

垂直发射巡弋飞行器总体设计方法研究^{*}

刘贻鑫^{1,2}, 钱煜平¹, 付博², 王刚², 熊庆荣², 刘钧圣², 张扬军¹

(1. 清华大学 车辆与运载学院, 北京 100084;
2. 西安现代控制技术研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 垂直发射巡弋飞行器采用由固体火箭发动机与涡喷发动机组合而成的动力系统, 飞行器与动力系统一体化设计更为复杂。本文提出双质量迭代算法, 通过装药质量与燃油质量的迭代计算实现垂直发射巡弋飞行器总体参数初步设计, 对飞行器与动力系统的一体化设计问题进行研究, 基于典型任务剖面分析了关键设计参数对于飞行器总体性能的影响规律。结果表明, 飞发集成引起的涡喷发动机推力损失系数和固体火箭发动机推重比均会对飞行器总体性能产生重要影响, 当推力损失系数在0.2以下时, 该系数每提高0.05, 起飞质量增大约3%, 涡喷发动机的最大推力指标提高约5%。在总体方案设计时应尽可能降低涡喷发动机推力损失系数, 并将固体火箭发动机推重比控制在4~8的范围内。

关键词: 固体火箭发动机; 涡喷发动机; 垂直发射; 飞行器总体设计; 推力损失系数

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 03-22010039-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 22010039

Design Method of Vertical-Launch Loitering UAV

LIU Yi-xin^{1,2}, QIAN Yu-ping¹, FU Bo², WANG Gang², XIONG Qing-rong², LIU Jun-sheng², ZHANG Yang-jun¹

(1. School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: The propulsion system of the vertical-launch loitering UAV is composed of a rocket and a turbojet. Therefore, the parameter integrated design is more complicated compared with conventional UAV. In order to solve the integrated design problem of propulsion system parameters, a method of iterating over two different variables has been proposed to design the parameters of the vertical-launch loitering UAV and the two variables are charge mass and fuel mass. This method realized the integrated design of the two engines mass and the design of vertical-launch loitering UAV. Then, the parameter design of the UAV was carried out and the effects of parameter on the UAV performance were analyzed. The results show that the turbojet thrust loss coefficient and rocket thrust weight ratio were the key parameters in the vertical-launch loitering UAV design. When the thrust loss coefficient is below 0.2, if it increases by 0.05, the takeoff mass increases by about 3%, and the maximum thrust demand of turbojet engine increases by about 5%. Hence, turbojet thrust loss coefficient should be designed as small as possible. And rocket thrust weight ratio should be controlled in the range of 4 to 8.

Key words: Solid rocket motor; Turbojet engine; Vertical launch; UAV overall design; Thrust loss coefficient

* 收稿日期: 2022-01-20; 修订日期: 2022-04-07。

作者简介: 刘贻鑫, 硕士生, 研究领域为飞行器与动力系统一体化设计。

通讯作者: 张扬军, 博士, 教授, 研究领域为发动机气动热力学。E-mail: yjzhang@tsinghua.edu.cn

引用格式: 刘贻鑫, 钱煜平, 付博, 等. 垂直发射巡弋飞行器总体设计方法研究[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 22010039.
(LIU Yi-xin, QIAN Yu-ping, FU Bo, et al. Design Method of Vertical-Launch Loitering UAV [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3): 22010039.)

1 引 言

巡弋飞行器具备巡航飞行与区域侦察的能力,可以完成一定的自主作战任务,是巡航导弹与无人机技术融合的产物,因此兼具两者的优势,是现代战争中的重要装备^[1-3]。巡弋飞行器总体设计方法是巡弋飞行器的关键技术之一,直接决定了性能指标。

20 世纪 90 年代,美国研制了世界上第一款巡弋飞行器 LOCASS^[4],该款巡弋飞行器可由空中平台投放使用。随后在 21 世纪初,美国提出了垂直发射巡弋飞行器项目 LAM。2002 年,该项目进行了首次飞行试验,在试验中 LAM 被挂载到 O-2 飞机上(如图 1 所示)并从高空释放,对巡飞性能进行了测试^[5]。2006 年,该项目完成了整机飞行试验,试验中 LAM 采用固体火箭发动机实现垂直发射,并成功转入了巡飞状态^[6]。



Fig. 1 LAM mounted on O-2 airplane^[5]

目前关于 LAM 项目中垂直发射巡弋飞行器总体参数设计的研究尚无公开文献。而在常规巡弋飞行器的总体参数设计方法方面,常用的基本思路是,在给定的任务剖面下对起飞质量进行迭代,得到总体参数的设计结果^[7]。现有研究多采用这一思路来进行初步的飞行器总体参数设计。王刚^[8]、唐伟等^[9]与马一元等^[10]针对电动无人飞行器,通过迭代起飞质量的方式进行了总体参数计算与性能分析。李也^[11]同样采用基于起飞质量的迭代方法,开展了固定翼飞机混合电推进系统的总体设计。Hirsh 等^[12]与贾伟力等^[13]分别针对多旋翼与单旋翼的直升机,通过迭代起飞质量得到了合适的总体设计参数。Risse 等^[14]开发了一套可以初步评估飞机飞行品质与稳定性能的方法,其核心仍然是通过起飞质量迭代的总体设计思路。上述学者在飞行器总体设计方面做了很多研究,发展并完善了基于起飞质量迭代的飞行器总体设计方法。

