4号Times New Roman

Roman

5号Times New

亚音速飞行器往复式滑翔增程弹道设计

小4号仿宋

王璟慧,姜 毅,杨昌志

(北京理工大学 宇航学院,北京 100081) _____ <mark>小5号宋体</mark>

摘要:为增加亚音速巡航导弹的有效航程,提出一种往复式滑翔增程弹道方案。基于已有的气动参数建立水平直 飞巡航弹道与往复式滑翔巡航弹道模型,对比分析2种弹道方案的有效航程及其特性,从能量守恒角度出发研究 往复式滑翔的增程原理。进一步研究初始飞行马赫数、初始弹道倾角以及初始飞行高度对往复式滑翔弹道增程特 性的影响。研究结果表明:往复式滑翔弹道能够有效增加导弹航程,相比于常规水平直飞弹道的最大飞行距离,往 复式滑翔弹道的增程效率达到100.42%;在往复式滑翔弹道能够成功的前提下,初始飞行马赫数越大,初始弹道倾 角越小,初始飞行高度越低,往复式滑翔弹道的增程效率越明显。 关键词:亚音速飞行器;巡航导弹;弹道设计;往复式滑翔;增程弹道 中图分类号:TJ762.2 文献标志码:A 文章编号:1004-499X(2022)03- -

小5号黑体

小5号黑体

Design on Reciprocating Glide Extended Range Trajectory

for Subsonic Aircraft

6号Times New Roman

WANG Jinghui, JIANG Yi, YANG Changzhi-

Beijing Institute of Technology, Aerospace Engineering of School, Beijing 100081, China

Abstract: A reciprocating gliding extended range trajectory scheme was proposed to increase the effective range of subsonic cruise missile. The models of horizontal cruise trajectory and reciprocating glide cruise trajectory were established based on the existing aerodynamic parameters. The effective range and characteristics of the two trajectory schemes were compared and analyzed. The principle of extended range of reciprocating glide trajectory was studied from the conservation of energy. The influence of initial flight Mach number, initial trajectory was further studied. The results show that the reciprocating glide trajectory was further studied. The results show that the reciprocating glide trajectory reaches 100. 42% compared with the maximum flight distance of the conventional norizontal direct flight trajectory. On the premise of the realization of the reciprocating gliding trajectory, the greater the initial flight Mach number, the smaller the initial trajectory inclination angle and the lower the initial flight altitude, the more obvious the range increase efficiency of the reciprocating glide trajectory.

Key words:subsonic aircraft; cruise missile; trajectory design; reciprocating gliding; extended range trajectory 5号Times New Roman,

6号宋体

收稿日期:2022-04-22

5号 Ilmes New Roman, 240-300个词左右, 与中文文摘要内容一 致

5号Times

New Roman

射程是巡航导弹有效攻击目标的关键因素、是 衡量巡航导弹系统作战能力的一个重要指标。为满 足当前远距离、精确化、大威力的现代战争作战要 求,增程技术是巡航导弹技术重点发展方向之 一^[1]。决定射程的因素有动力系统、飞行器外形、 飞行姿态控制、飞行弹道设计等几方面。目前各国 采用的增程方法主要有优化外形减阻增程、发动机 助推增程、滑翔增程以及复合增程等^[2]。

针对亚音速巡航导弹的增程问题,国外学者致力 于通过提高发动机工作效率、优化导弹外形结构等方 式来提高巡航导弹射程。美国在亚音速隐身巡航导 弹"联合空地防区外导弹"(JASSM)基础上,通过换 装涡扇发动机增大推力,降低油耗实现武器增程,同 时研发新型弹翼,实现导弹射程的大幅提升,研制了 "增程型联合空地防区外导弹"(JASSM-ER)^[3]。俄 罗斯采用核动力取代常规动力形式,发展新型核动 力巡航导弹,拥有无限续航能力,提高其远程精确打 击能力[4]。然而,考虑弹体结构及发动机制造工艺 水平等因素限制,通过这2种方法增加射程仍存在 一定局限性。基于已有学者提出的新型亚音速往复 式滑翔盘旋延时弹道方案^[5],本文提出一种针对亚 音速巡航导弹的往复式滑翔增程弹道方案,导弹在 竖直平面内做下降、上升的往复运动,整个过程中其 速度、高度、推力等不断发生变化,发动机仅在上升 阶段工作。

飞行器滑翔飞行最大的优势是可以不依靠自中文图题6号宋 动力而借助气动力实现自身的运动。对于飞行器体,英文图题6号 知道道的研究 SANCER 提出,新发生"公司, Times New Roman 翔弹道的研究, SANGER 提出一种名为"Silverbin 的助推-跳跃式概念飞行器[6];钱学森提出一种利 用空气动力进行滑翔增程的"钱学森弹道"[7]。滑 翔增程弹道方案通过调整舵翼偏转来控制飞行器升 力,使飞行器缓慢下降,延长飞行时间进而达到增程 目的。在利用滑翔方式实现增程的研究方面,符蓓 蓓等^[8]研究滑翔增程的原理及弹道特性,建立超远 程制导炮弹滑翔增程外弹道数学模型,对最大升阻 比弹道进行仿真:修观等^[9]研究在给定射程条件下 的火箭助推滑翔增程弹最短飞行时间弹道优化问 题;张斌等^[10]针对火箭弹增程问题,提出以攻角为 优化变量,利用改进单纯形优化算法最优控制理论 对滑翔增程进行分析;史金光等[11]研究对比俯仰滑 翔飞行与旋转滑翔飞行 2 种运动模式对弹箭增程效 率的影响:此外,史金光^[12]还对鸭式舵面进行气动 设计以保证有效增程;凌王辉等[13]针对弹道导弹进

