

9-17-2021

Modeling and Simulation on Optimum Maneuver Control Surface Configuration of Aircraft in Low Altitude Penetration Mode

Huzi Wu

1. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China; ;

Wang Jin

2. AVIC Xi'an Civil Aircraft LTD, Xi'an 710089, China;

Wantao Qi

1. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China; ;

Kaibao Jin

1. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China; ;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Simulation on Optimum Maneuver Control Surface Configuration of Aircraft in Low Altitude Penetration Mode

Abstract

Abstract: Optimum maneuver control surface can ensure the safety flight capability of aircraft in low altitude penetration mode, and it is of great significance to establish the valid and effective numerical simulation model. *The numerical differential equations with multi-constraints is adopted for the first time, to construct the simulation model for the aircraft with small wing load and multifunctional and combined CS in low altitude maneuver, the schemes of different maneuver CS considering the obstacle, the limit of angle of bank, the gradient of climb are built.* The simulation results show that the model is effective for solving the valid CS configuration, which provides the theory evidence for maneuver mode designing and important the design ideas to the CS system equipment.

Keywords

optimum maneuver control surface configuration, small wing load, multifunctional and combined CS, maneuver mode

Recommended Citation

Wu Huzi, Wang Jin, Qi Wantao, Jin Kaibao. Modeling and Simulation on Optimum Maneuver Control Surface Configuration of Aircraft in Low Altitude Penetration Mode[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(9): 2180-2190.

飞机低空突防模式机动舵面最优配置建模仿真

武虎子¹, 王瑾², 齐万涛¹, 金开保¹

(1. 航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089; 2. 中航西飞民用飞机有限责任公司, 陕西 西安 710089)

摘要: 低空突防模式机动舵面最优配置是飞机安全飞行能力的重要保障, 建立合理有效的数值仿真模型具有重要的意义。针对小翼载多功能组合操纵面布局飞机, 采用基于多约束条件下的数值微分方程建立了低空机动飞行仿真模型, 构建了考虑越障能力、飞机坡度限制及爬升梯度等约束下的不同机动舵面模式的使用方案。仿真结果表明: 该模型是解决舵面合理配置的有效手段, 同时, 为设计机动模式提供了理论依据, 为飞机机动舵面最优配置提供了可行的设计思路。

关键词: 最优机动舵面配置; 小翼载; 多功能组合操纵面; 机动模式

中图分类号: TP391.9

文献标志码: A

文章编号: 1004-731X (2021) 09-2180-11

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.20-0381

Modeling and Simulation on Optimum Maneuver Control Surface Configuration of Aircraft in Low Altitude Penetration Mode

Wu Huzi¹, Wang Jin², Qi Wantao¹, Jin Kaibao¹

(1. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China; 2. AVIC Xi'an Civil Aircraft LTD, Xi'an 710089, China)

Abstract: Optimum maneuver control surface can ensure the safety flight capability of aircraft in low altitude penetration mode, and it is of great significance to establish the valid and effective numerical simulation model. The numerical differential equations with multi-constraints is adopted for the first time, to construct the simulation model for the aircraft with small wing load and multifunctional and combined CS in low altitude maneuver, the schemes of different maneuver CS considering the obstacle, the limit of angle of bank, the gradient of climb are built. The simulation results show that the model is effective for solving the valid CS configuration, which provides the theory evidence for maneuver mode designing and important the design ideas to the CS system equipment.

Keywords: optimum maneuver control surface configuration; small wing load; multifunctional and combined CS; maneuver mode

引言

飞机低空突防模式下的最优机动舵面需求是一个多约束优化设计问题。如何合理确定最优机动舵面配置是设计中的关键点。对于小翼载多功能组合操纵面布局飞机, 考虑到低空飞机必须具有一定的抗扰能力、坡度角不能超限、具有相应的低空机动裕度及较强地形环境适应能力, 同时又不能超限最大设计过载, 具备较好的隐身能力。既要具备低空

机动飞行的主动安全能力, 又要具备不被暴露风险的被动安全飞行能力。而机动操纵面配置直接决定飞机自身的机动能力, 同时又影响飞机的隐身性。国内外在舵面配置的研究^[1-2]主要集中在以单一性能最优为前提, 通过合理的优化方法进行舵面分配, 而未能从多方位、多角度的层面去考虑舵面配置使用问题。因此, 开展以最小越障能力、最大设计过载、最大坡度、爬升梯度要求及隐身最大化等因素为设计多约束的最优机动舵面配置模型仿真研究意

义重大,对确保低空飞行安全具有重要的工程意义。

1 最优操纵面数学模型

最优机动操纵面配置模型是一个多约束的全量非线性数学模型^[1-2],模型中考虑了最小越障能力要求、最大设计过载约束、最大坡度限制、最小爬升梯度要求、机载雷达探测能力及隐身最大化等因素,因此,构建多重约束条件下的最优操纵面配置方案是一项复杂的系统工程。

1.1 模型约束变量

模型约束变量主要包括最大越障能力因子、法向过载约束、坡度限制、最小爬升梯度、机载雷达探测能力及隐身能力,以符号的形式表征约束变量。

设约束变量集合为 $C=[c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6]$, 其中:

$$\begin{cases} c_1 \geq H_{\min} \\ n_{z\min} \leq c_2 \leq n_{z\max} \\ c_3 \leq \phi_{\max} \\ c_4 \geq \lambda_{\min} \\ c_5 = R_s \\ c_6 \leq RCS(\phi_{\max}, \theta_{\max}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: H_{\min} 为越障要求的最小高度; $n_{z\min}, n_{z\max}$ 为飞机设计最小过载和最大过载; ϕ_{\max} 为飞机坡度角限制值; λ_{\min} 为飞机最小爬升梯度要求; R_s 为机载雷达探测最大距离; RCS 为飞机隐身指标最大因子,主要以姿态角表征是否满足。

1.2 模型中机动舵面变量

对于多功能组合操纵面布局飞机,操纵面之间的耦合较为严重,同时组合操纵面之间的逻辑关系复杂,操纵面的组合方式不再唯一,根据飞机的性能要求和任务能力不同,舵面的数量、布置形式各不相同,设飞机的机动操纵面的个数为 n 个,舵面集合用 cs 表示,即 $cs=[\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_i]$, $i=n$, 其中, n 个舵面中包含了三轴方向的机动操纵面,舵面的功能分配,主要取决于各自的布置和气动效能。

$$\begin{cases} \delta_1, \delta_{1\min} \leq \delta_1 \leq \delta_{1\max} \\ \delta_2, \delta_{2\min} \leq \delta_2 \leq \delta_{2\max} \\ \vdots \\ \delta_i, \delta_{i\min} \leq \delta_i \leq \delta_{i\max} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\delta_{i\min}, \delta_{i\max}$ 分别为机动舵面的最小设计偏度和最大设计偏度。