对于垂直发射巡弋飞行器,需要先使用大推力的固体火箭发动机完成助推与转弯过程,实现垂直

发射的功能^[15];再采用小推力的涡喷发动机作为巡飞动力,实现区域巡飞察打^[16]。因此垂直发射巡弋飞行器需要采用由固体火箭发动机与涡喷发动机组合的动力系统,在进行总体参数设计时存在两个独立的发动机质量参数,即涡喷燃油质量与火箭装药质量,需要综合考虑两种发动机的工作协同问题与参数相互影响。而目前基于质量迭代的飞行器总体设计方法仅针对起飞质量这一个设计变量进行迭代,不能直接适用于垂直发射巡弋飞行器的总体设计。

针对以上问题,本文建立了基于双质量迭代算法的垂直发射巡弋飞行器总体设计方法。该方法在给定任务剖面约束、载荷约束等前提下,解决了垂直发射巡弋飞行器组合动力系统两个独立质量参数的一体化设计问题,从而实现垂直发射巡弋飞行器总体设计。并基于典型任务剖面完成了垂直发射巡弋飞行器总体方案设计,分析了关键设计参数对于飞行器总体性能的影响规律。

2 总体参数设计方法

2.1 飞行器总体方案

本文中垂直发射巡弋飞行器采用垂直冷发射方式,气动布局参考 LAM 项目,为正常式大展弦比方案,如图 1 所示。使用固体火箭发动机与涡喷发动机组合动力形式,考虑到任务安全性,固体火箭发动机在工作结束后不与飞行器分离。

2.2 动力系统模型

垂直发射巡弋飞行器相比常规的吸气式动力飞行器将涡喷发动机的尾喷管进行了延长,同时将固体火箭发动机布置在延长后的涡喷发动机喷管侧面。相应的飞行器纵向剖面示意图如图 2 所示。

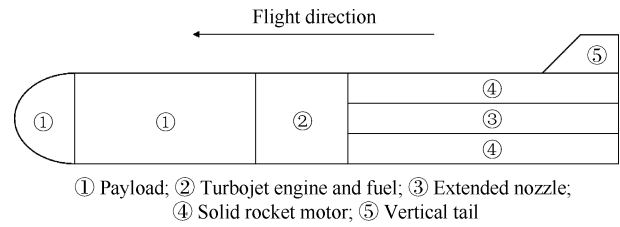


Fig. 2 Schematic diagram of longitudinal section

对于涡喷发动机,安装所造成的推力损失主要包括有内流阻力、进气道阻力与后体阻力等三部分^[17]。对于垂直发射巡弋飞行器,由于喷管受到了额外的延长,喷管中黏性摩阻等因素对推力的影响更大,内流阻力所占比重会明显增大,安装推力损失

也随之增大。

引入安装推力损失系数 k_0 表征主要由于喷管延长导致的涡喷发动机推力损失,即

$$k_0 = \Delta F/F = (F - F_a)/F \quad (1)$$

式中 F 为涡喷发动机非安装推力, F_a 为安装推力, ΔF 为安装所造成的推力损失。本文中为简化研究,假定推力损失系数 k_0 为常数。

2.3 飞行器质量模型

飞行器的起飞质量 m 计算公式为

$$m = m_0 + m_r + m_t \quad (2)$$

式中 m_0 为飞行器的固定载荷质量,包括侦察载荷、战斗部、制导控制系统、机翼以及相应的支撑结构质量等; m_r 为固体火箭发动机的质量; m_t 为涡喷发动机的质量。

$$m_r = m_{re} + m_{rs} = \frac{m_{re}}{1 - k_{mrs}} \quad (3)$$

式中 m_{re} 为装药质量, m_{rs} 为结构质量, k_{mrs} 为固体火箭发动机结构质量系数。

$$m_t = m_{tc} + m_{tf} + m_{ts} = m_{tc} + \frac{m_{tf}}{1 - k_{mts}} \quad (4)$$

式中 m_{tc} 为涡喷核心机质量, m_{tf} 为燃油系统燃油质量, m_{ts} 为燃油系统结构质量, k_{mts} 为涡喷燃油系统结构质量系数。

根据式(2)~(4),垂直发射巡弋飞行器飞行过程中质量变化计算公式为

$$\begin{cases} \dot{m} = \dot{m}_{re} + \dot{m}_{tf} \\ \dot{m}_{re} = -F_r/I_{sp} \\ \dot{m}_{tf} = -sfc \times F_a/(1 - k_0) \end{cases} \quad (5)$$

式中 F_r 为固体火箭发动机推力, I_{sp} 为固体火箭发动机比冲, sfc 为涡喷发动机在非安装条件下的单位燃油消耗率。

2.4 升阻特性

升阻特性是飞行器的重要性能参数,在飞行器总体参数设计阶段,需要针对不同的气动外形进行气动力的快速计算,同时还要保证计算结果具有足够精度。王刚等^[18]将数值计算方法与工程估算方法相结合,基于熵格法建立了适用于亚声速飞行器的气动力快速评估方法。本文采用该方法对垂直发射巡弋飞行器的升阻特性进行计算,从而实现快速迭代。