行减阻设计实现增程。综上所述,对于亚音速巡航 导弹增程问题的研究主要在提高发动机工作效率、 正文用5号宋体 :结构,这2种方法研制周期长,技术方 案存在一定局限性;对于滑翔增程弹道方案的研究 主要集中在火箭弹、炮弹等领域,将滑翔方式应用于 亚音速巡航导弹增程问题的研究相对较少。因此, 对于利用滑翔方式提高亚音速巡航导弹航程的研究 十分必要。

为提高亚音速巡航导弹的航程,本文提出一种 往复式滑翔的巡航弹道方案,建立水平直飞巡航弹 道与往复式滑翔巡航弹道模型,对比2种弹道方案 的有效航程,分析往复式滑翔巡航弹道的增程效率 与弹道特性,在此基础上研究初始飞行马赫数、初始 弹道倾角和初始飞行高度对增程效率的影响,为增 大亚音速巡航导弹航程的相关研究和工程应用提供 一定的理论指导。

1 模型建立

2级标题:5号黑体

1级标题:4号黑体

1.1 计算流体模型

本文的研究对象参考美国"战斧"巡航导 弹^[14]。图1为"战斧"巡航导弹,图2为本研究中使 用的三维模型示意图。

图 1 "战斧"巡航导弹 Fig. 1 "Tomahawk" cruise missile

> 图 2 三维模型示意图 Fig. 2 3D model diagram

杨昌志等^[5]通过对比三维翼型 RAE2822 气动 参数的数值计算结果与风洞试验结果,验证了数值 风洞仿真方法的有效性与可靠性。基于数值风洞仿 真方法,求解了飞行器升力系数和阻力系数等气动 参数。上述飞行器模型的气动参数表如下,表1为 升力系数(*C*_L)表,表2为阻力系数(*C*_D)表。表中, α为攻角,*Ma*为马赫数。基于二维插值方法,可以 得到不同马赫数和不同攻角下飞行器的升力系数和 阻力系数。 表1 升力系数表 /

Table 1 Lift coefficient table

M			CL			
ма	$\alpha = 4^{\circ}$	$\alpha = 6^{\circ}$	$\alpha = 8^{\circ}$	$\alpha = 10^{\circ}$	$\alpha = 12^{\circ}$	-
0.1	0.416 128	0.777 486	0.982 760	1.113 116	1.204 246	
0.2	0.502 071	0.788 376	0.968 894	1.116 983	1.217 139	
0.3	0.594 051	0.798 262	0.979 016	1.125 064	1.218 616	
0.4	0.606 932	0.811 456	0.991 877	1.133 133	1.214 084	/
0.5	0.622 251	0.829 356	1.008 504	1.141 614	1.198 447	ĺ
0.6	0.644 096	0.854 739	1.032 529	1.158 223	1.187 754	
0.7	0.678 562	0.898 417	1.085 423	1.222 906	1.272 750	
0.8	0.750 728	1.002 188	1.212 762	1.366 935	1.461 270	

表 2 阻力系数表

Table 2 Drag coefficient table

Ma			$C_{\rm D}$		
ma	$\alpha = 4^{\circ}$	$\alpha = 6^{\circ}$	$\alpha = 8^{\circ}$	$\alpha = 10^{\circ}$	$\alpha = 12^{\circ}$
0.1	0.072 015	0.107 958	0.145 802	0.181 800	0.227 353
0.2	0.074 133	0.109 281	0.140 115	0.179 343	0.226 620
0.3	0.084 759	0.108 925	0.140 674	0.180 864	0.229 281
0.4	0.086 419	0.110 871	0.144 043	0.185 862	0.236 155
0.5	0.088 961	0.115 218	0.150 618	0.194 890	0.247 865
0.6	0.093 847	0.123 041	0.162 357	0.210 689	0.266 046
0.7	0.103 453	0.137 868	0.185 411	0.242 995	0.302 546
0.8	0.126 326	0.156 788	0.205 644	0.263 058	0.327 269

1.2 弹道模型

为研究往复式滑翔弹道的增程效率,本文基于 导弹模型与其气动数据,构建导弹巡航阶段常规的 水平直飞弹道与借助滑翔的往复式滑翔增程弹道2 种飞行弹道模型。为抓住问题的主要方面,本文假 定导弹的纵向对称面始终与飞行平面重合,探测系 统和控制系统的作用是理想的,地球表面为平面。 本研究中飞行距离指飞行平面内导弹从初始位置到 燃油耗尽位置的水平位移。一定条件下导弹的弹道 设计相关参数^[14]如表3所示。

