

文章编号: 1000-6893(2001) 04-0289-04

最佳过失速机动研究

张曙光¹, 孙金标²

(1. 北京航空航天大学 509 教研室, 北京 100083)

(2. 空军指挥学院 2 系, 北京 100089)

RESEARCH ON OPTIMAL POST STALL MANEUVERS

ZHANG Shu-guang¹, SUN Jin-biao²

(1. Faculty 509, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. 2nd Department, Air Force Command College, Beijing 100089, China)

摘 要: 分航迹变向和机头指向目标两类问题对飞机过失速机动进行数值优化研究。结果表明, 为获得大转弯率应在最大升力迎角区贴近角点速度飞行, 因减速较快需用大油门。经典的转弯率图能够反映这类航迹机动的特点。而机头指向目标机动的前段仍是航迹变向问题, 到适当位置后再利用超大迎角机动能力指向目标。飞行仿真表明, 飞机具有过失速操纵力矩和良好的飞控系统时大部分最佳机动可顺利实施, 但若有极低速度要求则仍可能超出操纵极限。

关键词: 航迹变向; 机头指向; 优化; 过失速; 实施

中图分类号: V212 文献标识码: A

Abstract: Post stall maneuvers were optimized with a mission coverage of flight path reorientation and target pointing. Numerical practice has shown that for a rapid flight path reorientation the flight should be at the maximal lift angles of attack and close to the corner velocity while the maximum throttle setting be favorable due to the large deceleration, which is clearly illustrated by turn rate plots too. On the other hand, the first segment of a rapid target pointing requires a rapid flight path reorientation, and then in a proper position super high angles of attack are employed for pointing. Flight simulations give the operational process of the maneuvers by aircraft with control services and a flight control system suited for the post stall regime. Maneuvering at an extremely low speed, however, could exceed the controllability of the even control-enhanced aircraft.

Key words: flight path reorientation; target pointing; optimization; post stall; operation

具有过失速超大迎角机动能力的战术飞机具有较强的航迹变向能力, 它对于近距离空中进攻或逃逸都有利; 而超大迎角飞行也能够使机头迅速指向目标争取开火。但超大迎角机动操纵较复杂, 运动的强耦合和强非线性特点使得即使操纵的小改变, 形成的机动动作都可能有很大的不同。同时超大迎角时速度迅速下降, 飞机因陷入低能量状态而易遭受交叉进攻。所以提出了如何充分利用超大迎角飞行能力, 在各种初始态势及约束要求下, 建立快速进攻或逃逸的机动动作问题。理论上这是一类时间最优的机动优化问题^[1,2]。其中航迹优化可以直接基于质点动力学模型进行, 而机头指向问题可以基于飞机六自由度动力学模型展开^[1], 但因模型复杂使优化求解困难。而且, 先

进过失速战术飞机都具有较强的敏捷性, 进入超大迎角或绕速度矢滚转 90° 的特征时间一般都在 1s 的量级^[3], 指向运动与质心运动具有明显不同的时间尺度。故本文对于机头指向机动, 亦基于质点动力学模型按指向目标的条件进行优化。

1 机动优化

1.1 数学模型

对于飞机质点运动, 可取状态量为飞行速度矢(速度、航向角、爬升角)与质心在地轴系中的位置参数, 即 $x = (V, \Psi_w, \theta_w, x_g, y_g, H)^T$, 控制量为迎角、速度矢滚转角与油门位置, 即 $u = (\alpha, \phi, \eta_r)^T$, 系统为具有 3 维控制量的 6 维连续微分动力系统

$$\dot{x} = F(x, u, t) \quad (1)$$

欲寻找最优控制过程 u , 使得系统在其作用下由

给定的初始状态 $x(t_0) = x_0$ 运动到终态 $x(t_f) = x_f$, 且目标函数

$$J = S(x_f, t_f) + \int_{t_0}^{t_f} L(x, u, t) dt \quad \min \quad (2)$$

并满足各类约束。对于这类优化问题,近 10 年对全局算法的研究取得一定进展^[4],但仍存在许多问题,实用中还是以局部、开环方法为主。

这里,控制约束为

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}, 0 < \eta_T < 1, \\ -180^\circ < \phi_w < 180^\circ \end{aligned} \quad (3)$$

