

过失速机动的优化

胡孟权, 李晓勇, 张美忠

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:基于飞机质点非线性动力学模型建立了过失速机动的优化模型,并进行了数值优化,其中用罚函数处理约束条件,用共轭梯度法寻优。计算结果表明,近距空战中,进入超大迎角并绕速度矢滚转有利于飞机快速改变航向,过失速机动中应注意能量耗散问题。

关键词:过失速;罚函数;共轭梯度;近距空战

中图分类号:V212.135 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2001)04-01-03

过失速机动是新一代战机的显著特征,在近距空战中,具有过失速能力的飞机比常规飞机具有明显的战术优势^[1-2]。但在过失速机动中,飞机表现出强烈的耦合和强非线性的特点,这使得飞机在作过失速机动时即使操纵顺序的改变,形成的机动动作就可能有很大不同。更为严重的是,过失速机动伴随着能量耗散问题,不正确地使用过失速机动反而会使飞机处于易被攻击的态势。如何充分利用飞机的过失速能力从而在近距空战中赢得优势是当前的热门课题。文献[3]对铅垂面内的过失速机动进行了优化,文献[4]对飞机180°航向转弯进行了优化,其优化的最大迎角约为38°,飞机基本未进入过失速区。考虑到先进的过失速飞机都具有较强的敏捷性,本文主要基于质点动力学模型,对三维空间过失速机动进行优化,以便得到具有战术参考价值的机动动作。

1 优化模型

采用速度轴系飞机质点运动方程,假设飞机无侧滑($\beta=0$),其运动方程为^[7-8]

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u) = \begin{bmatrix} [(T+X)\cos\alpha + Z\sin\alpha]/m - g\sin\gamma \\ [(T+X)\sin\mu\sin\alpha + Y\cos\mu - Z\sin\mu\cos\alpha]/m\nu\cos\gamma \\ [(T+X)\cos\mu\sin\alpha - Y\sin\mu - Z\cos\mu\cos\alpha]/m\nu - g/\nu\cos\gamma \\ \nu\cos\gamma\cos\psi \\ \nu\cos\gamma\sin\psi \\ -\nu\sin\gamma \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,状态变量 $x = (\nu, \psi, \gamma, x, y, z)^T$, 即飞行速度,航向角,轨迹角与飞机质心在地轴系中的位置坐标,控制变量 $u = (\alpha, \mu)^T$, 即飞机迎角,速度矢滚转角。 T, X, Y, Z 分别为飞机发动机推力,飞机体轴系中的空气动力的三个分量。

本文以近距空战为背景,故理论上属于时间最短的最优控制问题,该问题可描述如下:

系统的微分方程为(1),初始条件给定为 $x(t_0) = x_0 = (\nu_0, \psi_0, \gamma_0, x_0, y_0, z_0)^T$, 最优控制 u^* 使目标函数 $J = \int_{t_0}^{t_f} dt$ 取最小值同时满足约束条件(终端约束,轨迹约束和控制约束)

$$g(x_f) \leq 0; p(x, u, t) \leq 0; u_{\min} \leq u \leq u_{\max}$$

2 优化算法及有关处理

收稿日期:2000-11-15

作者简介:胡孟权(1972-),男,浙江嵊州人,讲师,博士生,主要从事飞行力学研究。

采用共轭梯度法寻优^[5],对原系统作时间变换,令 $\tau = t/(t_f - t_0)$,则系统(1)变为:

$$\frac{dx}{d\tau} = F(x, u, \pi) = \pi f(x, u), \pi = t_f - t_0$$

初始条件可变换为 $x(0) = x_0 \quad \tau \in [0, 1]$ 。

为解决约束优化问题,采用罚函数法将其转化为无约束优化问题。对于简单类型的控制约束

$$a_k \leq u_k(\tau) \leq b_k, \text{引入约束算子 } c_k, \text{对于任何控制 } \hat{u}(\tau), \text{定义 } u_k(\tau) = c_k \hat{u}(\tau) = \begin{cases} a_k, \hat{u}(\tau) < a_k \\ \hat{u}(\tau), a_k \leq \hat{u}(\tau) \leq b_k \\ b_k, \hat{u}(\tau) > b_k \end{cases} \text{ 将}$$