表 3 弹道设计相关参数

Table 3	Related	parameters	of	trajectory	design
10010 0	reoratoa	parametero	· · ·	ungootory	acorpr

导弹总	发动机	发动机	特征	当地大气	当地
质量	燃料质	耗油率	面积	密度	声速
/]	旦山	((1 N-1 1-1))	1 2		-1
					// / / /
/ Kg	里/ Kg	/(kg•N ••h •)	/ m~	/(kg•m ⁻)	/(m•s *)

1.2.1 水平直飞弹道

水平直飞弹道为巡航导弹的常规巡航弹道,其 弹道特点是导弹不做大的机动飞行,为等高等速飞 行^[15]。要使得该过程中导弹的速度与高度保持不 变,导弹自身重力、发动机推力、气动升力与气动阻

小5号Times New Roman
 作状态,导弹总质量不断变化。为保证等高等速飞
 行,导弹攻角及推力会发生相应改变。水平直飞弹
 α=12°
 道方程^[15]为

表内文字6号宋体 $\begin{cases}
F_{P}\cos\alpha = F_{D} \\
F_{P}\sin\alpha + F_{L} = mg \\
F_{D} = C_{D}qS \\
F_{L} = C_{L}qS \\
q = \frac{1}{2}\rho v^{2} \\
g = g_{0}R^{2}/(R+H)^{2} \\
\frac{dm}{dt} = -F_{P}S_{fc} \\
\frac{dX}{dt} = v
\end{cases}$

式中: F_p 为导弹推力; α 为攻角; F_L 、 F_D 分别为导弹 受到的气动升力和气动阻力;m 为导弹质量; C_D , C_L 分别为飞行器的阻力系数、升力系数,基于表 1、表 2 的气动数据,由导弹不同速度和攻角插值得到;q 为 动压;S 为飞行器特征面积; ρ 为当地大气密度;v 为 飞行器速度;g 为导弹所在高度重力加速度;地表重 力加速度 $g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$;地球半径 R = 6 371 km; H 为飞行器距地表高度; S_{f_c} 为发动机耗油率;X 为导 弹的二维平面水平位移。

1.2.2 往复式滑翔增程弹道

往复式滑翔增程弹道的特点是导弹在竖直平面 内做下降、上升的往复运动,在整个过程中其速度、高 度、推力等不断发生变化。每一次往复运动分为4个 阶段,依次分别为:①无动力滑翔下降阶段,②无动力 下降-上升转弯阶段,③动力助推上升阶段,④无动力 上升-下降转弯阶段。这4个阶段为1个飞行周期。 往复式滑翔弹道示意图如图3所示。



往复式滑翔增程弹道的具体飞行过程如下:导 弹爬升至某一高度进入巡航阶段时,具有一定的初 始速度与弹道倾角,之后导弹开始进入无动力滑翔 下降阶段。该过程中导弹发动机处于关机状态,仅 依靠飞行器所受气动力和自身重力的调节来实现无 动力滑翔下降过程。依据导弹气动力参数,拟合最 大升阻比下的攻角随马赫数的变化曲线,采用最大 升阻比攻角方案实现无动力滑翔下降阶段的滑翔增 程^[16]。当导弹无动力滑翔下降至临界高度后进入 无动力下降-上升转弯阶段。在无动力下降-上升 转弯阶段发动机仍处于关机状态,导弹通过调整气 动舵翼改变飞行姿态使导弹产生向上的加速度,实 现下降-爬升的转弯效果。当导弹转弯上升到距地 面 200 m 的临界高度后进入动力助推上升阶段,该 过程中为保证导弹继续上升,发动机开始工作。为 提高发动机的使用效率,发动机推力大小由当前时 刻导弹的速度、弹道倾角以及飞行高度等参数共同 调节,当导弹需加速爬升时,发动机推力增大,当速 度足够大时,发动机推力减小,此过程中发动机推力 最大值为10 kN。当导弹上升至进入巡航段的初始 高度后,发动机关闭进入无动力上升-下降转弯阶 段。该阶段与无动力下降-上升转弯阶段类似,导 弹通过调整气动舵翼改变飞行姿态,使导弹产生向 下的加速度,使弹体实现爬升-下降的转弯,当导弹 的纵向速度变为0时,则进入下一次往复运动的无 动力滑翔下降阶段。如此往复运动直至导弹巡航段 结束。

往复式滑翔弹道方程为

$$m \frac{dv_x}{dt} = F_P \cos(\alpha + \theta) - F_L \sin\theta - F_D \cos\theta$$

$$m \frac{dv_y}{dt} = F_P \sin(\alpha + \theta) - F_D \sin\theta + F_L \cos\theta - V_x = v \cos\theta$$

$$v_y = v \sin\theta$$

$$\tan\theta = \frac{v_y}{v_x}$$

$$\frac{dX}{dt} = v_x$$

$$\frac{dY}{dt} v_y$$

$$\frac{dm}{dt} = -F_P S_{fc}$$

$$g = g_0 R^2 / (R + H)^2$$

$$F_{\rm D} = C_{\rm D}qS$$

$$F_{\rm L} = C_{\rm L}qS$$

$$q = \frac{1}{2}\rho v^{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}F_{\rm P}}{\mathrm{d}t} \begin{cases} 0 & \mathrm{I}(\theta, t) = 0 \\ F_{\rm P}(v, Y, \theta) & \mathrm{动} \mathrm{J}(\theta, t) \end{cases}$$