1.3 低空突防机动模型

低空突防机动模型的构建必须依赖于低空场景,如低空风扰的抑制、低空地形适应性机动,即随着地形的特点,飞机通过偏转相应的舵面进行纵向机动和横向规避机动,保证飞机低空飞行安全。图 1 给出了低空 2 种飞行场景。

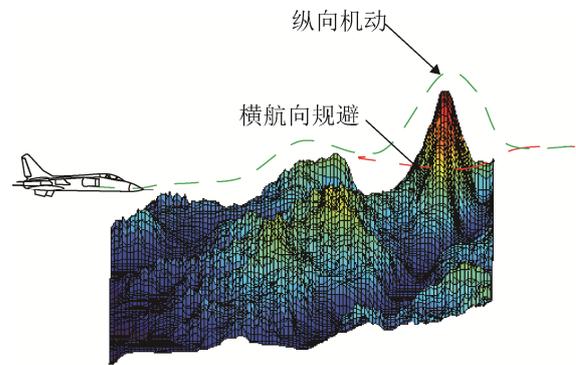


图 1 低空飞行场景

Fig. 1 Flight scene in low altitude

通过图 1 的低空飞行场景可知,2 种机动形式均对机动舵面提出了设计要求,即要寻找一组最优机动舵面配置可以满足 2 种机动形式。实际飞行时,可根据机载雷达对地形的探测能力尽量遵循“少组合”、“小偏度”的操作原则进行实时机动,尽量提高隐身能力,因此,在纵向机动时,可以选择 3 种越障模式:软模式、中等模式和硬模式,几种模式主要通过法向过载的变化量进行表征,一般变化量的设计值如何确定,主要取决于飞机类型、飞机气动能力及雷达系统的探测能力等,根据以往的设计经验,变化过载指令模型可设计为

$$\begin{cases} S_M : 0 < n_{zc} \leq 0.25 \\ M_M : 0.25 < n_{zc} \leq 0.5 \\ H_M : 0.50 < n_{zc} \leq 0.75 \end{cases} \quad (3)$$

越障模式示意说明见图 2。

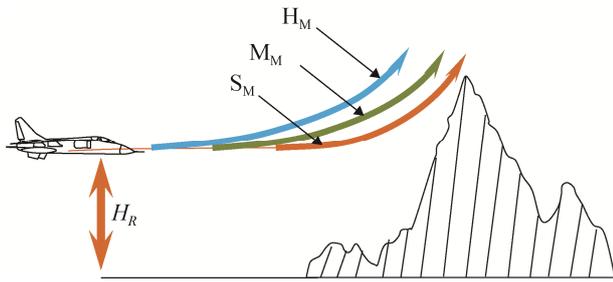


图 2 越障模式
Fig. 2 Mode of obstacle

1.4 隐身约束模型

低空突防时，特别是临近敌方战区时，飞机尽量要以干净构型飞行，但是出于周围环境的制约，有时还需要相应的操纵面偏度来抗衡飞机的扰动，本身受扰能力和隐身能力就是相互矛盾的个体，这时候就需要折中考虑两者之间的权重。

如果偏转不同的机动舵面，飞机的姿态就会发生相应的变化，而这种变化又会影响飞机的 RCS，文中主要从飞机姿态角变化角度考虑对隐身的影响，可以把这种影响用图形化模型来表征：

图 3 给出了满足 RCS 设计要求的姿态角限制，图中的菱形区域为满足区域。虽然没有直接反映对舵面的要求，但通过姿态角可以确定出机动舵面的设计需求，构建 RCS(雷达散射截面)和舵面之间的数学模型之前要建立机动舵面和姿态角之间的非线性数学模型

$$\begin{cases}
 l = f(\delta_i) = C_l(\alpha, \beta, v, \delta_i, p, r) q_{bar} S b_A \\
 M = f(\delta_i) = C_m(\alpha, \beta, v, \delta_i, \bar{\alpha}, q) q_{bar} S c_A \\
 N = f(\delta_i) = C_n(\alpha, \beta, v, \delta_i, p, r) q_{bar} S b_A \\
 p = p_0 + \int (l / I_x) dt \\
 q = q_0 + \int (M / I_y) dt \\
 r = r_0 + \int (N / I_z) dt \\
 \phi = \phi_0 + \int (p + \tan \theta_0 (q \sin \phi_0 + r \cos \phi_0)) dt \\
 \theta = \theta_0 + \int (q \cos \phi - r \sin \phi) dt
 \end{cases} \quad (4)$$

式中： α 为迎角； β 为侧滑角； v 为飞行速度； δ_i 为机动舵面偏度； $\bar{\alpha}$ 为迎角导数； p 为滚转角速率；

q 为俯仰角速率； r 为偏航角速率； q_{bar} 为速压； S 为机翼参考面积； b_A 为机翼展长； c_A 为机翼平均气动弦长； l, M, N 分别为飞机的滚转、俯仰和偏航力矩； I_x, I_y, I_z 分别为滚转、俯仰和偏航惯量矩； p_0, q_0, r_0 分别为飞机初始状态三轴欧拉角速率； ϕ_0, θ_0 分别为飞机初始滚转角和俯仰角； ϕ, θ 分别为实时解算的俯仰角和滚转角。