表示机动过程中一些参数如过载、高度变化的允许范围的过程约束为

$$p^k(x, u, t) \leq 0, t \in [t_0, t_f], k = 1, 2, \dots \quad (4)$$

端点约束为

$$\begin{cases} x_0(V_0, \Psi_{w0}, \theta_{w0}, x_{g0}, y_{g0}, H_0)^T \\ g^k(x_f, t_f) = 0, k = 1, \dots, 6 \end{cases} \quad (5)$$

目标函数为

$$J = \int_{t_0}^{t_f} dt \quad \min \quad (6)$$

1.2 约束处理

对于式(3)的简单类控制约束,可直接将每次搜索得到的控制量进行变换。

对于式(4)过程不等式约束,引入积分型惩罚函数,目标函数的增广部分为

$$\Delta J_1 = w \int_{t_0}^{t_f} C_k p^k(x, u, t) v(p^k) dt \quad (7)$$

其中: $C_k > 0$ 使各约束正则化;算子 v 为正通型阈值函数;罚因子 $w > 0$ 应随约束的满足情况而调整。

对于式(5)终端约束,引入惩罚函数,取 $N_k > 0$, 目标函数的增广部分为

$$\Delta J_2 = \sum_k N_k [g^k(x_f, t_f)]^2 \quad (8)$$

计算实践表明这样用惩罚函数将问题无约束化足以满足工程要求。目标函数增广为

$$\hat{J} = J + \Delta J_1 + \Delta J_2 \quad \min \quad (9)$$

1.3 寻优原理

用 Hamilton 最大值原理使微分约束解除,用变尺度法优化参数,它结合了 Newton 法在真实解附近的快速收敛性和梯度法的算法稳定性^[5]。

因涉及目标函数对控制量的梯度计算,为了避免用有限差分不易控制步长,对于系统式(1)和目标函数式(2),构造 Hamilton 函数

$$H = L(x, u, t) + \lambda^T F(x, u, t) \quad (10)$$

式中: λ 是与 x 同维的协态变量。为了使目标函数最优,即 $\delta J = 0$, 取协态变量的约束为

$$\dot{\lambda}^T = - \frac{\partial H}{\partial x}, \lambda^T(t_f) = \frac{\partial S}{\partial x_f} \quad (11)$$

目标函数对控制量和可变终端时间的梯度分别为

$$\frac{\partial J}{\partial u} = \int_{t_0}^{t_f} \frac{\partial H}{\partial u} dt \quad (12)$$

$$\frac{\partial J}{\partial t_f} = H|_{t_f} + \frac{\partial S}{\partial t_f} \quad (13)$$

当目标函数最优时,该梯度为零。实际计算中用 $\partial H / \partial u$ 代替 $\partial J / \partial u$, 效果将仅仅影响收敛速度,当离散步长很小时,这种影响将更小。

对于可变终端时间,采用 2 种处理方法,即:

①将自变量由时间换为某一终端固定的状态量,如航向角;②将 t_f 当作控制量进行迭代,其中涉及的梯度计算如式(13)。

变尺度法涉及单维搜索,本文用立方近似法^[5]搜索。实际的优化目标是式(9)。

1.4 机动要求

(1) 飞行最速反向 高度和法向过载 n_z 的约束为

$$|H - H_0| \leq \Delta H_{\max}, n_z \min \leq n_z \leq n_z \max \quad (14)$$

初始和终端状态为

$$x_0 = (V_0, 0, 0, 0, 0, H_0)^T, \Psi_{wf} = 180^\circ \quad (15)$$

为了优化简便,取自变量为 Ψ_w , 而将时间视为状态变量,即 $\tilde{x} = (V, t, \theta_w, x_g, y_g, H)^T$, 于是状态方程改为

$$\frac{d\tilde{x}}{d\Psi_w} = \tilde{F}(\tilde{x}, u, \Psi_w), \Psi_w \in [\Psi_{w0}, \Psi_{wf}] \quad (16)$$