式中: v_x , v_y 分别为导弹的水平分速度和竖直分速 度; θ 为弹道倾角;X,Y分别为导弹的水平位移和竖 直位移。

水平直飞弹道的特点是导弹飞行高度与速度保 持不变,发动机一直处于工作状态;往复式滑翔增程 弹道的特点是导弹做滑翔下降、助推上升的周期性 往复运动,发动机仅在助推爬升段工作。图 4 为 2 种飞行弹道的轨迹对比示意图。



1.3 数值方法

弹道微分方程的求解采用 4 阶精度的 Adams 预估-校正法^[15],该方法迭代计算量少,计算速度 快,效果较为理想。具体算法如下。

设有一阶微分方程

$$\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} = f(t, x)$$

Adams 预估-校正法的递推计算公式为 预估公式:

$$x_{k+1} = x_k + \frac{\Delta t}{24} (55f_k - 59f_{k-1} + 37f_{k-2} - 9f_{k-3})$$

校正公式:

mg

$$x_{k+1} = x_k + \frac{\Delta t}{24} (9f_{k+1} + 19f_k - 5f_{k-1} + f_{k-2})$$

利用 Adams 预估-校正方法进行数值积分,求 解 x_{k+1} 时要求已知 $t_k, t_{k-1}, t_{k-2}, t_{k-3}$ 时刻的 f(t,x)值。 因此一般采用 Runge-Kutta 方法启动,算出前四步的 积分结果,再利用 Adams 预估-校正方法进行迭代 计算。相比于 Runge-Kutta 法每积分一步需要计算 4 次函数值,Adams 预估-校正法启动后每积分一步 只需要计算两次函数值,计算量更少。

2 仿真结果与分析

以上文中建立的弹道模型为基础,结合一定条件下导弹的弹道设计相关参数,可以计算得到不同 工况下水平直飞弹道与往复式滑翔弹道的飞行距 离,对比研究往复式滑翔弹道的增程效率以及导弹 初始飞行马赫数、初始弹道倾角、初始飞行高度对往 复式滑翔弹道增程效果的影响。

2.1 往复式滑翔弹道增程效率研究

通过对比分析不同工况下导弹水平直飞弹道和 往复式滑翔弹道的飞行距离,研究往复式滑翔弹道 的增程效率,计算工况如表4所示。对于往复式滑 翔弹道,选择初始飞行马赫数作为变量,分别为 0.55,0.6,0.65,0.7,0.8,0.9,初始弹道倾角均为-2°; 对于水平直飞弹道,初始飞行马赫数为0.55,初始弹 道倾角为0°。两种弹道的初始飞行高度均为 1000m。通过数值求解得到两种弹道的飞行距离。 表5为导弹不同工况下两种弹道的有效航程对比。

表 4 两种弹道的计算工况

 Table 4
 Calculation conditions of the two trajectories

	初始飞往	刃始飞行马赫数		倾角/(°)	初始飞行
上仍一	平飞式	往复式	平飞式	往复式	高度/m
1	0.55	0.55	0	-2	1 000
2	0.55	0.60	0	-2	1 000
3	0.55	0.65	0	-2	1 000
4	0.55	0.70	0	-2	1 000
5	0.55	0.80	0	-2	1 000
6	0.55	0.90	0	-2	1 000

表 5 ジ	不同工况	下两种弹	道有效航程对比
-------	------	------	---------

 Table 5
 Comparison of effective range of two trajectories under different conditions

工况	水平盘旋弹道/km	往复式滑翔弹道/km	增程效率/%
1	298.078	552.624 9	85.40
2	298.078	572.650 1	92.11
3	298.078	579.810 3	94.52
4	298.078	590.240 3	98.02
5	298.078	592.098 6	98.74
6	298.078	599.772 0	101.21

从表 5 中可以看到水平直飞弹道和往复式滑翔 弹道的飞行距离差异。在初始飞行高度为 1 000 m, 初始飞行马赫数为 0.55 时的水平直飞弹道飞行距 离为 298.078 km,本文提出的往复式滑翔弹道在计 算工况中飞行距离为 552~600 km,增程效率最大可 达 101.21%。说明往复式滑翔弹道能有效增加导弹 飞行距离。为降低计算工况局限性的影响,通过对 比不同计算工况下往复式滑翔弹道的飞行距离与水 平直飞弹道的最优飞行距离,进一步研究往复式滑 翔弹道的增程效果。下面研究水平直飞弹道的最优 飞行距离。