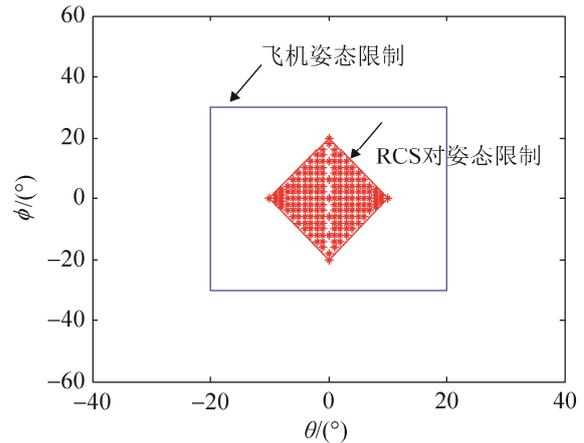


图 3 RCS 设计边界
Fig. 3 Design boundary of RCS

通过式(4)可以确定出机动舵面与姿态角之间的非线性映射关系，进而判断是否满足隐身要求。

图 4 为基于 RCS 的机动舵面配置流程图。

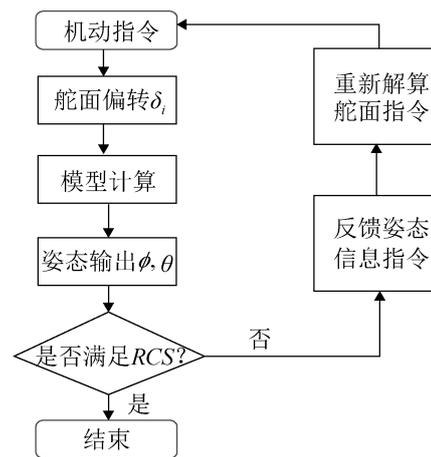


图 4 基于 RCS 的机动舵面配置流程图
Fig. 4 Maneuver cs flow chart based on RCS

1.5 机动高度模型

机动高度模型的构建必须基于机载雷达的探测

能力而定, 如探测距离和探测范围直接制约着机动高度要求的确定, 可通过图 5 的示意进行数学建模。

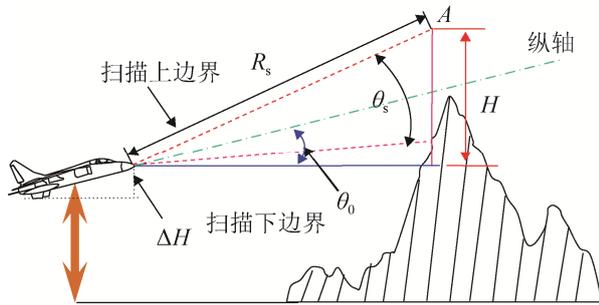


图 5 雷达探测地形示意图

Fig. 5 Schematic diagram of radar detection for terrain

图 5 中, R_s 为机载雷达探测最大距离; θ_s 为俯仰扫描范围, 表示机载雷达沿着飞机纵轴向上和向下扫描地形的最大姿态变化范围, 假设文中机载雷达在飞机纵轴向上的扫描范围和向下的扫描的范围相等, 即:

$$\begin{cases} \theta_{\text{sup}} = +\theta_s / 2 \\ \theta_{\text{sdn}} = -\theta_s / 2 \end{cases} \quad (5)$$

当飞机纵向越障之前的初始俯仰姿态角为 θ_0 , 那么机头雷达距上扫描边界最远点 A 点的垂直距离为

$$H = R_s \sin(\theta_s / 2 + \theta_0) \quad (6)$$

飞机最低点到机头的垂直高度为

$$\Delta H = L_A \sin \theta_0 \quad (7)$$

式中: L_A 可近似认为是飞机的总长度。

综上分析认为, 对于小翼载飞机要具备一定的越障能力, 即在自身雷达系统的探测能力范围内, 具备相应的越高能力, 文中基于此考虑, 给出了飞机纵向越障模式下飞机的最小越高表达式。

$$H_{\min} = \Delta H + R_s \sin(\theta_s / 2 + \theta_0) \quad (8)$$

式中: H_{\min} 为飞机最低越障高度要求。

1.6 爬升梯度约束模型

不同的越障模式具有不同的爬升梯度; 不同爬升梯度又取决于不同的机动舵面配置, 不同的机动舵面配置又由飞机气动布局形式和舵面的气动效

能决定, 也就是说, 给定飞机布局形式和舵面布置形式, 就能找出一组舵面配置组合来满足不同越障模式下的能力要求。

对于纵向越障机动模式, 文中主要从机载雷达探测能力的角度出发, 对飞机的爬升梯度进行了最小化要求, 文中所谓的爬升梯度是平均爬升梯度:

$$\lambda_{\min} = \frac{H_{\min}}{\sqrt{(R_s + L_A)^2 - (H_{\min})^2}} \times 100\% \quad (9)$$

1.7 系统模型

基于上述约束变量及相应约束模型的分析, 构建系统动力学模型, 系统动力学模型和运动学模型均采用全量非线性微分方程进行描述。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \quad (10)$$

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \mathbf{y}(t), t) \quad (11)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 为状态变量; $\mathbf{u}(t)$ 为控制变量; $\mathbf{y}(t)$ 为输出变量; t 为时间变量。

$$\begin{cases} \mathbf{x}(t) = [u, v, w, p, q, r]^T \\ \mathbf{u}(t) = [T, \delta_i]^T \\ \mathbf{y}(t) = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi]^T \end{cases} \quad (12)$$

$\dot{\mathbf{x}}$ 写成微分方程的形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_6 x_2 - x_5 x_3 - g \sin y_8 + F_x / m \\ \dot{x}_2 = -x_6 x_1 + x_4 x_3 + g \sin y_7 \cos y_8 + F_y / m \\ \dot{x}_3 = x_5 x_1 - x_4 x_2 + g \cos y_7 \cos y_8 + F_z / m \\ \dot{x}_4 = [I_{xz} (I_x - I_y + I_z) x_4 x_5 + I_z l + I_{xz} N - \\ (I_z^2 - I_z I_y + I_{xz}^2) x_5 x_6] / (I_x I_z - I_{xz}^2) \\ \dot{x}_5 = [(I_z - I_x) x_4 x_6 - I_{xz} (x_4^2 - x_6^2) + M] / I_y \\ \dot{x}_6 = [(I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2) x_4 x_5 + I_{xz} l + I_z N - \\ I_{xz} (I_x - I_y + I_z) x_5 x_6] / (I_x I_z - I_{xz}^2) \end{cases} \quad (13)$$

$\dot{\mathbf{y}}$ 写成微分方程的形式:

$$\begin{cases} \dot{y}_7 = x_4 + \tan y_8 (x_5 \sin y_7 + x_6 \cos y_7) \\ \dot{y}_8 = x_5 \cos y_7 - x_6 \sin y_7 \\ \dot{y}_9 = (x_5 \sin y_7 + x_6 \cos y_7) / \cos y_8 \end{cases} \quad (14)$$

式(13)中的状态变量并无显化控制变量, 其实

控制变量隐含在力和力矩项中:

$$\begin{cases} F_x = C_{x_r}(x, u)q_{bar}S \\ F_y = C_{y_r}(x, u)q_{bar}S \\ F_z = C_{z_r}(x, u)q_{bar}S \\ l = C_l(x, u)q_{bar}Sb_A \\ M = C_m(x, u)q_{bar}Sc_A \\ N = C_n(x, u)q_{bar}Sb_A \end{cases} \quad (15)$$

式(13)和式(14)中的变量下标数字表示变量集中的第几个, 如 x_i 表示变量集 x 中第 i 个变量。其式(13)~(15)中变量的物理含义详见参考文献[3-5]。