目标函数亦作相应变换。

(2) 飞行最速反向并受附加终端约束 法向过载约束及初始状态同前类,例如要求飞行最速反向并回复原位的终端状态为

$$x_f = (V_f, 180^\circ; \theta_{wf}, 0, 0, H_0)^T \quad (17)$$

此类问题中将 t_f 当作控制量直接迭代。

(3) 铅垂面内飞行最速反向 终端状态为

$$x_f = (V_f, 0, 360^\circ; 0, 0, H_0)^T \quad (18)$$

为简化取 θ_w 为自变量,而将时间作为状态变量。

(4) 机头最速指向目标 设以某种方式给定目标在地轴系中的位置函数 $(x_g(t), y_g(t), H(t))^T$ 。不妨设迎角控制约束为 $0^\circ < \alpha < \alpha_{\max}$, 指向目标的终端条件可化为^[6]

$$\cos \alpha_{\max} = (CAR)_f \quad 1 \quad (19)$$

$$CAR = \frac{\Delta x_g \cos \theta_w \cos \Psi_w + \Delta y_g \cos \theta_w \sin \Psi_w + \Delta H \sin \theta_w}{\Delta x_g^2 + \Delta y_g^2 + \Delta H^2} \quad (20)$$

最优终端控制量确定如下

$$\alpha = \arccos(CAR) \quad (21)$$

$$(\tan \phi)_f = \left[\frac{\Delta y_g \cos \Psi_w - \Delta x_g \sin \Psi_w}{\Delta H \cos \theta_w - \Delta x_g \sin \theta_w \cos \Psi_w - \Delta y_g \sin \theta_w \sin \Psi_w} \right]_f \quad (22)$$

式中:

$$\left. \begin{aligned} \Delta x_g &= x_g - x_g \\ \Delta y_g &= y_g - y_g \\ \Delta H &= H - H \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

2 优化实例

某飞机推重比 1.13, 低速最大升力系数 1.9, 对应 $\alpha = 36^\circ$; 角点速度(常规最大转弯率对应的速度)为 200m/s, $n_{zmax} = 9g$, 放宽 $\alpha_{max} = 90^\circ$; 推力转向角不大(推力矢量用于增强操纵力矩), 但迎角大时推力亦可产生可观的法向转弯过载增量, 如图 1、图 2 的虚线分别为一定 H 、不同 θ_w 时, 水平转弯率 $\dot{\Psi}_w \sim V$ ($\phi_w = 90^\circ$) 和垂直转弯率 $\dot{\theta}_w \sim V$ ($\phi_w = 0^\circ$) 曲线, 其左段为低速大迎角段。

对于前述各类最速机动要求进行数值优化, 结果表明最佳机动具有如下特点:

(1) 飞行最速反向 失速前进入, $\phi_w = 90^\circ$; 逐渐拉大迎角直至飞行于约 40 的最大升力区, 同时缓慢改平坡度以保持高度, 速度渐减。飞行起初略爬升, 随后趋下降。因减速很快, 趋于满油门以尽量靠近角点速度。低于角点速度进入时航迹变向明显变慢。

(2) 飞行最速反向并受附加终端约束 随终端约束而变化, 如要求高度回复时最佳机动飞行趋势类似情形(1), 只是任务完成稍慢; 而要求速度回复时, 使用过失速迎角则回复阶段耗时太长, 故最佳机动使用较小的迎角(失速前)和过载, 且速度回复明显慢于高度回复; 当要求回复初始位置时, 航迹呈倾斜的葫芦形。

图 1 实线为从 $Ma_0 = 0.4$ (128m/s) 与 0.8 (256m/s) 进入时最速水平反向及反向并回复原位机动的 $\dot{\Psi}_w \sim V$ 曲线。可见, 水平反向受要求 $|\Delta H| = 100m$ 限制, 最佳机动贴近 $\theta_w = 0$ 的静态转弯率曲线(如虚线, 通过适当 α 和接近 90° 的