导弹受飞行稳定性及舵机等装置限制,求解飞 行距离最大问题的本质为寻优问题。求解导弹飞行 距离的最大值等价于求解飞行距离负值的最小值。 该问题最优解的求解过程为一维优化问题。一维搜 索优化计算方法是指在确定的搜索方向上按步长因 子迭代,使得目标函数在该方向上达到极小值的过 程。本文使用格点法^[18]求解水平直飞弹道最大飞 行距离。格点法的求解思路如下。

在设计变量 $v \in [a,b]$ 区间内部取 n 个等分点: v_1, v_2, \dots, v_n 。各点坐标为

$$v_i = a + \frac{b-a}{n+1}i, \ i = 1, 2, \cdots, n$$

对应各点函数值 X_1, X_2, \dots, X_n 。其中,最小值 为 $X_m = \min\{X_1, X_2, \dots, X_n\}$,则区间[v_{m-1}, v_{m+1}]内必 包含极小值,取[v_{m-1}, v_{m+1}]为新区间。满足收敛条 件 $v_{m+1}-v_{m+1} \leq \varepsilon$ 时,最优解 $v_m \rightarrow v *, X_m \rightarrow X *$ 。若达 不到精度要求,则重复上述步骤,把当前区间作为初 始搜索区间,直至满足精度要求为止。

基于 1.2.1 节中水平直飞弹道公式,本文以飞行 速度 v 作为设计变量,其变化区间 $Ma \in [0.5, 0.8]$,以 飞行距离 X 最大建立目标函数 min(-X(v))。

求 X(v)的最大值即为求-X(v)的最小值,可建 立目标函数 min(-X(v))利用上述格点法进行求 解。取 $n=10, \varepsilon=0.0001,$ 当 $v_{m+1}-v_{m+1} \leq 0.0001,$ 计 算终止。

攻角的取值取决于导弹物理参数及舵机的修正能力,为保证导弹飞行稳定性,约束攻角的变化范围为 $\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}$ 。攻角最小值 $\alpha_{\min} = 1^{\circ}$,攻角最大值^[19] $\alpha_{\max} = 8^{\circ}$ 。

经迭代计算得到水平直飞弹道中飞行距离最大为 299.255 9 km,此时飞行马赫数为 0.5701 1。对比 往复式滑翔弹道的飞行距离与水平直飞弹道的最大 距离,发现往复式滑翔弹道依然能够实现增程,增程 效率为 84.67~100.42%。水平直飞弹道飞行距离随 飞行速度变化的曲线如图 5 所示。从图 5 中可以看 出,水平直飞弹道的飞行距离随着飞行速度的增大 先增大后减小,这是由飞行速度与飞行时间共同决 定的。随着飞行速度的增大,飞行器单位时间位移 增加,但同时飞行器所受阻力也增加,为抵抗阻力, 飞行器在单位时间燃油消耗增加,将会导致总体飞 行时间变短,因此在飞行速度与飞行时间的共同影 响下,飞行距离必然存在极值。



Fig. 5 Change in distance with speed of horizontal trajectory

为分析往复式滑翔弹道对增程效果的贡献原 理,从能量守恒角度出发,通过对比两种飞行弹道在 相同导弹参数与初始参数条件下发动机推力做功, 进一步研究往复式滑翔弹道的增程原理。

设置两种弹道的初始飞行马赫数均为0.6,初始 飞行高度均为1000m。求解得到两种弹道的有效 航程,水平直飞弹道有效航程为297.4626km,往复 式滑翔弹道有效航程为572.6501km。相比于水平 直飞弹道,往复式滑翔弹道的增程效率为92.51%。

往复式滑翔弹道飞行过程的能量守恒方程为

$$\frac{1}{2}m_0v_0^2 + m_0gH_0 + W_P - W_D = \frac{1}{2}m_fv_f^2 + m_fgH_f$$

式中: v_0 为飞行器初速, v_f 为飞行器末速, m_0 为飞行器初始质量, m_f 为飞行器最终质量, H_0 为飞行器初始高度, H_f 为飞行器最终高度, W_p 为推力做功, W_p 为气动阻力做功。

水平直飞弹道整个过程中能量守恒方程为

$$\frac{1}{2}m_0v_0^2 + m_0gH_0 + W_{\rm P} - W_{\rm D} = \frac{1}{2}m_{\rm f}v_0^2 + m_{\rm f}gH_0$$

比较两种弹道在飞行相同的水平距离时发动机 推力做功。图 6 为两种飞行弹道推力做功对比,图 7 为两种飞行弹道燃油质量消耗对比。

对比图 6,由于水平直飞弹道发动机一直处于 工作状态,往复式滑翔增程弹道发动机仅在助推爬 升段工作,在飞行相同的水平距离时,水平直飞弹道 推力做功大于往复式滑翔弹道推力做功。由图 7 可 以看出,在相同飞行距离时,相比于往复式滑翔弹 道,水平直飞弹道消耗燃料质量更多。综上,飞行器 飞行相同的水平距离时,水平弹道发动机推力做功 更多,燃料消耗更多。因此在相同燃料的条件下,水 平直飞弹道的有效航程更小。