式(15)中的控制变量包含 2 部分: ①初始控制量 δ_{i0} ; ②指令控制变量 $\Delta\delta_i$ 。

纵向越障模式采用不同过载指令控制, 通过不同舵面配置及偏转可实现定过载越障, 其可采用特征结构配置方法确定控制增益 k , 使其保证闭环系统为稳定系统, 文中对其原理不做详述, 具体原理见参考文献[6-8]。

$$\begin{aligned} \Delta\delta_i = & K_{n_{z_1}}(n_{z_c} - n_{z_r}) + \\ & K_{n_{z_2}} \int (n_{z_c} - n_{z_r}) dt + K_q \frac{\tau_1 s}{\tau_1 s + 1} q \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $K_{n_{z_1}}$, $K_{n_{z_2}}$, K_q 均为增益参数; n_{z_c} 为过载指令参数; n_{z_r} 为过载实时计算参数; q 为俯仰角速率; τ_1 为时间常数

横向规避机动模式, 考虑到低空飞行高度对于飞行安全的重要性, 在规避过程中, 一半需要带杆/盘操纵, 确保飞机不损失高度, 因此, 必须具有纵向机动操纵面和横向机动操纵面的协调工作。基于以上考虑, 横向规避机动操纵面控制为

$$\begin{aligned} \Delta\delta_i = & K_1 K_\theta (K_h (H_c - H_r) + K_{dh} (H_c - H_r) - \theta_r) + \\ & K_q q + (1 - K_1) \left(K_\phi + \frac{\tau_s}{\tau_s s + 0.2} \right) \\ & (\phi_c - \phi_r) + K_p p + K_r r \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $K_\theta, K_h, K_{dh}, K_q, K_\phi, K_p, K_r$ 均为增益参数, H_c 为高度指令参数; H_r 为实时解算的高度; θ_r 为

实时解算的俯仰角; ϕ_c 为坡度角指令参数; ϕ_r 为实时解算的坡度角; p, r 为实时解算的滚转角速率和偏航角速率; K_1 为做纵向机动舵面的权重。

2 建模设计思想

通过构建多约束非线性全量动力学模型, 确定机动操纵面最优配置的设计思路为: 在已知飞机布局形式、飞机气动特性、系统能力及相关设计约束下, 依据全量动力学数学模型搭建 Simulink 实时仿真模型, 仿真模拟再显飞机实时机动特性与舵面配置特性曲线, 从仿真结果中分析得到符合设计要求的机动舵面配置。

2.1 实施步骤

基于设计思路, 可详细对建模分析到确定最优机动舵面配置整个过程中的实施步骤进行说明:

step 1: 已知机载雷达探测能力指示, 即已知飞机最大探测距离、纵向和航向扫描角度范围;

step 2: 进行纵向机动越障模式, 分别选用不同的越障模式(过载指令模式), 仿真模拟得到飞机的运动特性曲线, 然后基于约束条件进行判决该越障模式下的飞行越障能力;

step 3: 比较仿真结果和实时要求的越障能力, 如果满足要求, 即找到一组合理的舵面配置; 如果不满足, 可通过舵面重组确定出满足要求的结果;

step 4: 进行横向规避机动模式, 可选用不同的舵面配置进行带坡度机动, 尽量保持高度不损失, 因此横向机动时, 必须介入机动舵面的纵向功能, 仿真模拟得到不同的规避仿真结果, 通过结果分析, 确定出一组较为合理的舵面配置。

2.2 流程设计

通过实施步骤说明, 已经明晰了系统模型的效能, 但对于确定舵面配置的前后流程, 以及流程之间的关系并未可知, 图 6 给出了机动操纵面配置系统模型流程化说明。

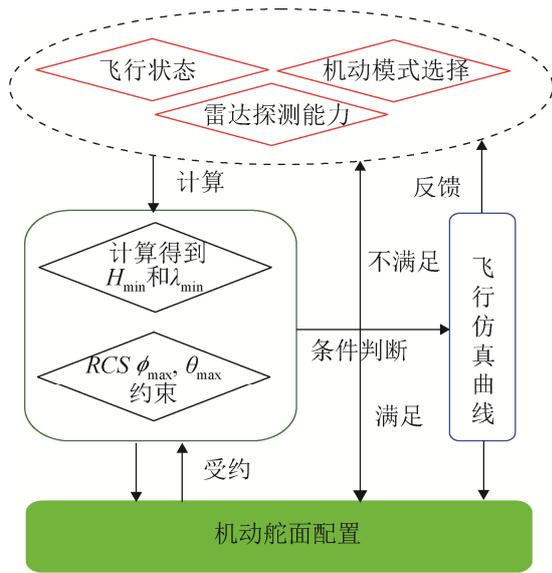


图 6 机动操纵面流程图

Fig. 6 Flow chart of maneuvering control surface

3 仿真结果与分析

为了对确定机动舵面配置的设计思路进行有效地验证, 基于 MATLAB/Simulink 构建了某种小翼载组合多操纵面布局飞机不同机动模式下的飞机动力学模型及控制模型。文中主要对纵向越

障模式和横向规避机动模式进行了仿真分析, 通过对机动模式下的不同状态进行对比, 给出了合理的舵面配置形式, 从而验证了文中模型的有效性和合理性。

图 7 给出了算例中的飞机布局; 图 8 给出了仿真模型, 考虑到低空突防飞行速度包线范围 $M=0.6\sim 0.8$, 同时考虑速度越高, 机动性越强等特点, 一般建议低空突防时选择突防速度的右边界 $M=0.8$, 具体飞行状态参数、控制参数、约束参数见表 1~3。