每次搜索到的控制量 $\hat{u}(\tau)$ 变换为 $u(\tau)$ 。

对于轨迹及终端不等式约束引入罚函数,并进行时间变换,使目标函数增广为控制量 $\hat{u}(\tau)$ 与参数 π 的泛函: $J(u, \pi) = \sum a_i g_i^2 \delta(g_i) + \int_0^1 [\pi + \sum b_j p_j \delta(p_j)] d\tau = k(x(1), \pi) + \int_0^1 L(x, u, \pi, \tau) d\tau$

$$\text{其中 } a_i, b_j > 0 \text{ 为罚因子,算子 } \delta(\zeta) = \begin{cases} 0, \zeta \leq 0 \\ 1, \zeta > 0 \end{cases}$$

构造 Hamilton 函数 $H = L(x, u, \pi, \tau) + \lambda^T F(x, u, \pi)$, 其中 λ 为与 x 同维的伴随变量。

为使泛函指标最优,要使泛函的一阶变分为零,经变分运算得 $\frac{d\lambda^T}{d\tau} = -\frac{\partial H}{\partial x}$

$$\text{且 } \lambda^T(1) = \frac{\partial k}{\partial x(1)}, \text{泛函指标对控制量 } u \text{ 与参数 } \pi \text{ 的梯度为 } \frac{\partial J}{\partial u} = \frac{\partial H}{\partial u}; \frac{\partial J}{\partial \pi} = \int_0^1 \left(\frac{\partial H}{\partial \pi} \right) d\tau + \left(\frac{\partial k}{\partial \pi} \right)_{\tau=1}$$

泛函指标最优时,上述两个梯度为零。

3 优化算例

飞机的初始条件为 $v_0 = 100 \text{ m/s}, \psi_0 = 0^\circ, \gamma_0 = 0^\circ, x_0 = 0 \text{ m}, y_0 = 0 \text{ m}, h_0 = -z_0 = 1000 \text{ m}$ 。飞机迎角限制为 $0 \leq \alpha \leq 90^\circ$,速度矢滚转角限制为 $-180^\circ < \mu \leq 180^\circ$,体轴系法向过载约束为 $7g$,机动目的为完成航向 180° 转弯。考虑到过失速的能量耗散问题,要求飞机终端速度恢复到初始速度,飞机位置恢复到初始位置,飞机轨迹角也同时恢复到初始状态。所有飞机原始数据取自文献[6]。计算结果如图1所示。