ϕ_w); 而要求复位但允许 3 维机动时, 最佳机动利用了先适当上升($\theta_w > 0$) 带来的转弯率快而能自然复位(后期自然下降)的双重优点($Ma_0 = 0.8$ 时 $\dot{\Psi}_{wmax}$ 对应于 $\theta_w = 75.5^\circ$; $Ma_0 = 0.4$ 时 $\dot{\Psi}_{wmax}$ 对应于 $\theta_w = 63.3^\circ$)。

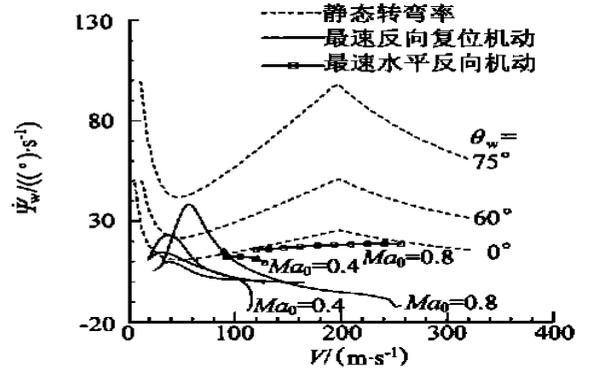


图 1 水平转弯率

Fig. 1 Horizontal turn rate

(3) 铅垂面内飞行最速反向 实际为过失速筋斗, 仍主要飞行在最大升力迎角区, 趋于最大油门位置。完成任务远慢于 3 维机动(情形(2))。图 2 实线为 $Ma_0 = 0.4, 0.8$ 时最佳过失速筋斗的 $\dot{\theta}_w \sim V$ 曲线。最佳机动亦贴近相应位置(θ_w) 的静态曲线(虚线)。

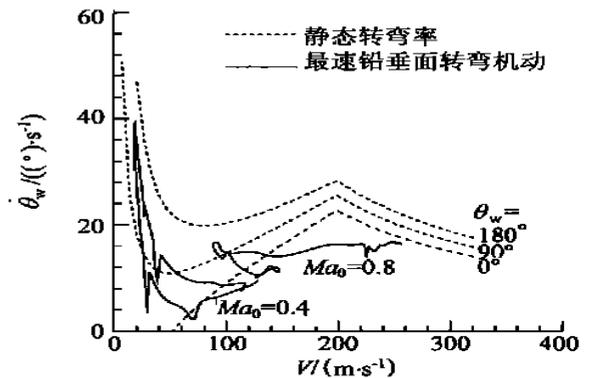


图 2 垂直转弯率

Fig. 2 Vertical turn rate

(4) 机头最速指向目标 机动前段主要为航迹变向, 类似于情形(1)。转弯到适当位置后, 充分利用超大迎角机动能力, 迅速拉大迎角, 并配合适当的速度矢滚转指向目标。保持在最大油门位置和飞行高度适当下降可保持飞行能量。如图 3 虚线所示。高于角点速度进入时完成任务较快。

3 最佳机动的飞行仿真

为了实施上面基于飞机性能特点优化得出的过失速机动, 飞机必须具备过失速操纵力矩, 良好

的非线性飞行控制系统和航迹跟踪能力。

假设增强算例飞机操纵能力,为其配备偏航—俯仰推力矢量功能:喷流偏转角限制 15° ;速率限制 $40^\circ/s$,指令响应带宽 20rad/s 。飞机重量不变,忽略推力损失与超环量效应。