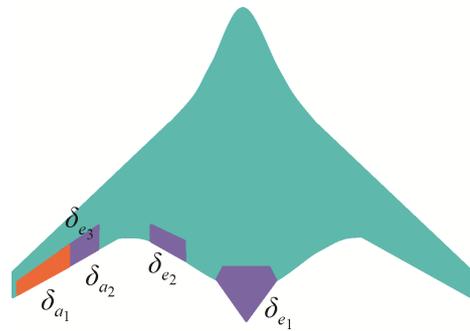
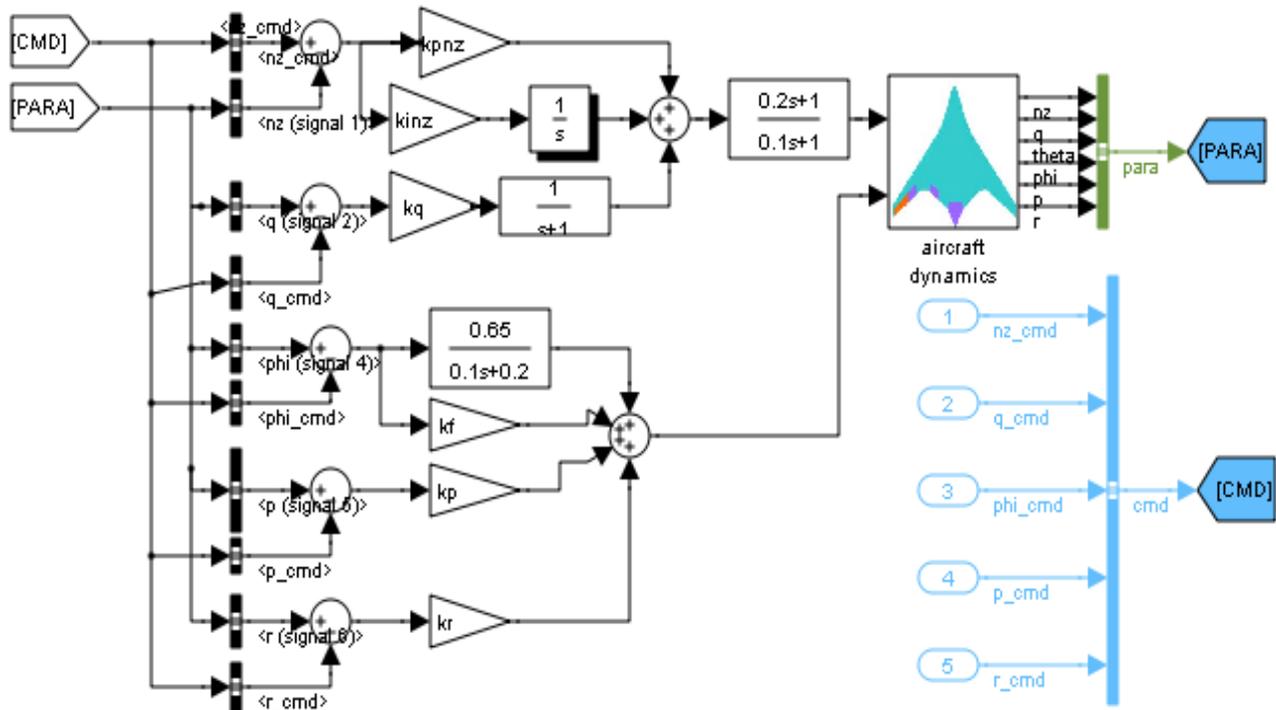
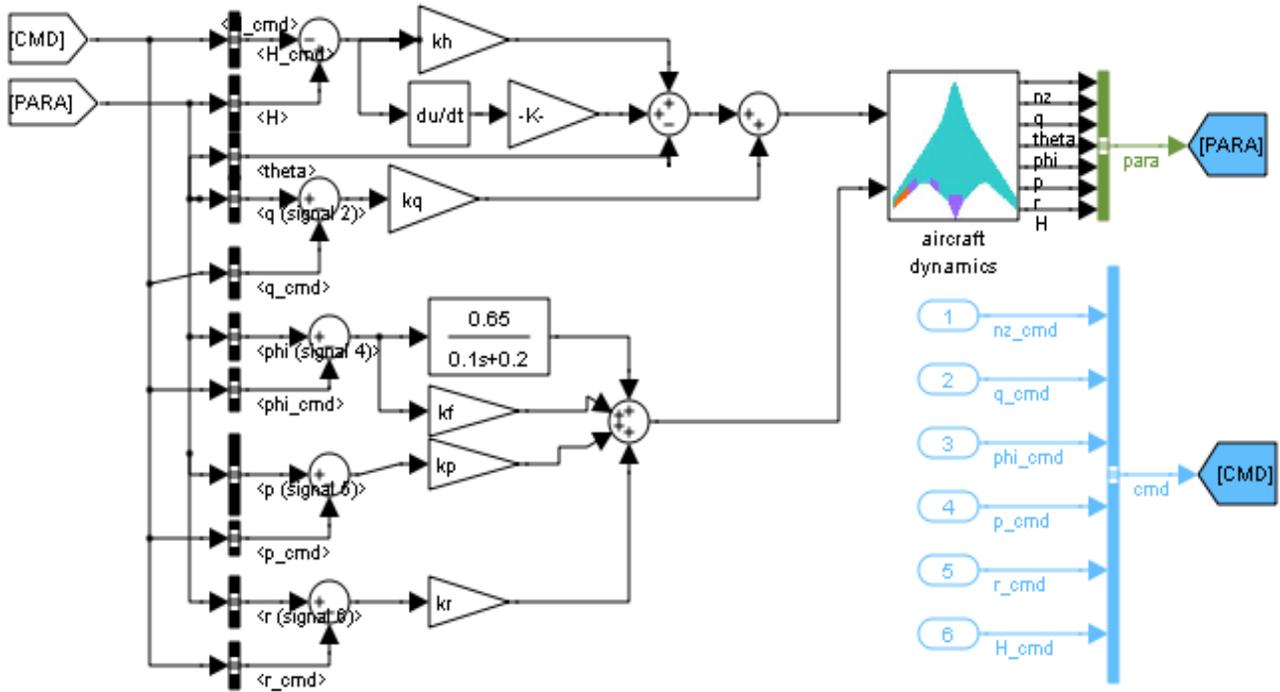


图 7 飞机布局

Fig. 7 Aircraft configuration



(a) 纵向越障模式



(b) 横航向规避模式

图 8 不同机动模式下带控制的飞行动力学 Simulink 模型
Fig. 8 Flight dynamics Simulink model with control in different maneuver modes

表 1 初始飞行状态
Tab. 1 Initial flight state

序号	主要参数	量值
1	质量/kg	180 000
2	初始高度/m	100
3	初始马赫数	0.8

表 2 控制增益
Tab. 2 Control gain

序号	主要参数	量值
1	K_q	0.6
2	K_{pnz}	-0.05
3	K_{inz}	-0.2
4	K_p	0.70
5	K_r	0.20
7	K_f	0.65
8	K_p	3
9	K_r	0.20
10	K_f	0.65
11	横航向 k_q	50
12	k_{theta}	-2
13	k_{hdot}	0.6
14	K_h	0.4

表 3 约束条件
Tab. 3 Constraints condition

序号	主要参数	量值
1	$\theta_x/(\circ)$	6
2	$\theta_y/(\circ)$	0.2
3	R_s/km	2.5
4	L_A/m	30
5	$\delta_{emax}/(\circ)$	± 25
6	$\delta_{amax}/(\circ)$	± 30
7	n_{zmax}	2.5
8	n_{zmin}	-1
9	$\phi_{max}/(\circ)$	± 20
10	$\theta_{max}/(\circ)$	± 10

3.1 $S_M \setminus M_M \setminus H_M$ 模式下的舵面配置

图 9 给出同时采用舵面 $\delta_{e1} + \delta_{e2} + \delta_{e3}$ ，不同模式下的舵面偏度仿真曲线；图 10~13 分别给出了对应的飞行仿真结果。