同时,由于垂直发射巡弋飞行器采用正常式大展弦比气动布局,可以初步将升力曲线近似为直线^[19],即

$$C_L = C_L^\alpha (\alpha - \alpha_0) \quad (6)$$

式中 C_L 为飞行器的升力系数, C_L^α 为升力线斜率, α 为

飞行攻角, α_0 为零升攻角。

对于飞行器的升阻曲线,由于机翼弯度等几何因素的存在,升阻曲线并非对称的二次曲线^[20],即

$$C_D = C_{D0} - C_{D1} \times C_L + C_{D2} \times C_L^2 \quad (7)$$

式中 C_D 为阻力系数, C_{D0} 为零升阻力系数, C_{D1} 与 C_{D2} 为诱导阻力系数。

因此,飞行器的升力 F_L 与阻力 F_D 分别为

$$\begin{cases} F_D = C_D q S \\ F_L = C_L q S \end{cases} \quad (8)$$

式中 q 为来流动压, S 为参考面积。

在不同的起飞质量下,飞行器外形尺寸不同,参考面积会发生改变。因此,可以基于翼载荷 A_w 建立起飞质量与参考面积的关系,即:

$$S = m/A_w \quad (9)$$

2.5 任务剖面与动力学方程

一个典型的垂直发射巡弋飞行器任务剖面如图3所示。横坐标 x 为飞行距离,纵坐标 y 为飞行高度, α 为飞行攻角, θ 为飞行倾角, v 为飞行速度。

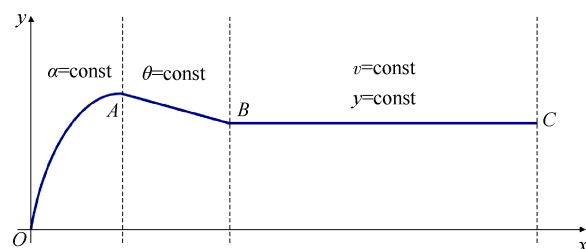


Fig. 3 Typical mission profile

O 为发射原点, OA 阶段为垂直发射转弯过程; A 点为转弯结束点,同时也是过渡起始点; AB 阶段为转弯结束状态向巡飞状态过渡过程; B 点为过渡结束点,同时也是巡飞起始点; BC 阶段为巡飞过程; C 点为巡飞结束点。

任务剖面各个阶段的具体飞行方案如下:

(1) 转弯阶段

任务剖面中 OA 为转弯阶段,采用等攻角转弯方案飞行,在转弯过程中仅由固体火箭发动机提供飞行推力。

本文采用铅锤平面内质点动力学方程组对飞行器的飞行轨迹进行计算,在该阶段满足的动力学方程组如下:

$$\begin{cases} \dot{v} = (F_r \cos \alpha_{turn} - F_D - mg \sin \theta)/m \\ \dot{\theta} = (F_r \sin \alpha_{turn} + F_L - mg \cos \theta)/(mv) \\ \dot{m} = \dot{m}_{re} \\ \dot{x} = v \cos \theta \\ \dot{y} = v \sin \theta \end{cases} \quad (10)$$

式中 α_{turn} 为转弯攻角。

(2) 过渡阶段

任务剖面中 AB 采用等弹道倾角飞行方案。弹道倾角计算公式为

$$\tan \theta = -(y_A - y_B)/L_{\text{transition}} \quad (11)$$

式中 y_A 与 y_B 分别为 A 点与 B 点的高度, $L_{\text{transition}}$ 为过渡阶段的水平距离。

在过渡阶段,飞行器需要从转弯结束的飞行高度过渡到巡飞高度,同时从转弯结束的飞行速度过渡到巡飞速度。从能量角度出发,即需要从转弯结束的机械能 $e_A = gy_A + v_A^2/2$ 过渡到巡飞状态机械能 $e_B = gy_B + v_B^2/2$ 。

若 e_A 远大于 e_B ,说明固体火箭发动机在转弯阶段赋予飞行器的能量过多,出现了装药质量的浪费。若 e_A 远小于 e_B ,则需要依靠涡喷发动机提供较大推力才能完成过渡,提高了对涡喷发动机最大推力性能指标的要求。因此,在任务剖面中 e_A 与 e_B 的大小关系应该保持在一个合适的范围内。本文中引入过渡能量系数 λ 表征任务剖面中对转弯结束状态的要求,即

$$\lambda = e_A/e_B \quad (12)$$

在过渡阶段涡喷推力计算公式为

$$\begin{cases} F_a = (m_B e_B - m_A e_A)/R_{\text{transition}} + F_D \\ R_{\text{transition}} = \sqrt{(y_A - y_B)^2 + L_{\text{transition}}^2} \end{cases} \quad (13)$$

式中 F_D 为空气阻力, $R_{\text{transition}}$ 为过渡阶段的飞行距离。

在过渡阶段飞行器满足的动力学方程组为

$$\begin{cases} \dot{v} = g \sin \theta \\ F_L = mg \cos \theta \\ \dot{m} = \dot{m}_{\text{if}} \\ \dot{x} = v \cos \theta \\ \dot{y} = v \sin \theta \end{cases} \quad (14)$$

(3) 巡飞阶段

巡飞阶段由涡喷发动机提供推力,采用等速等高飞行方案,满足的动力学方程组如下,即

$$\begin{cases} \dot{v} = 0 \\ F_a = F_D \\ F_L = mg \\ \dot{m} = \dot{m}_{\text{if}} \\ \dot{x} = v \\ \dot{y} = 0 \end{cases} \quad (15)$$

2.6 双质量迭代算法

针对垂直发射巡弋飞行器的总体质量参数设计,本文提出双质量迭代方法,相应计算流程如图4所示。

(1) 给定初始参数,包括飞行初始参数、气动参

数、结构参数、任务剖面参数等内容;

(2) 给定初始火箭装药质量与涡喷燃油质量;