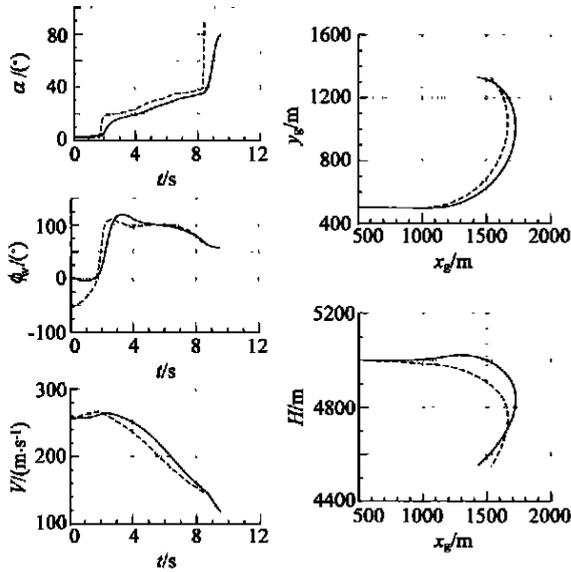


图3 最速指向目标机动($V_0=256\text{m/s}$)
虚线为优化值;实线为仿真值

Fig. 3 The most rapid target pointing maneuver
solid line—simulation;
dashed line—optimization

按照反馈线性化方法设计飞行控制系统^[7,8],其中按奇异摄动分层控制,最外层为机动发生模块实现航迹跟踪,其输出作为外环控制层输入;外环的输出是内环的输入;经过内环解算及操纵面偏转指令分配逻辑,最后飞机接收到操纵面偏转指令和油门指令。

典型仿真结果如图3实线,机动顺利实施。大量仿真表明,不论迎角如何,当机动不陷入极低能量时(如 $V>30\text{m/s}$),操纵增强飞机可以顺利实施机动。但对于过失速飞行伴随较久爬升,从而速度极低时(如过失速筋斗),操纵增强的算例飞机仍难以克服侧偏趋势,并由于侧向发散使机动无法实施。但仿真中没有出现无法改出的失控问题。仿真还表明,除此之外其它机动均能顺利实施。

4 结论

(1) 本文针对空战中进攻和逃逸要求,分为航迹变向和机头指向目标两类问题进行优化,基

于飞机质点动力学模型建立了相应的过程和终端要求,并用惩罚函数处理约束条件,用变尺度法寻优。大量优化计算证明其有效可行。

(2) 最佳机动需要考虑终端条件与回复能力的匹配,并不总需要深度过失速机动。经典的转弯率图能够反映出最速航迹变向的要求,按其进行适当规划,可以直接得出满足约束要求的较好机动动作。最速机头指向目标要求的前段在于航迹变向,到适当位置后利用超大迎角机动能力指向目标。

(3) 过失速机动的具体实施要求飞机具有过失速操纵力矩和良好的飞行控制系统。但飞行中仍必须回避能量极低的飞行。

参考文献

- [1] Bocvarov S, Cliff E M, Lutze F H. Aircraft time-optimal heading reversal maneuvers[R]. AIAA-94-3556-CP, 1994.
- [2] Ong S Y, Pierson B L. Optimal planar evasive aircraft maneuvers against proportional navigation missiles[J]. J Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(6): 1210-1215.
- [3] 张曙光. 敏捷性和超机动飞行与控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 1995.
- [4] Rosen O, Luus R. Global optimization approach to nonlinear optimal control[J]. J Optimization Theory and Applications, 1992, 73(3): 547-562.
- [5] 叶庆凯, 王肇明. 优化与最优控制中的计算方法[M]. 北京: 科学出版社, 1986. 32-36, 115-122.
- [6] 张曙光, 孙金标. 过失速飞机最速指向目标机动研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(6): 650-653.
- [7] 张曙光, 方振平. 反馈线性化飞行控制的应用问题研究[J]. 航空学报, 1998, 19(2): 142-146.
- [8] 张曙光, 方振平, 王勇. 飞行逆动力学的应用. 北京航空航天大学学报[J], 1998, 24(5): 563-566.

作者简介:



张曙光(1969-)女,广东惠州人,北京航空航天大学副教授,博士,1995年毕业于西北工业大学飞行力学专业,1997年在北京航空航天大学完成博士后研究工作,研究方向为大迎角飞行动力学与控制, E-mail: Stellaz@263.net.

孙金标(1964-)男,浙江绍兴人,空军指挥学院副教授,博士,1994年毕业于西北工业大学飞行力学专业,研究方向为空军战术学, E-mail: j-b.sun@263.net.