从图 9 的舵面仿真曲线可知，过载指令越大，所需的舵面偏度越大，包括峰值舵面偏度和稳态舵面偏度，其具体值见表 4。

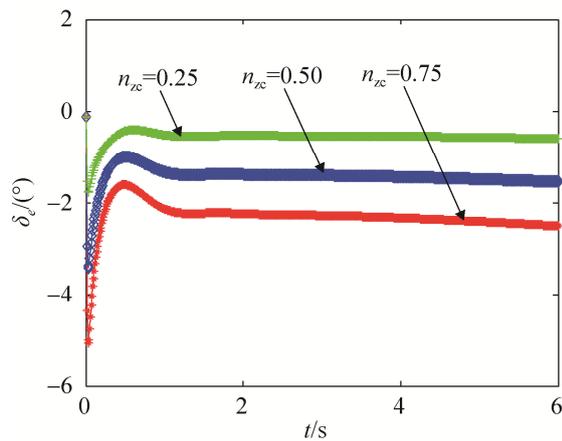


图 9 纵向舵面偏度曲线

Fig. 9 Curve of deflection of longitudinal control surface

表 4 纵向舵面偏度

模式	峰值偏度	稳态偏度
S_M	-1.8	-0.5
M_M	-3.4	-1.4
H_M	-5.1	-2.4

从仿真结果可以看出, 不同的舵面偏度可以实现不同模式的越障, 如图 10 所示。

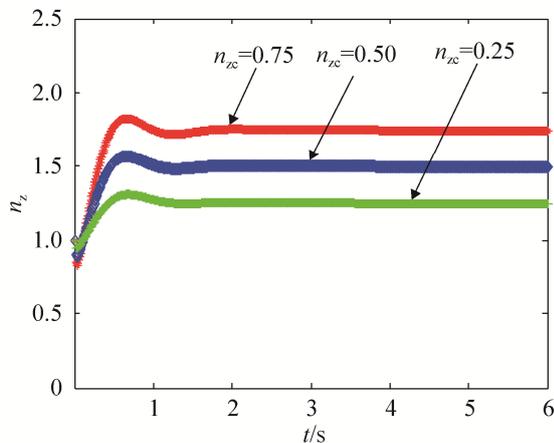


图 10 过载曲线

Fig. 10 Curve of overload

从 RCS 对姿态的约束来看, 3 种模式机动均满足要求, 见图 11; 在满足此要求的基础上, 得到的越障高度曲线反而是 S_M 模式越障高度最大, 具有越障 400 m 高度的能力; M_M 模式越障高度能力为 200 m; H_M 模式越障高度能力只有 132 m。主要原因是过载指令越大, 姿态角越容易超出 RCS

对姿态角的约束, 越障高度曲线见图 12。

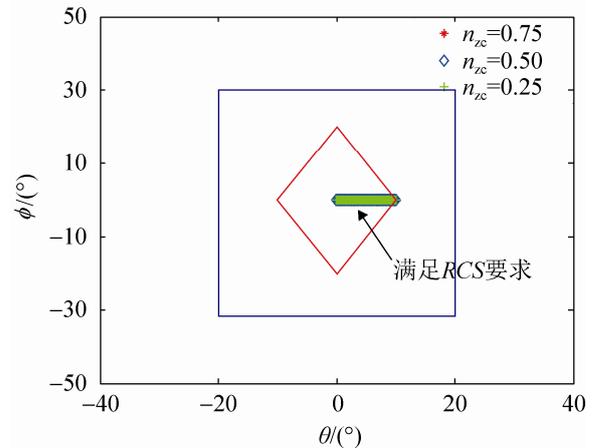


图 11 俯仰~坡度约束曲线

Fig. 11 Constraints curve of pitch and bank

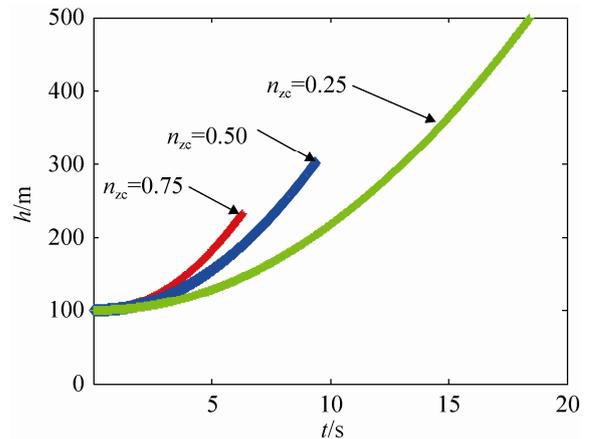


图 12 高度曲线

Fig. 12 Curve of altitude

从雷达最大探测距离来看, 飞机只能采用 M_M 和 H_M 模式进行越障机动, 2 种模式机动飞行中, 水平飞行 2.5 km 时, M_M 模式的越障能力较强, 即水平飞行 2.5 km 时, M_M 模式越障高度为 200 m, H_M 模式越障高度为 100 m, 具体见图 13。

根据式(7)~(9), 可以解算得到最小越障高度 H_{min} 为 138.8 m; 最小爬升梯度 λ_{min} 为 5.5%; 基于此 2 项要求, S_M 和 M_M 模式纵向越障高度均大于 H_{min} ; 2 种模式的平均爬升梯度分别为 8.0% 和 6.8%, 均满足最小爬升梯度要求。

综上考虑, 采用三舵面 $\delta_{e1} + \delta_{e2} + \delta_{e3}$ 配置模式, 最理想的纵向越障机动模式为 M_M 模式。