(3) 通过飞行器质量模型计算起飞质量,并基于式(10)计算转弯阶段飞行轨迹;

(4) 由于任务剖面参数已给定,巡飞状态机械能 e_B 已知。若转弯结束时刻机械能 e_A 满足式(12),则可以认为火箭装药质量已经收敛,实际计算中采用的收敛判据如式(16)所示,其中 δ_1 为小量。若不满足,则可以通过近似认为 e_A 与装药质量成正比,更新火箭装药质量,如式(17)所示,并返回(3)重新计算直到满足判据;

$$|(\lambda e_B(jj) - e_A(jj))/\lambda e_B(jj)| \leq \delta_1 \quad (16)$$

$$m_{\text{rc}}(jj+1) = \lambda e_B(jj)/e_A(jj) \times m_{\text{rc}}(jj) \quad (17)$$

式中 jj 为当前火箭装药质量迭代次数;

(5) 分别基于式(14)与式(15)计算过渡阶段与巡飞阶段飞行轨迹;

(6) 若巡飞阶段终点涡喷燃油质量 m_{if_C} 为零,可以认为涡喷燃油质量已收敛,实际计算中采用的收敛判据如式(18)所示,其中 δ_2 为小量。若不满足判据,则将本次迭代的起飞燃油质量扣除剩余燃油后,作为下一次迭代的起飞燃油质量,如式(19)所示,并返回(2)重新计算;若满足,则停止计算并输出结果。

$$|m_{\text{if}_C}(ii)/m_{\text{if}_O}(ii)| \leq \delta_2 \quad (18)$$

$$m_{\text{if}_O}(ii+1) = m_{\text{if}_O}(ii) - m_{\text{if}_C}(ii) \quad (19)$$

式中 m_{if_O} 为任务剖面中 O 点的飞行器燃油质量,即起飞燃油质量; m_{if_C} 为 C 点的飞行器燃油质量,即终点燃油质量; ii 为当前涡喷燃油质量迭代次数。

对应流程框图如图4所示。

3 结果与讨论

3.1 总体方案设计结果

以典型任务剖面为例,采用本文提出的总体参数设计方法进行了垂直发射巡弋飞行器的总体参数设计。

3.1.1 总体方案与任务剖面

本文中飞行器的气动外形与任务剖面等参数参考美国LAM项目,如图1所示,飞行器基本参数如表1所示,任务剖面相关参数如表2所示。

表2中 v_0, θ_0 与 h_0 分别为飞行器初始的飞行速度、弹道倾角与海拔高度; $v_{\text{cruise}}, y_{\text{cruise}}$ 与 L_{cruise} 分别为巡飞阶段的速度、发射系高度与航程。

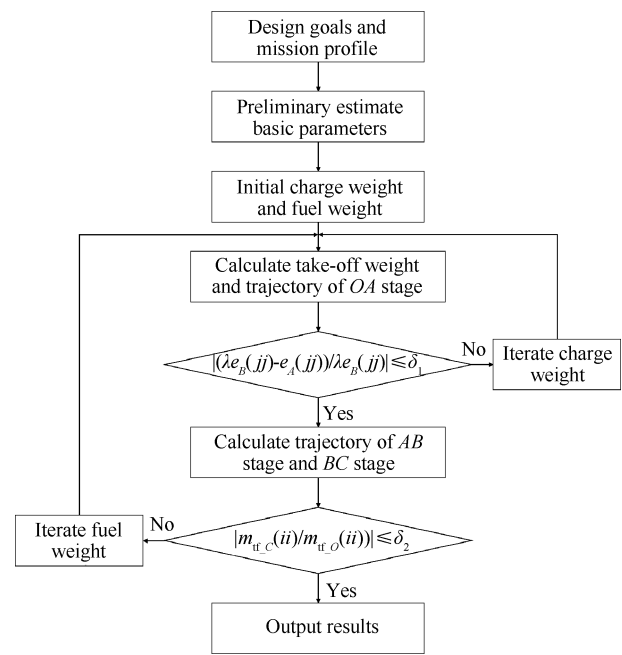


Fig. 4 Framework of calculation process

Table 1 Basic parameters

Parameter	Value
m_0/kg	50.0
m_{tc}/kg	10.0
k_{mrs}	0.5
k_{mts}	0.3
I_{sp}/s	240
$sfc/(\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{h}))$	0.2
Thrust-to-weight ratio	6.0
$A_w/(\text{kg}/\text{m}^2)$	200
k_0	0.1

Table 2 Profile parameters

Parameter	Value
$v_0/(\text{m}/\text{s})$	10
$\theta_0/(^{\circ})$	90
h_0/m	1000
$\alpha_{\text{turn}}/(^{\circ})$	-4
$L_{\text{transition}}/\text{m}$	2000
λ	1.0
$v_{\text{cruise}}/(\text{m}/\text{s})$	100
$y_{\text{cruise}}/\text{m}$	1000
$L_{\text{cruise}}/\text{km}$	300

3.1.2 设计结果

选取用于启动迭代的初始装药质量与燃油质量分别为 20kg 与 40kg,收敛精度要求为 $\delta_1 = \delta_2 = 0.001$ 。迭代计算收敛过程如图 5 与图 6 所示。