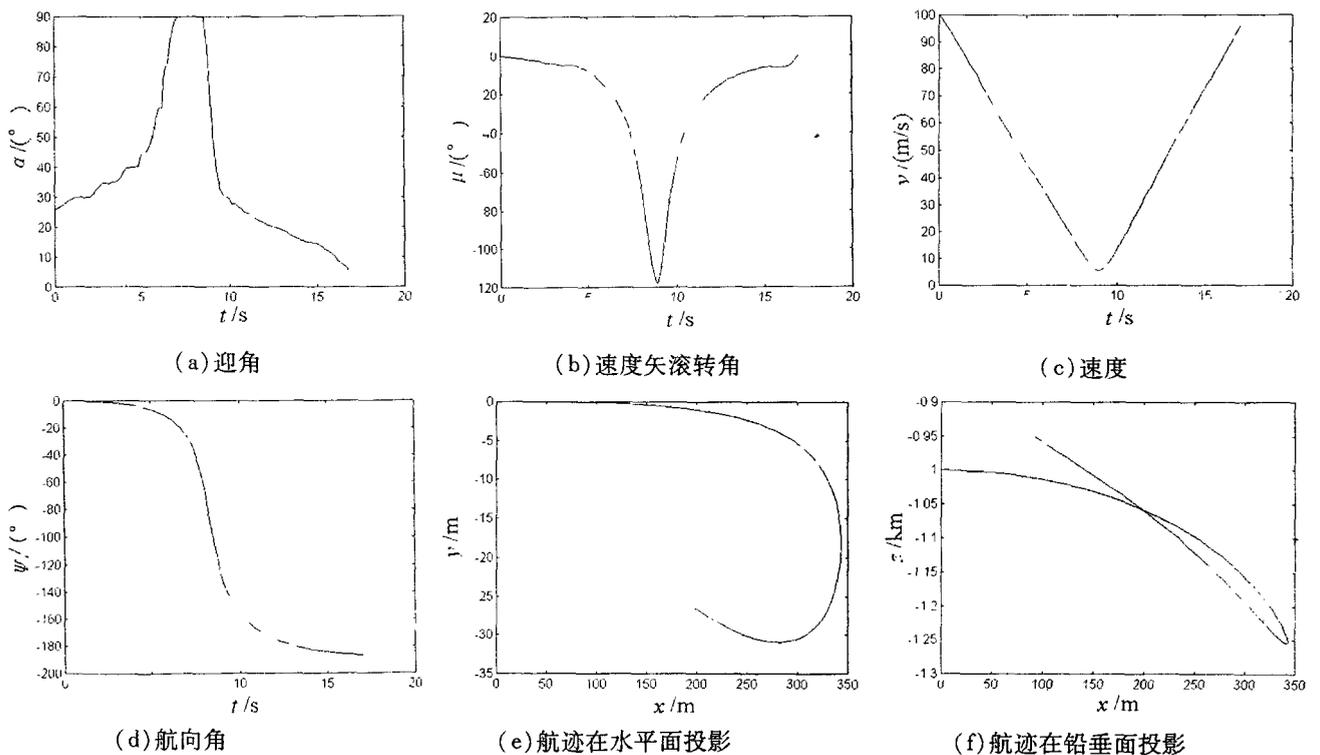


图1 最优机动计算结果

由图可见,该机动应是飞机迎角增大至深过失速区,然后绕速度矢迅速滚转,此时飞机航向角迅速改变,飞机速度迅速下降,高度稍有增加,飞机的能量急剧下降。如不考虑飞机的能量恢复,飞机在10 s后基本完成180°航向转弯,比文献[4]所得的结果快4 s。飞机在10 s后的机动基本是减小迎角,俯冲增大速度,恢复能量的过程。全过程历时17 s。该结果基本与文献[7]类似,与X-31飞机实际完成的Herbust机动也非常接近。

4 结论

1) 在近距离空战中,进入超大迎角,然后绕速度矢迅速滚转,有利于快速改变航向,争取获得首攻机会。

2) 过失速机动伴随着能量耗散问题,在机动优化中应注意能量恢复问题。

3) 通过优化过程可以指导飞机的战术动作,但本文基于飞机的质点动力学模型,未考虑飞机的敏捷性,所得结果尚需进一步校验才更加准确。

参考文献:

- [1] Herbst W B. Future fighter technologies[J]. Journal of Aircraft,1980,17(8):561-566.
- [2] Philippe Costes. Investigation of thrust vectoring and Post-stall capability in air combat[R]. AIAA-88-4160-CP:893-905.
- [3] Harold Stalford, Eric Hoffman. Thrust vectoring effect on time optimal 90 degrees angle of attack pitch up maneuvers of a high alpha fighter aircraft[R]. AIAA-89-3521-CP:840-845.
- [4] 张曙光,韩彦东,王永正,等. 高性能战斗机机动动作优化控制研究[J]. 飞行力学,1997,15(1):50-55.
- [5] 叶庆凯,王肇明. 优化与最优控制的计算方法[M]. 北京:科学出版社,1986.
- [6] William P G. Simulator study of the effectiveness of an automatic control system designed to improve the high-angle-attack characteristics of a fighter airplane[R]. NASA TND-8176.
- [7] Snell S A, Dale F E, Garrard W L. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics,1992,15(4):976-984.
- [8] 范子强,方振平. 超机动飞机的非线性飞行控制研究[J]. 北京航空航天大学学报,2000,26(4):404-407.

Research on Optimal Post-stall Maneuvers

HU Meng-quan, LI Xiao-yong, ZHANG Mei-zhong

(The Engineering Institute of the Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The optimal post-stall maneuver model is put forward based on nonlinear point-mass aircraft dynamics. A numerical procedure on optimization of minimum-time maneuver is then established, in which a punishment function is defined to handle the constraints, and the conjugate gradient method is employed to search for the optimal solution. The result shows that entering deep post-stall region and rolling around velocity vector can help to change flight path reorientation rapidly in within-visual-range air combat. It also shows that energy lost must be taken into account in post-stall maneuvers.

Key words: post-stall; punishment function; conjugate gradient; within-visual-range air combat