2.2 初始飞行参数对往复式滑翔弹道影响分析

在分析了往复式滑翔弹道增程效率的基础上, 研究导弹初始飞行参数对往复式滑翔弹道飞行距离 的影响。表6给出了研究初始飞行参数(初始飞行 马赫数、初始弹道倾角、初始飞行高度)对往复式滑 翔弹道飞行距离影响的工况参数基准。

表6 工况参数基准

Table 6	Basic operating par	ameters
初始飞行马赫数/(°)	初始弹道倾角/(°)	初始飞行高度/m
0.55	0	800
0.60	-2	900
0.65	-4	1 000
0.7	-6	1 100
0.8	-8	1 200
0.9		

2.2.1 初始飞行马赫数影响分析

初始飞行马赫数分别取 0.55,0.60,0.65,0.7, 0.8,0.9,计算分析不同初始飞行马赫数对应的飞行 能力。不同工况计算时,初始弹道倾角与初始飞行 高度分别保持一致,仅改变初始飞行马赫数。表7 为不同初始飞行马赫数工况的飞行距离;图6~图8 分别为不同初始飞行马赫数工况下部分弹道对比、 各周期开始滑翔时刻速度对比和累计飞行距离 对比。

表 7 不同初始飞行马赫数工况飞行距离

Table 7 Flight distance of different initial flight Mach numbers

初始弹道 倾角/(°)	初始飞行 高度/m	初始飞行 马赫数	飞行距离 /km
-2	1 000	0.55	552.624 9
-2	1 000	0.60	572.650 1
-2	1 000	0.65	579.810 3
-2	1 000	0.70	590.240 3
-2	1 000	0.80	592.098 6
-2	1 000	0.90	599.772 0



Fig. 8 Comparison of partial trajectories under different initial flight Mach numbers

对比表7中不同初始飞行马赫数下的飞行距离 可得,随着初始飞行马赫数的增大,往复式滑翔弹道 的飞行距离增大。从图 8 局部弹道对比图中可以看 出,在飞行初始阶段,初始飞行马赫数越大,初始飞 行周期的滑翔距离越长。观察图9,前几个周期开 始滑翔的速度均存在上下波动,说明初始飞行周期 中导弹的运动状态受初始飞行马赫数影响:经过一 段飞行时间后,每个周期开始滑翔时刻的速度逐渐 趋于一致。这是因为导弹在往复式滑翔过程中,经 过气动力和自身重力不断调整,经过一段时间后不 同初始飞行马赫数工况下的导弹会呈现出相似的运 动状态。图9中,初始飞行马赫数越大,导弹每个周 期开始滑翔的速度越大,因此每个周期的滑翔距离 也会变大,导致了最终飞行距离的增大。图 10 中每 周期累计飞行距离随着初始飞行马赫数的增大而增 大证明了这一点。因此,随着初始飞行马赫数的增 大,每个周期开始滑翔的速度越大,每个周期的滑翔 距离越大,往复式滑翔弹道的最终飞行距离也越大。



图 9 不同初始飞行马赫数工况各周期开始滑翔时刻速度对比

Fig. 9 Comparison of velocity at the beginning of each glide period under different initial flight Mach numbers



Fig. 10 Comparison of accumulated distance under different initial flight Mach numbers

2.2.2 初始弹道倾角影响分析

初始弹道倾角 θ 分别取 0°,-2°,-4°,-6°,-8°, 计算分析不同初始弹道倾角对应的往复式滑翔弹道 性能。初始纵向速度向下时,初始弹道倾角为负,反 之为正。在本研究中,初始弹道倾角为非正数,描述 初始弹道倾角的变化趋势时,均采用其绝对值的变 化。表 8 为不同初始弹道倾角工况的飞行距离; 图 11~图 14 分别为不同初始弹道倾角工况下部分 弹道对比、各周期开始滑翔时刻速度对比、各周期飞 行距离对比以及各周期燃油质量消耗对比图。

	表 8	不同初始弹道倾角工况的	飞行距离
--	-----	-------------	------

Table 8 Flight	distance	of	different	initial	trajectory
----------------	----------	----	-----------	---------	------------

inclinations

初始飞行 马赫数	初始飞行 高度/m	初始弹道 倾角/(°)	飞行距离 /km
0.6	1 000	0	573.266 5
0.6	1 000	-2	572.650 1
0.6	1 000	-4	572.068 8
0.6	1 000	-6	571.505 5
0.6	1 000	-8	570.886 5











Fig. 12 Comparison of velocity at the beginning of each glide period under different initial trajectory inclination angles











对比表 8 中不同初始弹道倾角下的飞行距离可得,随着导弹初始弹道倾角的增大,往复式滑翔弹道的最终飞行距离逐渐减小。从图 11 部分弹道对比图中可以看出,在飞行初始阶段,初始弹道倾角越

小,初始飞行周期的滑翔距离越长。观察图 12~ 图 14,初始飞行周期中导弹的运动状态受初始弹道 倾角影响,前几个周期存在不同程度的波动,经过几 个周期后,不同工况中每个周期开始滑翔时刻的速 度、每个周期的飞行距离以及每个周期消耗燃油质 量逐渐趋于一致。导弹飞行初始时间段内不同初始 弹道倾角工况的弹道差异,导致不同工况导弹最终 飞行距离的差异。