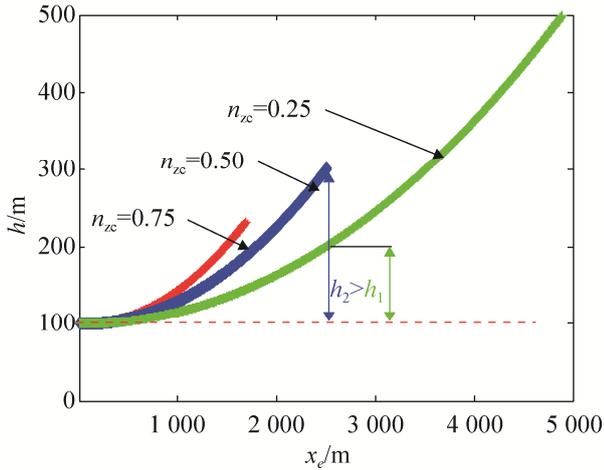


图 13 纵向轨迹曲线
Fig. 13 Curve of longitudinal trajectory

3.2 H_M 模式舵面配置

从图 14 的舵面仿真结果可知,采用不同舵面配置进行 H_M 模式纵向越障机动时,不同舵面配置对舵面偏度要求不同,不同舵面偏度值见表 5。

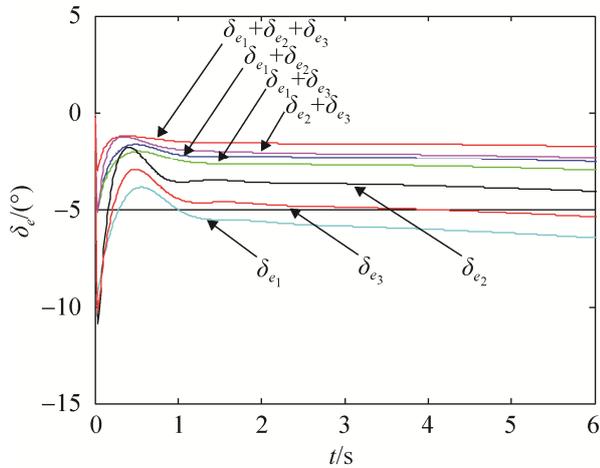


图 14 舵面配置曲线
Fig. 14 Curve of control surface equipment

表 5 纵向舵面偏度

Tab. 5 Deflection of longitudinal control surface

舵面配置	峰值偏度/(°)	稳态偏度/(°)
$\delta_{e1}+\delta_{e2}+\delta_{e3}$	-3.0	-1.6
$\delta_{e1}+\delta_{e2}$	-5.1	-2.4
$\delta_{e2}+\delta_{e3}$	-5.1	-2.2
$\delta_{e1}+\delta_{e3}$	-5.0	-2.7
δ_{e1}	-9.4	-6.0
δ_{e2}	-10.2	-5.2
δ_{e3}	-10.9	-3.7

从表 5 中的计算结果可知,单舵面配置需用舵面偏度最大,双舵面配置次之,三舵面配置最小。各种舵面配置所需舵面偏度均满足舵面最大设计要求。飞行中,舵面实际使用时,按照“舵面少”、“小偏度”,但同时满足舵面最大设计要求的原则,建议采用双舵面配置。

3.3 横向不同坡度规避单舵面配置模式

图 15~16 分别给出了不同坡度横向规避机动,单舵面(δ_{a1}, δ_1)配置下的舵面偏度计算仿真结果。图 17~19 给出了对应模式下的飞参仿真结果。

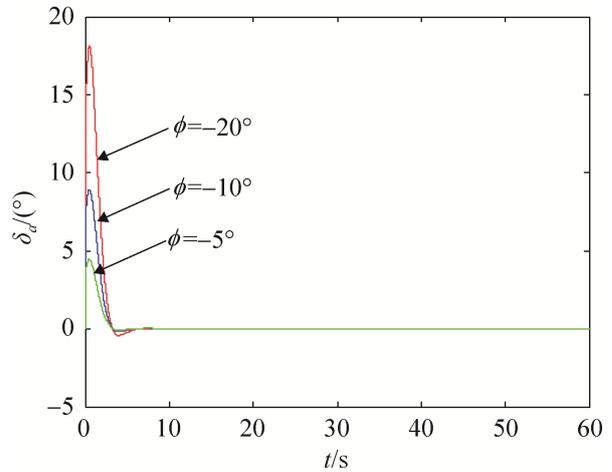


图 15 横向舵面曲线
Fig. 15 Curve of lateral control surface

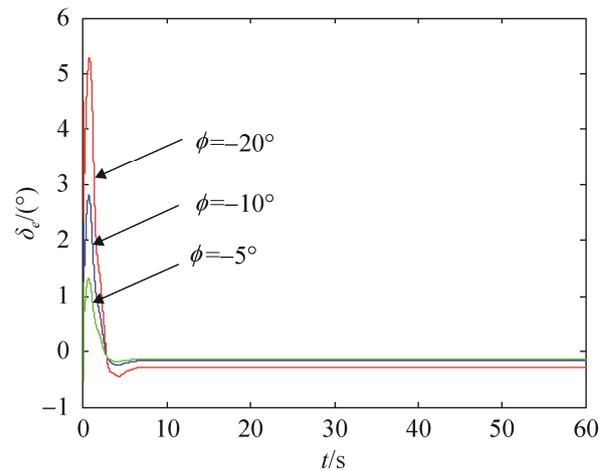


图 16 纵向舵面曲线
Fig. 16 Curve of longitudinal control surface

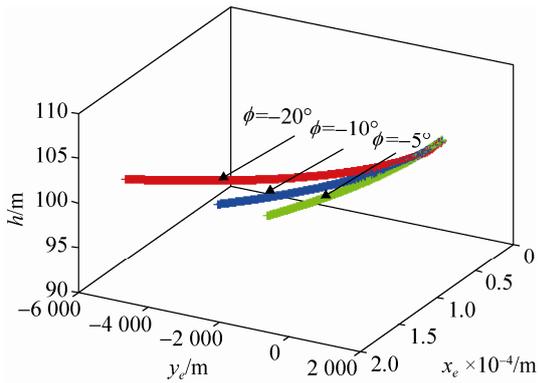


图 17 三维轨迹曲线

Fig. 17 Curve of three dimension trajectory

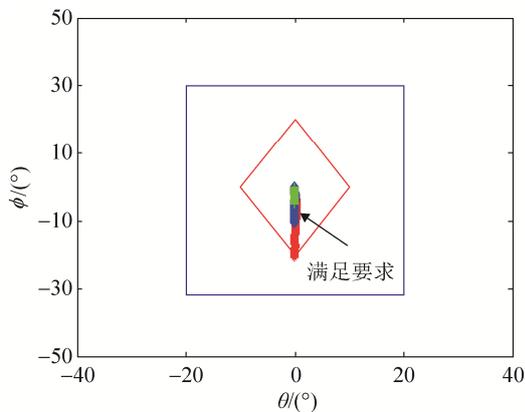


图 18 俯仰-坡度约束曲线

Fig. 18 Constraints curve of pitch and bank

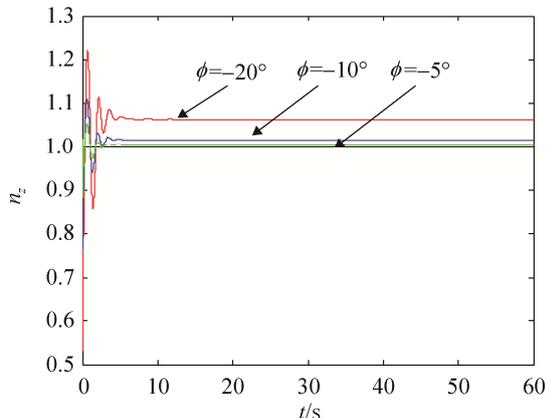


图 19 过载曲线

Fig. 19 Curve of overload

从图 15~16 仿真结果可知: 横向带坡度规避机动时, 坡度角越大, 横向副翼偏度越大, 纵向升降舵偏度越大。主要原因是, 带坡度越大时, 为了使高度损失为 0, 需要通过带杆操纵量越大, 以便增加迎角产生附加升力, 补偿带坡度损失的升力。

