

巡飞弹燃油消耗质量的数学模型研究*

马继楠, 刘 莉

(北京理工大学宇航科学技术学院, 北京 100081)

摘 要: 巡飞弹常采用微型涡喷发动机, 需完成长时间的巡逻飞行任务, 为实现典型航迹飞行, 全弹质量变化率将不断变化, 文中分别建立了两种典型航迹下巡飞弹燃油消耗质量的数学模型, 其中构造了代理模型来计算气动参数和燃油耗油率(SFC)。经算例仿真计算, 得到了典型航迹下巡飞弹质量消耗的变化规律, 以及对应的推力控制律和需用攻角变化律, 所建立的燃油质量消耗数学模型可用于巡飞弹总体设计之中。

关键词: 巡飞弹; 燃油消耗质量模型; 代理模型; 仿真

中图分类号: TJ760.33 文献标志码: A

Research on Fuel Mass Consumption Model of Scout Missile

MA Jinan, LIU Li

(School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Scout missile used micro turbojet engine mostly, loitering on the search region for a long time. Mass variation of scout missile varied to keep the representative trajectory. The paper established fuel mass consumption methods of scout missile in two representative trajectories, and constructing the surrogate model of aerodynamic coefficient and SFC. The rule of mass consumption, propulsion and attack angle was deduced by simulation in representative trajectory. Fuel mass consumption model established in the paper can be used in preliminary design of scout missile.

Keywords: scout missile; fuel mass consumption model; surrogate model; simulation

0 引言

巡飞弹是指一种利用现有作战平台投放, 能在目标区上方进行长时间巡逻飞行, 可承担监视、侦察、战斗毁伤评估、空中无线中继及攻击目标等单一或等多项任务的弹药(或子弹药)^[1], 如美国的 LOCAAS。

巡飞弹常采用微型涡喷发动机, 需完成长时间巡逻飞行任务, 在巡逻飞行中, 由于燃油不断消耗, 导弹质量随之不断减轻, 为保证等速、定高直线飞行, 需用推力和攻角需不断变化, 尤其进入盘旋状态后, 需用推力和攻角需要增大, 因此导弹质量变化率在整个飞行过程中不断变化。对于短时间飞行的导弹, 人们常采用平均质量变化率对飞行过程的全弹质量进行修正, 但对于长时间飞行的导弹, 采用平均质量变化率将会产生较大的误差, 因此有必要对巡飞弹的质量变化进行研究。文中目的是研究巡飞弹长时间典型航

迹下燃油消耗质量的数学模型, 得到典型航迹下燃油消耗质量, 以及需用攻角、推力等参数, 文中所建立的燃油消耗质量数学模型可用于巡飞弹总体设计之中。

1 燃油消耗质量数学模型的建立

1.1 质量消耗的计算公式

燃油消耗质量由式(1)可得:

$$\Delta m = \int_0^t (SFC) \cdot F dt \quad (1)$$

其中燃油耗油率 (specific fuel consumption, SFC) 是发动机在单位时间、单位推力下的燃油消耗质量, 单位为 $\text{kg/s} \cdot \text{N}$, 文献[3]表明涡喷发动机的 SFC 随推力的增加而变化, 其变化规律可由实验数据构造代理模型得到。