在整个迭代过程中,涡喷燃油质量共计迭代了

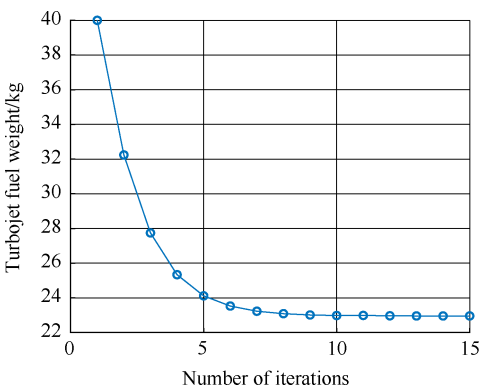


Fig. 5 Iterations of fuel weight

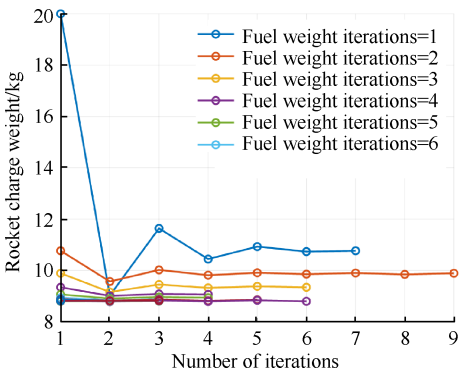


Fig. 6 Iterations of charge weight

15 次。在第 2 次涡喷燃油质量迭代中,火箭装药质量迭代次数达到了最大值 9 次。

根据计算结果,飞行器起飞质量 110.4kg,涡喷发动机及燃油系统质量 42.8kg,固体火箭发动机质量 16.6kg,推力 6.50kN,总冲 21kN·s,具体计算结果如表 3 所示。

Table 3 Calculate results

Parameter	Value
m/kg	109.4
m_{re}/kg	8.8
m_f/kg	16.6
m_{if}/kg	23.0
m_t/kg	42.8
F_t/kN	6.50
S/m^2	0.547
$[C_L^\alpha, \alpha_0]$	$[0.45/(^{\circ}), -2^{\circ}]$
$[C_{D0}, C_{D1}, C_{D2}]$	$[0.50, 0.14, 0.04]$

在转弯阶段与过渡阶段飞行器的飞行轨迹与飞行速度如图 7 所示。在转弯结束后,飞行高度 1200m,飞行速度 80m/s,需要以下滑方式通过重力将高度转换为速度,从而完成向巡飞状态的过渡。