从图 12 可以看出,初始弹道倾角越小,导弹前 几个周期开始滑翔的速度越大;图 13 中可以看出初 始弹道倾角越小,前几个周期中,每个周期飞行的距 离也越大;图 14 中可以看出初始弹道倾角越小,前 几个周期的燃油消耗质量越少,即相同的燃油质量, 初始弹道倾角越小,可以飞行的距离越远。综合分 析,导弹经历气动力与重力的共同调整后,不同初始 弹道倾角工况的弹道特性趋于一致,因此初始弹道 倾角的影响只存在于初始部分的飞行周期,即不同 初始弹道倾角的最终飞行距离取决于初始部分的飞 行周期。初始弹道倾角越小,初始部分周期开始滑 翔的速度越大,该周期内飞行距离越大并且燃油消 耗质量越少,使得往复式滑翔弹道的最终飞行距离 随之增大。

2.2.3 初始飞行高度影响分析

Т

初始飞行高度 H₀分别取 800 m,900 m, 1000 m,1100 m,1200 m,计算分析不同初始飞行 高度对应的飞行距离。表9为不同初始飞行高度工 况的飞行距离;图15~图17分别为不同初始飞行高 度工况部分弹道对比、各周期燃油质量消耗对比以 及每周期累计飞行距离对比。

表9 不同初始飞行高度的飞行距离

able 9	Flight	distance	of	different	initial	flight	altitudes

初始弹道 倾角/(°)	初始飞行 马赫数	初始飞行 高度/m	飞行距离 /km
-2	0.6	800	680.700 4
-2	0.6	900	610.959 9
-2	0.6	1 000	572.650 1
-2	0.6	1 100	550.566 1
-2	0.6	1 200	546.167 6

对比表9中不同初始飞行高度下的飞行距离, 可以看出初始飞行高度越低,往复式滑翔弹道的最 终飞行距离越大。从图15的局部弹道对比图中可 以看出,初始飞行高度越高,每个飞行周期的滑翔距 离越长。但是从结果来看,初始飞行高度越高,最终 飞行距离反而更小。从图 16 中分析可知,初始飞行 高度越高,每个周期燃油质量消耗越大,使得导弹的 总体飞行周期变少。从图 17 中可知,虽然初始飞行 高度越高,每个飞行周期的累计飞行距离越长,但是 其飞行周期越少,使得总体的飞行距离越小。因此, 总体飞行周期变少是导致不同初始飞行高度工况最 终飞行距离变短的原因。



图 15 不同初始飞行高度工况部分弹道对比







Fig. 16 Comparison of fuel consumptions in each glide period under different initial flight altitudes





研究发现,当初始飞行马赫数低于 0.5、初始弹 道倾角大于 25°、初始飞行高度低于 700 m 时,导弹 难以完成往复式滑翔弹道,在无动力下降-上升转 弯阶段出现飞行高度过低而"触地"的情况,无法实 现增程。导致这一现象的原因均是导弹在进入转弯阶段时纵向速度过大,进入转弯阶段后导弹难以依 靠调整自身气动力的方式实现拉起,最终造成往复 式滑翔弹道的失败。因此,为了保证往复式滑翔弹 道的成功与增程效果,在设计该弹道初始飞行参数 时,应该要结合导弹的具体气动特性进行选择。

3 结束语

本文采用一种往复式滑翔增程弹道方案,可有 效增大亚音速巡航导弹航程。研究了往复式滑翔弹 道相比于常规水平直飞弹道的增程效率以及其弹道 特性,分析了初始飞行参数对往复式滑翔弹道增程 特性的影响。主要结论如下:

①往复式滑翔弹道能够有效增加导弹飞行距离。相比于水平直飞弹道的最大飞行距离,往复式 滑翔弹道的增程效率达到100.42%。

②初始飞行马赫数越大,往复式滑翔弹道的增 程效率越高;初始弹道倾角越小,增程效率越高。经 过多个周期滑翔过程中气动力与重力的共同调整, 不同初始弹道倾角的弹道特性趋于一致,因此不同 初始弹道倾角的最终飞行距离取决于初始的飞行周 期;初始飞行高度越低,往复式滑翔弹道的有效航程 越大。初始飞行高度越低,每个周期燃油质量消耗 少使得飞行周期增大。总体飞行周期增加是导致不 同初始弹道倾角工况有效航程变长的主要原因。

③应当综合考虑导弹的气动特性与弹道特性来 设计弹道初始飞行参数,保证往复式滑翔弹道的成 功实现与增程效果。

本文对往复式滑翔弹道增程效率以及初始参数 对往复式滑翔弹道影响的研究,为亚音速巡航导弹 的增程技术提供了一种创新性方案,为相关研究和 工程应用提供了一定基础。



[1] 董露,李文胜. 美军战斧 5 巡航导弹发展及技术特点分析[J].
 飞航导弹,2021(12):116-121.