式(1)中 F 为导弹在某一时刻的需用推力, 随着全弹质量的消耗, 需用推力 F 也随之降低; 导弹

* 收稿日期: 2008-04-09

作者简介: 马继楠(1979-), 男, 辽宁鞍山人, 博士研究生, 研究方向: 飞行器总体设计。

在不同的飞行状态下,需用推力也不同。可见如何确定需用推力 F 是计算燃油消耗质量的关键。文中将分别研究两种典型航迹下的需用推力。

1.2 典型航迹

1) 典型航迹 I :等速定高直线飞行

受侦察设备等因素的限制,巡飞弹在做直线飞行时,需保持等速、定高的飞行状态,由于燃油质量不断消耗,此时推力和攻角需不断变化。

(2) 典型航迹 II :等速定高盘旋

巡飞弹常采用大展弦比弹翼和倾斜转弯模式,战术指标要求转弯时等速、定高、转弯半径不变,此时需用推力和攻角都将增大,并随着转弯过程不断变化。

巡飞弹在巡逻飞行中不断重复上述两种典型航迹,示意图见图 1。

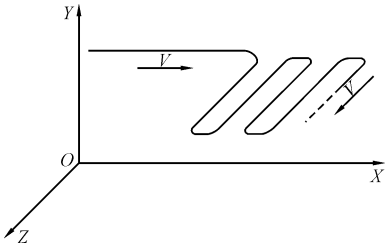


图 1 巡飞弹典型航迹示意图

1.3 典型航迹 I 需用推力的计算

典型航迹 I 下的导弹动力学方程见方程组(2):

$$\left. \begin{aligned} Y + F \sin \alpha &= mg \\ F \cos \alpha &= X \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中升力和阻力分别由式(3)、式(4)计算。

$$Y = qSC_Y \quad (3)$$

$$X = qS(C_Y^2/\pi\lambda + C_{X0}) \quad (4)$$

在某飞行速度下,升力系数 C_Y 与攻角 α 呈线性关系,设其代理模型为:

$$C_Y = k(2) + k(1)\alpha \quad (5)$$

由式(2)~式(5)推出关于需用攻角 α 的非线性方程,见式(6):

$$\alpha = \frac{mg - qS(C_Y^2/\pi\lambda + C_{X0})\tan\alpha - k(2)}{qS} \quad (6)$$

由式(6)求解的需用攻角 α 和方程组(2)可得到某一时刻的需用推力 F 。

1.4 典型航迹 II 需用推力的计算

典型航迹 II 下导弹的动力学方程见方程组(7):

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= F \cos \alpha - X \\ m \frac{V^2}{R} &= (F \sin \alpha + Y) \sin \gamma \\ mg &= (F \sin \alpha + Y) \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

由方程组(7)推出滚转角与转弯半径和速度的关系式,见式(8),在转弯速度和半径确定后,需用滚转角可求。

$$\tan \gamma = V^2/Rg \quad (8)$$

同样可推出等速盘旋段关于需用攻角 α 的非线性方程,见式(9),进而求出典型航迹 II 下某一时刻的需用推力 F 。

$$\alpha = \frac{\frac{mg}{\cos \gamma} - (C_Y^2/\pi\lambda + C_{X0})\tan\alpha}{qS} - k(2) \quad (9)$$

1.5 计算流程

根据任务要求,确定巡飞航迹和飞行时间,初始化参数,计算过程中需要不断修正全弹质量,以规定飞行时间作为终止条件,计算流程见图 2。

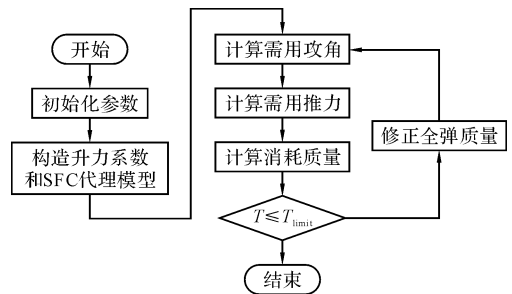


图 2 计算流程图

2 构造代理模型

2.1 升力系数的代理模型

代理模型是利用已知点的响应信息来预测未知点响应值的一类模型,其实质是利用近似方法对离散数据进行拟合的数学模型。这类模型在数学上可以通过拟合与插值来实现,即利用已知点构造拟合函数来预测未知点响应或利用已知点信息插值计算未知点处的响应。

目前常见的气动参数计算方法有:工程计算、面元法、涡格法和高精度 CFD 方法等。巡飞弹常采用正常式布局,弹翼为大展弦比薄翼,速度较低,符合涡格法的计算条件,文中采用涡格

法计算导弹的升力系数^[4],采用工程计算的方法计算导弹的阻力系数。

文献[5]对常见的试验设计和代理模型的方法进行了比较,导弹升力系数代理模型的形式见式(6),可选用全析因试验设计方法选取单因素试验点,将计算试验结果通过最小二乘法进行拟合,可得到升力系数 C_Y 对攻角 α 的代理模型。