在飞行过程中,固体火箭发动机仅工作了 3.2s,

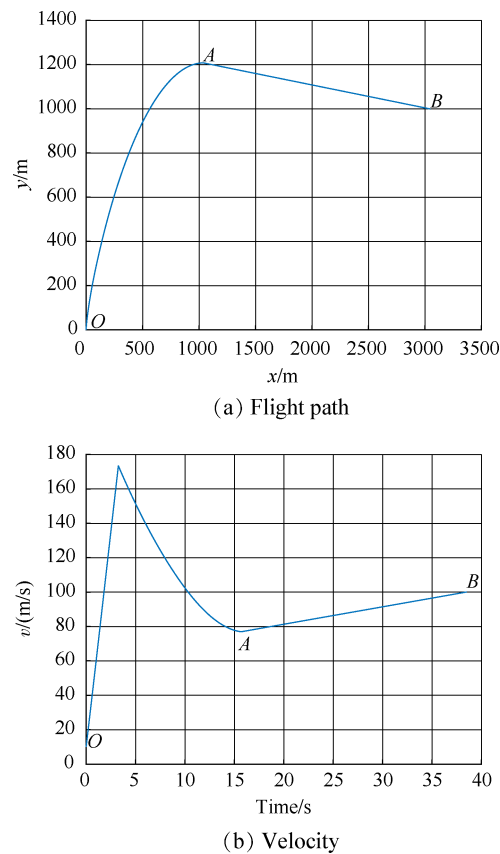


Fig. 7 Flight path and velocity during OA and AB

如图 8 所示。涡喷发动机最大推力出现在过渡阶段起始点处,约 210N。在此之后对涡喷推力的需求逐渐下降,巡飞阶段涡喷发动机推力处于 150~100N 内。

在整个任务剖面中最大攻角同样出现在了过渡阶段起始点处,达到了 15°。巡飞阶段攻角保持在 5.5°~8°内,如图 9 所示。

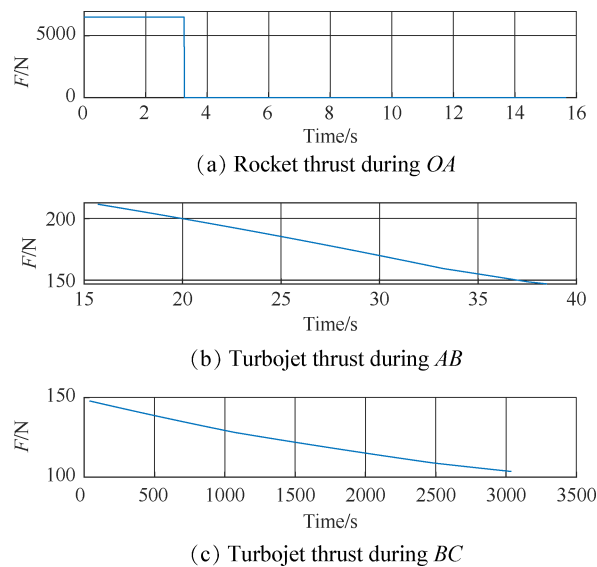


Fig. 8 Thrust during mission profile

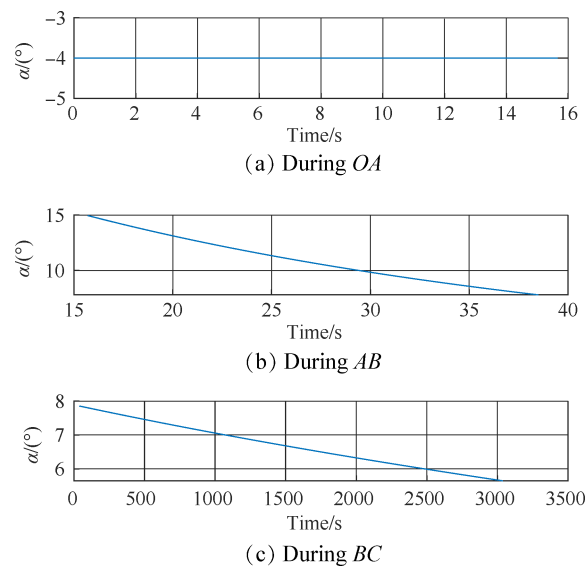


Fig. 9 Attack angle during mission profile

3.2 关键设计参数影响研究

为探究垂直发射巡弋飞行器的设计规律并为设计方案的改进提供参考,本文基于双质量迭代算法,在现有总体设计方案的基础上以推力损失系数与固体火箭发动机推重比为例研究了设计参数对于总体性能的影响。

3.2.1 推力损失系数

组合动力系统结构如图 2 所示,飞发集成导致的喷管额外延长将引起涡喷发动机产生较大的安装推力损失。在不同推力损失系数 k_0 下计算得到的火箭装药质量与涡喷燃油质量的相对变化如图 10 所示。

随着推力损失系数的提高,为完成相同的任务剖面飞行器需要携带更多装药质量与燃油质量。推力损失系数每增大 0.05,需要增加 2.1kg 燃油与 0.25kg 装药,导致起飞质量提高 3% 左右,如图 11 所示。

由于起飞质量的增加,涡喷发动机需要提供的

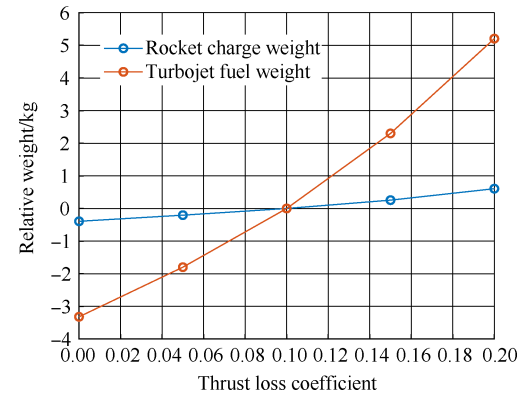


Fig. 10 Charge weight and fuel weight as functions of thrust loss coefficient

最大推力增大。从图12可以看出,当推力损失系数由0.20降低到0.00时,在过渡阶段涡喷发动机的最大推力可降低约40N,占最大推力的20%左右。

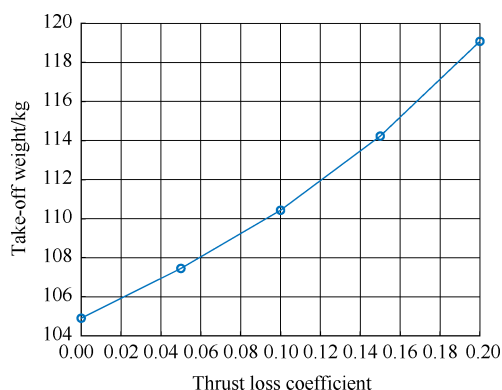


Fig. 11 Take-off weight as a function of thrust loss coefficient

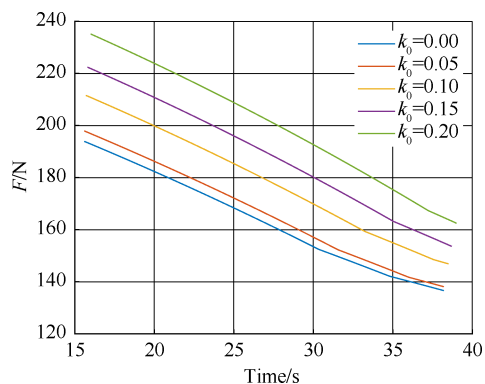


Fig. 12 Turbojet thrust during AB

在本文建立的总体参数设计方法中,推力损失系数直接影响到了涡喷发动机的安装推力,增加了需要携带的燃油质量,从而对固体火箭发动机的装药质量产生间接的影响,所以两个发动机的设计参数受推力损失系数影响的程度存在差异,涡喷发动机参数受到的影响更为明显。

根据以上分析,在进行总体方案设计时应当采取合适的喷管延长方案,并在下一步具体飞发结构集成设计时尽可能减小涡喷发动机的安装推力损失。

3.2.2 固体火箭发动机推重比

固体火箭发动机作为转弯阶段的动力,设计推重比既反映了飞行器在转弯阶段的加速性能与速度方案,同时对固体火箭发动机装药类型选择与燃面设计等提出了设计约束。

提高推重比能够有效降低固体火箭发动机总冲,从而减少固体火箭发动机装药质量与涡喷燃油质量,进而减轻降低起飞质量,如图13~15所示。在

小推重比时,提高推重比对于减轻质量有着较大影响。而在大推重比情况下,固体火箭发动机推力从8.62kN增大到12.87kN,增大将近50%,火箭发动机总冲仅下降约0.48kN·s,起飞质量减轻了约0.5kg,提高推重比带来的收益显著降低。