DONG Lu, LI Wengsheng. Development and technical characteristics analysis of BGM-109 (block 5) cruise missile [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(12):116-121.(in Chinese)

- [2] WANG X, LI T. Optimum design of the inlet port profile of a ramjet extended range projectile [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1507(8):23-56.
- [3] 耿建福,宋怡然,王雅琳,等. 2021 年国外飞航导弹发展综

述[J]. 飞航导弹,2021(12):7-11.

GENG Jianfu, SONG Yiran, WANG Yalin, et al. Development of foreign aerodynamic missiles in 2021 [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(12):7-11.(in Chinese)

- [4] Jon Harper. Options Abound for New Nuclear Cruise Missile [J]. National Defense, 2018, 102(772): 256-289.
- [5] 杨昌志,姜毅,牛钰森,等.飞行器往复式滑翔延时弹道特性[J]. 兵工学报,2021,42(7):1372-1380.
 YANG Changzhi, JIANG Yi, NIU Yusen, et al. Extending-time trajectory simulation of reciprocating glide of flying vehicle[J]. Acta Armamentarii,2021,42(7):1372-1380.(in Chinese)
- [6] MOSTER G E, MARTIN J G. Oscillatory trajectories applied to NASA's DF-7 configuration: AIAA-99-4931 [R]. Hampton, VA, US: NASA Langley Research Center, 1999:1-10.
- [7] 关世义. 基于钱学森弹道的新概念飞航导弹[J]. 飞航导弹, 2003(1):1-4.

GUAN Shiyi. New concept aerodynamic missile based on Tsien hsue-shen trajectory[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2003(1): 1-4.(in Chinese)

[8] 符蓓蓓,雷娟棉,王冬梅. 超远程制导炮弹滑翔增程弹道仿真 研究[J]. 兵工学报,2010,31(S2):13-16.

FU Beibei, LEI Juanmian, WANG Dongmei. Research on trajectory simulation for gliding extended range guided munitions [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(S2):13–16.(in Chinese)

[9] 修观,王良明. 助推-滑翔增程弹弹道优化[J]. 计算机仿真, 2011,28(12):14-16,218.

XIU Guan, WANG Liangming. Trajectory optimization for boost glide range-extended projectile [J]. Computer Simulation, 2011, 28(12):14-16,218.(in Chinese)

- [10] 王捷,田晓丽,贾晓玲,等. 基于粒子群优化算法的火箭弹弹道研究[J]. 海军航空工程学院学报,2019,34(3):323-327,336.
 WANG Jie, TIAN Xiaoli, JIA Xiaoling, el ta. Research on rocket trajectory based on particle swarm optimization algorithm [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University,2019, 34(3):323-327,336.(in Chinese)
- [11] 史金光,王中原,易文俊,等. 滑翔增程弹弹道特性分析[J]. 兵 工学报,2006,27(2):210-214.

SHI Jinguang, WANG Zhongyuan, YI Wenjun, et al. Analysis on the ballistic characteristics of gliding extended range projectile[J]. Acta Armamentarii, 2006,27(2);210-214.(in Chinese)

- [12] 史金光,王中原,许厚谦,等. 滑翔增程弹鸭式舵的气动设计与 分析[J]. 弹道学报,2006,18(4):33-37.
 SHI Jinguang, WANG Zhongyuan, XU Houqian, et al. Aerodynamic design and analysis of canard rudder for gliding extended range projectile[J]. Journal of Ballistics, 2006, 18(4):33-37. (in Chinese)
- [13] 凌王辉,鲜勇,郭玮林,等. 减阻增程弹道的射程估算与特性分析[J]. 宇航学报,2017,38(10):1048-1056.
 LING Wanghui,XIAN Yong,GUO Weilin, et al. Range estimation and analysis for extended trajectory based on drag reduction design[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(10):1048-1056. (in Chinese)
- [14] 张小东,胡海,姜林君. 美国海军战斧巡航导弹战术技术特性 分析[J]. 飞航导弹,2020(11):31-36.
 ZHANG Xiaodong,HU Hai,JIANG Linjun. Analysis of tactical and technical characteristics of tomahawk cruise missile of US Navy[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2020(11):31-36. (in Chinese).
- [15] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男.导弹飞行力学[M].北京:北京理工 大学出版社,2000:52-53.
 QIAN Xinfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight mechanics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000:52-53.(in Chinese)
- [16] 纪京新, 严平, 叶利民. 滑翔增程弹滑翔段弹道设计[J]. 舰船 电子工程, 2014, 34(4): 46-48.
 JI Jingxin, YAN Ping, YE Limin. Gliding trajectory design of gliding extended range projectile[J]. Ship Electronic Engineering, 2014, 34(4): 46-48. (in Chinese)
- [17] AHMAD A, SAAD M R, IDRIS A C, et al. Aerodynamic performances of cruise missile flying above local terrain [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2016, 152 (1): 1639-1660.
- [18] SARKER R A, NEWTON C S. Optimization modelling. A practical approach[M]. U. S. A; CRC Press, 2008;130–133.

中文形式参考文献用6号宋体, 英文形式参考文献用6号Times New Roman