2.2 SFC 代理模型

文献[3]表明涡喷发动机的 SFC 随推力 F 的增加而变化,可通过实验数据构造其响应面代理模型,具体形式见式(10)。

$$SFC = q(4) + q(3)F + q(2)F^2 + q(1)F^3 \quad (10)$$

3 算例

文中以美国低成本自主攻击系统(low cost autonomous attack system, LOCAAS)为算例,其发动机采用 TJ-50 型微型涡喷发动机,见图 3。

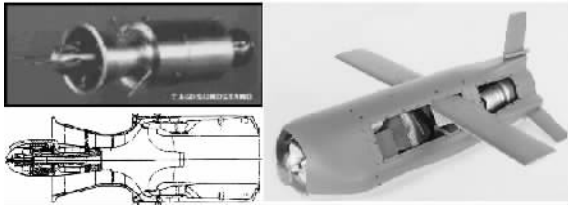


图 3 LOCAAS 导弹及其 TJ-50 涡喷发动机

3.1 典型航迹及初始条件

巡飞弹的典型航迹(XZ 平面内)见图 4,假设 I 段航迹飞行 60km,II 段转弯 180°,III 段飞行 20km,任务要求转弯半径为 500m,总飞行时间 30min。计算初始条件见表 1。

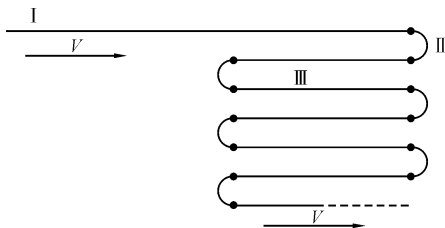


图 4 巡飞弹典型航迹

表 1 计算初始条件

变量	值	变量	值
平飞速度	103m/s	初始弹重	38kg
转弯速度	103m/s	飞行时间	30min
弹长	787mm	巡飞高度	230m
翼展	1016mm	当量直径	256mm

3.2 代理模型

升力系数代理模型选用全析因试验设计方法选取单因素试验点,水平为 24,攻角的取值范围为 $\alpha \in [-6,17]$,采用最小二乘法进行拟合,所得到的升力系数代理模型见式(11),均方差 $\sigma = 0.0197$ 。拟合结果见图 5,圆圈表示试验点的升力系数。

$$C_Y = 0.109 + 0.0823\alpha \quad (11)$$

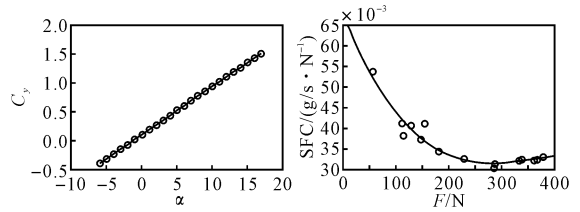


图 5 C_Y 的拟合曲线

文献[3]给出了 TJ-50 发动机的 SFC 实验数据,采用最小二乘法进行拟合,所得到 SFC 的代理模型见式(12),均方差 $\sigma = 0.0058$ 。拟合结果见图 6,圆圈表示试验点的 SFC。

$$SFC = 6.79 \times 10^{-2} - 3.2 \times 10^{-4}F + 9.1 \times 10^{-7}F^2 - 8.1 \times 10^{-10}F^3 \quad (12)$$

3.3 仿真计算结果与分析

基于 Matlab 编写燃油消耗质量仿真计算程序,经计算可得燃油消耗质量为 5.597kg,最大需用攻角为 11.6°,最大需用推力为 88.8N,转弯时需用滚转角为 65.2°。