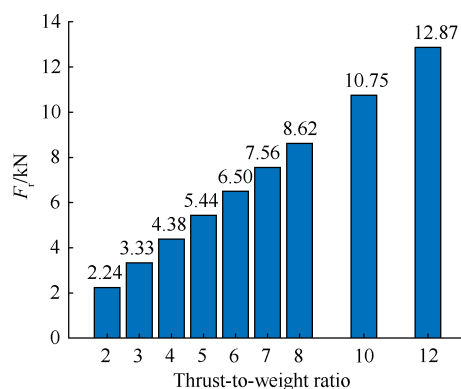


Fig. 13 Rocket thrust increases as thrust-to-weight ratio increases

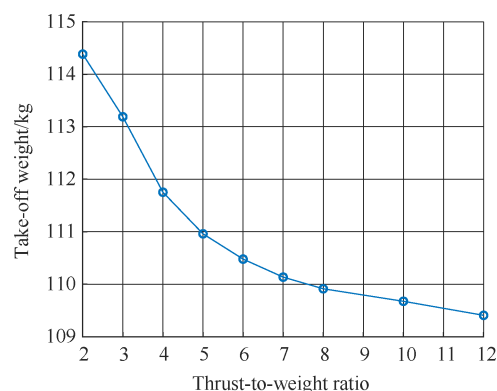


Fig. 14 Take-off weight decreases as thrust-to-weight ratio increases

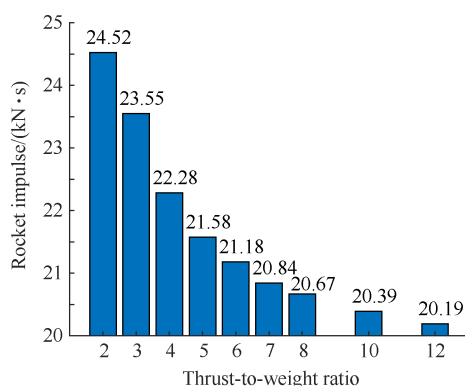


Fig. 15 Impulse decreases as thrust-to-weight ratio increases

随着推重比的提高,转弯阶段的平均速度上升,而终点速度反而下降。推重比由2增大到12,平均速度增大约30m/s,终点速度下降了75m/s,如图16所

示。同时由图 17 可知,当推重比较大时,转弯阶段速度曲线爬升斜率大,很快抵达最大点,随后在空气阻力的作用下速度不断下降,因此转弯结束时刻速度相比最大速度下降明显。当推重比较小时,虽然速度曲线爬升慢,最大速度小,但是在空气阻力作用下减速的时间明显缩短,转弯结束时刻速度反而更高。

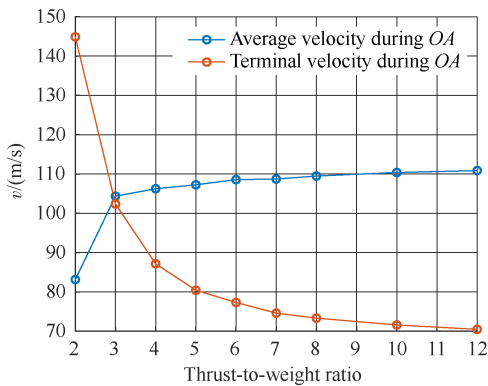


Fig. 16 Average velocity and terminal velocity as a function of thrust-to-weight ratio

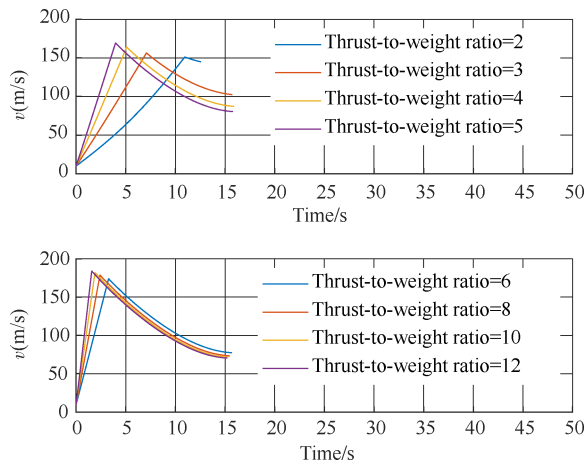


Fig. 17 Velocity during OA

当推重比大于 8,转弯阶段平均速度维持在 110m/s,增量不超过 2m/s,进一步增大推重比获得减重收益不明显,如图 16 所示。

不同推重比下转弯阶段速度曲线与轨迹曲线分别如图 17 和图 18 所示。转弯阶段速度曲线普遍呈现先增大后减小的状态,随着火箭发动机推重比的增大,转弯阶段加速过程越来越陡峭,最大速度不断增大。而当推重比大于 8 后,不同推重比在转弯阶段的速度曲线与轨迹曲线非常相近,提升推重比在优化转弯阶段速度方案上收益很小。而从固体火箭发动机设计的角度出发,继续增大推重比将会对发动机部件的设计提出更为严苛的要求。

由图 18 可知,在推重比较小时转弯阶段的飞行轨迹对推重比变化较为敏感。当推重比由 2 提高到 4,转弯结束高度由 440m 提升到 1120m,增大了约 2.5 倍。这意味着在较小推重比情况下转弯阶段的飞行轨迹与转弯结束高度对于推力散布较为敏感,不利于飞行控制系统的设计。