从图 17 的航迹曲线也可以看出, 带不同坡度角规避机动时, 飞机高度保持不变; 坡度角越大, 飞机的侧向位移越大, 距离障碍物的侧向位移越远, 提高了飞机横向机动的安全性。

从图 18 仿真结果可知, 在横向规避机动过程中, 由于飞机高度不变, 飞机做定高带坡度转弯避障, 因此飞机的俯仰姿态角保持初始俯仰姿态, 综上所述, 俯仰姿态和滚转姿态满足 RCS 对姿态角的约束。

从图 19 中仿真结果可知, 坡度角越大, 法向过载越大, 在满足等高横向机动的要求下, 法向过载等于坡度角余弦的倒数。飞机带坡度机动时, 为了保持高度, 必须在重力方向上有相等且方向相反的作用力, 即法向力的分量必须等于重力。于是, 坡度角越大, 法向方向上的力就越大。

3.4 横向规避不同舵面配置模式

从图 20 仿真结果可以看出当飞机以 10° 坡度角进行横向规避机动时, 如果采用不同的舵面配置, 采用双舵面配置所需的偏度最小, 峰值偏度基本为 6° ; 如果采用单舵面配置时, 采用舵面 δ_{a2} 所需的偏度比舵面 δ_{a1} 大, 舵面 δ_{a2} 所需峰值偏度基本接近 12° , 而舵面 δ_{a1} 所需峰值偏度基本接近 9° 。主要原因是舵面 δ_{a2} 在内侧布置, 距飞机重心的横向力臂短且舵效低, 因此, 要保证相同的操纵效能, 必须偏转更大的角度。

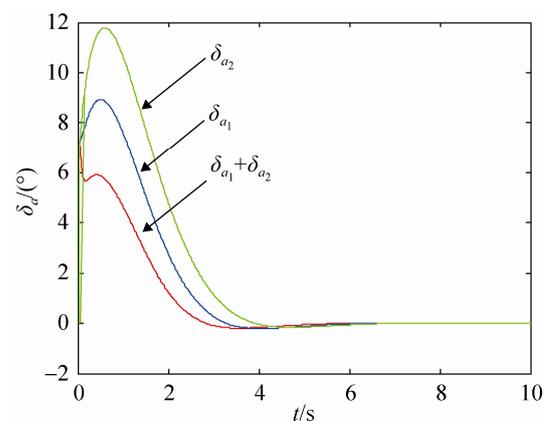


图 20 横向不同舵面配置曲线

Fig. 20 Curve of lateral control surface equipment

从图 21 仿真结果可以看出, 采用 3 种不同舵面配置进行 10° 坡度横向规避机动, 均满足 RCS 对姿态角的约束。按照“舵面少”、“小偏度”, 但同时满足舵面最大设计要求的原则, 建议采用单舵面 δ_{a_1} 配置。

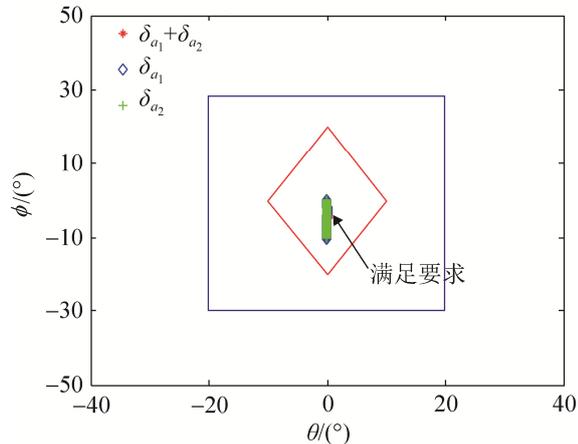


图 21 俯仰-坡度约束曲线

Fig. 21 Constraints curve of pitch and bank

4 结论

本文对小翼载多组合操纵面布局飞机, 以满足最小越障能力、RCS 对姿态的要求及最小爬升梯度等要求为前提, 通过构建非线性动力学仿真模型, 实时仿真分析不同舵面配置下的飞机机动特性, 根据“舵面使用少”、“舵面偏度小”的使用原则, 通过数值仿真结果分析, 给出了纵向越障机动舵面的优化配置模式为双舵面配置 ($\delta_{e_1} + \delta_{e_2}$ 或 $\delta_{e_2} + \delta_{e_3}$ 双舵面模式); 横向机动舵面优化配置模式选择 δ_{a_1} 单舵面模式, 本文着重对最优机动舵面配置的设计思想进行了推演, 下一步工作可基于此设计思想, 可从多学科伴随体系化层面对飞机舵面的最大合理化使用进行深入研究。

参考文献:

- [1] O'Donnell R, Mohseni K. Roll Control of Low-Aspect-Ratio Wings Using Articulated Winglet Control Surfaces[J]. Journal of Aircraft(S1533-3868), 2019, 56(2): 419-429.
- [2] 陈勇, 支健辉. 多操纵面飞机控制分配与容错控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019: 44-45.
Chen Yong, Zhi Jianhui. Control Allocation and Fault Tolerant Control for Multi-effectors Aircraft[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2019: 44-45.
- [3] 史静平, 屈晓波. 多操纵面飞机控制分配理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 51-54.
Shi Jingping, Qu Xiaobo. Control Allocation Theory and Its Application for Aircraft with Multiple Control Surface[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2017: 51-54.
- [4] Ali S M, Ahmed S. Design of State Feedback Controller for an Auto Pilot: to Control the Stability of Aircraft Pitch[J]. International Journal on Interactive Design and Manufacturing (S1955-2513), 2018, 13(4): 365-372.
- [5] Zipfel P H. Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics[M]. Auburn, Alabama: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014: 299-314.
- [6] 杨朝旭. 启发式算法与飞行控制系统优化设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 45-51.
Yang Chaoxu. Heuristic Algorithms and the Optimizing Design of Control System[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 45-51.
- [7] Niestroy M A, Williams D R. NATO AVT-239 Task Group: Active Flow Control Simulation of the Tailless ICE Aircraft[C]// AIAA Scitech 2019 Forum San Diego, California: Flow Control Demo&Application/NATO AVT-239 Special Session, 2019: 1-14.
- [8] Yadav G, Anas M. BWB Aircrafts the New Generation of Civil Aviation[J]. Research Journal of Engineering Sciences(S2277-9655), 2015, 4(3): 6-11.