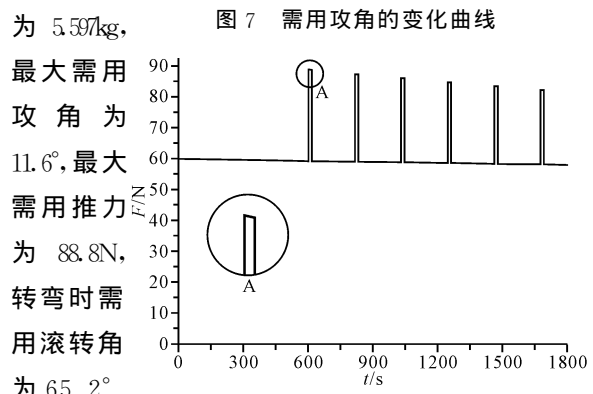


图 7 需用攻角的变化曲线

同时可得需用推力随时间的变化曲线(见图 8),需用推

图 8 需用推力的变化曲线

该在燃烧室中避免富燃而增加比冲,这是 ATR 长航程工作所必须的。选择 C_p 、 k 和低热值较高的推进剂、增加涡轮前温度和涡轮设计的优化(提高单级涡轮的压比和效率)是解决燃烧室富燃的主要途径。

3) 提高 ATR 发动机性能的重要途径是提高推进剂的性能,采用具有高的低热值推进剂将有利于提高 ATR 发动机的推力和比冲,对于推力和比冲要求较高的应用,可采用液氢/液氧的组合。

参考文献:

- [1] M E Thomas, K L Christensen. Air-turbo-ramjet propulsion for tactical missile[C]// 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, June 27-29, 1994/Indianapolis, IN. AIAA-94-2719, 1994.
- [2] M E Thomas. Monorotor turbomachinery for air-turbo-rocket propulsion[C]// 31st AIAA/ASME/

SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit July 10-12, 1995/San Diego, CA, AIAA 95-2804, 1995.

- [3] Mark J Ostrander, Matthew E Thomas. Air turbo-rocket solid propellant development and testing [R]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, AIAA-1997-3258, 1997.
- [4] K L Christensen. Comparison of methods for calculating turbine work in the air turbo rocket[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 256-261.
- [5] Joshua A Clough, Mark J Lewis. Component matching for the air turborocket[C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida, AIAA-2004-3648, 2004.
- [6] 屠秋野,陈玉春,蔡元虎,等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的建模及特性研究[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(5):317-319.

(上接第 161 页)

力变化曲线(见图 8),全弹质量的变化曲线(见图 9)。

图 7 和图 8 分别给出了需用攻角和推力的变化规律,可以看出在典型航迹 I 下需用攻角和推力不断减小,在典型航迹 II 下的需用攻角和推力明显高于前者,并随着转弯过程不断减小。

由式(1)可知导弹质量变化率随着 F 和 SFC 不断变化,图 9 中曲线上某点的斜率表示该时刻全弹质量变化率,可以看出分别在两种典型航迹内质量变化率近似不变。

影响仿真精度的因素有 3 个:一是计算步长,可根据实际问题合理选择;二是气动参数的精度,可采用风洞试验的结果,提高仿真精度;三是代理模型的拟合精度。

4 结论

文中对巡飞弹典型航迹下燃油消耗质量的变化进行了研究,经分析得到下面的结论:巡飞弹分别在两种典型航迹内质量变化率近似不变,

其原因是 F 和 SFC 变化率都很小。

文中所建立的燃油消耗质量数学模型,可计算出巡飞弹每一时刻的导弹需用攻角、需用推力和全弹质量,为总体设计、发动机设计、控制系统设计以及航迹规划设计等提供了参考。

参考文献:

- [1] 郭美芳,彭翠枝. 巡飞弹:一种巡弋待机的新型弹药[J]. 现代军事,2006(4):49-52.
- [2] 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.
- [3] M M Harris, A C Jones, E J Alexander. Miniature turbojet development at hamilton sundstrand the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets[R]. AIAA 2003-6568.
- [4] Tomas Melin. A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications [D]. Royal Institute of Technology, 2000,10.
- [5] 苏子健,钟毅芳. 系统近似建模技术的研究与比较 [J]. 系统工程与电子技术,2005,25(5):835-836.