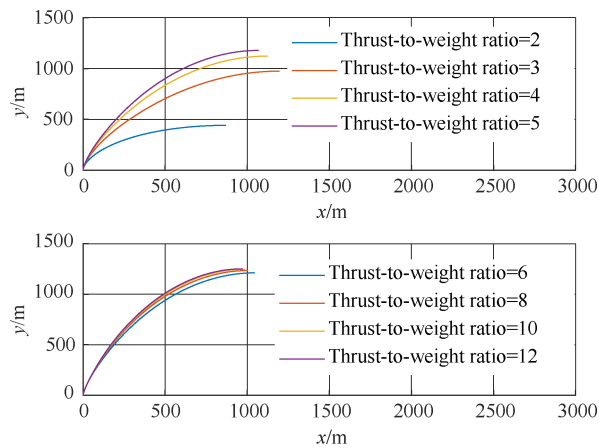


Fig. 18 Trajectory during OA

综合以上分析,固体火箭发动机的推重比应当设计在 4~8 内。

4 结 论

本文针对垂直发射巡弋飞行器的总体设计进行研究,提出基于双质量迭代算法的总体设计方法,并分析了关键设计参数对于飞行器总体性能的影响。可以得到以下结论:

(1)双质量迭代算法通过对燃油质量与装药质量的迭代计算,实现了垂直发射巡弋飞行器两种发动机参数的一体化设计。

(2)飞发集成引起的涡喷发动机推力损失系数是垂直发射巡弋飞行器总体参数设计需要考虑的关键变量。当推力损失系数在 0.2 以下时,该系数每提高 0.05,起飞质量增大约 3%,涡喷发动机的最大推力指标提高约 5%。

(3)提高固体火箭发动机推重比可以减少所需携带的装药和燃油,降低起飞质量,并提高转弯阶段弹道的平均速度,但会降低转弯结束点的飞行速度。当固体火箭发动机推重比大于 8 时,继续提高推重比的收益不再显著,当推重比小于 4 时,转弯阶段飞行状态对于推力的散布较为敏感,因此固体火箭发动机推重比应当控制在 4~8 内。

本文所提出的双质量迭代算法可以有效指导垂直发射巡弋飞行器的总体设计,并可为采用相似的

组合动力形式的飞行器总体设计提供参考。需要指出的是,针对火箭发动机推重比的分析是在给定的典型任务剖面下进行的,后续可采用本文所提出的总体设计方法针对更多样化的任务剖面进行进一步的研究。

参考文献

- [1] 庞艳珂,韩磊,张民权,等.攻击型巡飞弹技术现状及发展趋势[J].兵工学报,2010,31(S2):149-152.
- [2] 王硕,施冬梅,陶贵明,等.单兵巡飞弹发展现状及关键技术分析[J].飞航导弹,2020(3):48-53.
- [3] 苗昊春.智能化弹药[M].北京:国防工业出版社,2014.
- [4] Savage J C, O'Neal J K, Brown R A, et al. Powered Low Cost Autonomous Attack System: Cooperative, Autonomous, Wide-Area-Search Munitions with Capability to Serve as Non-Traditional ISR Assets in a Network-Centric Environment[J]. *Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering*, 2005.
- [5] Zugel K. Loiter Attack Munition Flight Test Program[C]. *San Diego: 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conference and Workshop and Exhibit*, 2003.
- [6] Broge J L. Loitering Attack Missile Takes Flight [J]. *Aerospace Engineering*, 2006, 26(5): 12-13.
- [7] Raymer D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach [J]. *AIAA Education*, 2014, 9(1): 78.
- [8] 王刚.一种螺旋桨动力配平的小型电动无尾无人机研究[D].西安:西北工业大学,2016.
- [9] 唐伟,宋笔锋,曹煜,等.微小型电动垂直起降无人机总体设计方法及特殊参数影响[J].航空学报,2017,38(10):120-133.
- [10] 马一元,张炜,张星雨,等.分布式电推进无人机总体参数设计方法研究[J].西北工业大学学报,2021,39(1).
- [11] 李也.通用飞机混合电推进系统方案设计及性能分析[D].北京:清华大学,2019.
- [12] Hirsh J, Wilkerson J, Narducci R. An Integrated Approach to Rotorcraft Conceptual Design[C]. *Reno: AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007.
- [13] 贾伟力,陈仁良.一种直升机总体概念设计方法[J].南京航空航天大学学报,2011,43(3).
- [14] Risse K, Anton E, Henke R. Methodology for Flying Qualities Prediction and Assessment in Preliminary Aircraft Design[C]. *Fort Worth: AIAA Aviation Technology, Integration and Operations*, 2010.
- [15] 刘钧圣,曾望,汤江河,等.垂直发射多用途导弹发展现状与研究方向[J].弹箭与制导学报,2019,39(5):172-177.
- [16] 郝峰,昌敏,唐硕.不同动力型式的巡飞弹总体参数对比分析[J].北京航空航天大学学报,2016,42(8):1612-1618.
- [17] 朱之丽.航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M].上海:上海交通大学出版社,2014.
- [18] 王刚,刘钧圣,王琨,等.一种亚声速导弹气动动力计算方法[J].弹箭与制导学报,2018,38(2):65-68.
- [19] 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,2013.
- [20] Cavcar M, Cavcar A. Optimum Range and Endurance of a Piston Propeller Aircraft with Cambered Wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 42(1): 212-217.

(编辑:朱立影)