。

## 参考文献(References)

- [1] 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)
- [2] 程思野,曾宏刚,潘鑫,等.宽域高超声速飞机气动设计中面临的若干关键问题[C]//第六届中国航空科学技术大会论文集.中国航空学会,2023:1389-1403.  
CHENG S Y, ZENG H G, PAN X, et al. Several key issues faced in the aerodynamic design of wide-range hypersonic aircraft[C]//Proceedings of the 6th China Aerospace Science and Technology Conference. Chinese Aeronautical Society, 2023: 1389-1403. (in Chinese)

- [3] 陈树生, 贾苜梁, 刘衍旭, 等. 变体飞行器变形方式及气动布局设计关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(6): 629595.
- CHEN S S, JIA M L, LIU Y X, et al. Deformation modes and key technologies of aerodynamic layout design for morphing aircraft: review [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(6): 629595. (in Chinese)
- [4] 吕慎军, 卢志毅, 陈庆民, 等. 高速变翼面飞行器研究现状及关键气动技术[J]. 空天技术, 2022 (6): 49 - 56, 76.
- LYU Z J, LU Z Y, CHEN Q M, et al. Research status and key aerodynamic technology of high speed variable wing vehicle[J]. *Aerospace Technology*, 2022(6): 49 - 56, 76. (in Chinese)
- [5] 王鹏, 陈浩岚, 鲍存余, 等. 变形飞行器建模及控制方法研究综述[J]. 宇航学报, 2022, 43(7): 853 - 865.
- WANG P, CHEN H L, BAO C Y, et al. Review on modeling and control methods of morphing vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(7): 853 - 865. (in Chinese)
- [6] 张远, 黄万伟, 聂莹, 等. 一种高速可变形飞行器智能变形决策方法[J]. 宇航学报, 2022, 43(12): 1665 - 1675.
- ZHANG Y, HUANG W W, NIE Y, et al. An intelligent deformation decision-making method for high-speed morphing flight vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43 (12): 1665 - 1675. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] RUDNICK-COHEN E S, REICH G W, PANKONIEN A M, et al. Robust optimal design and trajectory planning of an aircraft with morphing airfoil sections [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2023, 66(10): 214.
- [10] RUDNICK-COHEN E S, HODSON J D, REICH G W, et al. Design and trajectory planning optimization of a morphing airfoil for 3-D flight maneuvers [C]//Proceedings of AIAA SciTech 2021 Forum. AIAA, 2021: 0890.
- [11] CAI G D, QIN J K, LUO K, et al. Online trajectory planning of morphing vehicle based on sequential convex programming[C]//Proceedings of 2023 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2023). Springer, 2024: 727 - 737.
- [12] 陈钱, 白鹏, 李锋. 飞行器变后掠过程非定常气动特性形成机理[J]. 力学学报, 2013, 45(3): 307 - 313.
- CHEN Q, BAI P, LI F. Study on the formation mechanisms of unsteady aerodynamic characteristics of morphing flight vehicle in sweep-varying process [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45 (3): 307 - 313. (in Chinese)
- [13] 白鹏, 陈钱, 刘欣煜, 等. 滑动蒙皮变后掠气动力非定常滞回与线性建模[J]. 力学学报, 2011, 43 (6): 1020 - 1029.
- BAI P, CHEN Q, LIU X Y, et al. Unsteady dynamic aerodynamic hysteresis effects and linear modeling about the slide-skin swept-angle morphing wing[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43 (6): 1020 - 1029. (in Chinese)
- [14] 韩瀚, 于勇, 胡俊. 可变展长机翼非定常气动特性数值研究[J]. 北京理工大学学报, 2017, 37(2): 119 - 125.
- HAN H, YU Y, HU J. Numerical investigation on unsteady aerodynamic characteristics of variable-span morphing wing[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2017, 37(2): 119 - 125. (in Chinese)
- [15] 张贺, 刘清扬, 李留刚, 等. 变构型飞行器多刚体非定常仿真技术[J]. 航空学报, 2023, 44(增刊2): 729421.
- ZHANG H, LIU Q Y, LI L G, et al. Multibody system unsteady simulation technology for morphing aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44 (Suppl 2): 729421. (in Chinese)
- [16] 岳航. 高超声速变形飞行器气动力/热特性数值研究[D]. 长沙: 中南大学, 2023.
- YUE H. Numerical study on aerodynamic and aerothermodynamic performance of morphing hypersonic vehicle[D]. Changsha: Central South University, 2023. (in Chinese)