



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106406096 A

(43)申请公布日 2017.02.15

(21)申请号 201610948373.0

(22)申请日 2016.10.26

(71)申请人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72)发明人 王宏伦 邵星灵 刘畅 黄宇

(74)专利代理机构 北京永创新实专利事务所

111121

代理人 赵文颖

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

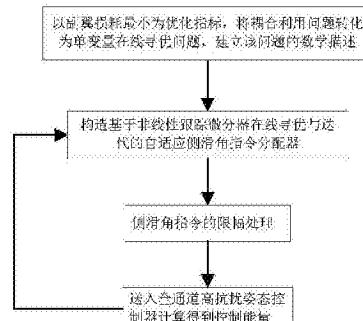
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用  
协调控制方法

(57)摘要

本发明公开了一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法，包括：第一步，以副翼损耗最小为优化指标，将耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题，建立该优化问题具体的数学描述；第二步，借助非线性跟踪微分器在非线性寻优方面不依赖于对象解析式的独特优势，构造基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应侧滑角指令分配器；第三步，根据侧滑角指令所允许的变化范围，对侧滑角指令进行限幅处理，并送入设计好的全通道高抗扰姿态控制器获取控制能量，并返回至第二步以实施闭环高精度跟踪控制。本发明在控制受限的条件下实现给定指标意义下的最优机动飞行，在不牺牲闭环控制性能和鲁棒性的前提下提升横侧向机动的控制品质。



1. 一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,包括以下几个步骤:

步骤一:在全通道高抗扰姿态控制器的基础上,以副翼损耗最小为优化指标,将耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题,建立该优化问题的数学描述:

$$f = \min_{\substack{\beta \in [\underline{\beta}, \bar{\beta}] \\ X \in [\underline{X}, \bar{X}]}} \delta_x^2$$

其中,X为表征飞行器的时变运动学/动力学参数, $\underline{X}$ , $\bar{X}$ 分别为X对应的最小和最大参数矢量; $\delta_x$ 为执行机构副翼的出舵量, $f=\delta_x^2$ 表示滚转通道的控制能量,即该寻优问题的优化指标; $\beta$ 表示侧滑角,即该优化问题的待优化变量, $\underline{\beta}, \bar{\beta}$ 分别为 $\beta$ 对应的最小和最大可允许变化值;

步骤二:构造基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应侧滑角指令分配器:

$$\beta_c(k+1) = \begin{cases} \beta_c(k) - \lambda n_1(k), & t_k \in [t_0, t_f] \\ 0, & t_k \notin [t_0, t_f] \end{cases}$$

其中, $t_0$ 为横侧向机动的初始时刻, $t_f$ 为横侧向机动过渡过程的结束时刻, $\lambda$ 为待设计的梯度修正因子, $\beta_c(k+1)$ 和 $\beta_c(k)$ 分别表示第k+1和k个采样时刻对应的侧滑角优化指令, $n_1(k)$ 为优化计算所需要的中间导数;

步骤三:根据侧滑角指令的允许变化范围,对步骤二所产生的侧滑角指令 $\beta_c$ 进行限幅处理:

$$\bar{\beta}_c(k+1) = \begin{cases} \min(\bar{\beta}, \beta_c(k+1)), & \beta_c \geq 0 \\ \max(\underline{\beta}, \beta_c(k+1)), & \beta_c < 0 \end{cases}$$

其中, $\bar{\beta}_c$ 为最终限幅后的侧滑角指令,将其送入全通道高抗扰姿态控制器获取控制能量 $\delta_x^2$ ,并返回至步骤二,实现闭环高精度跟踪控制。

2. 根据权利要求1所述的一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,所述的步骤二中, $n_1(k)$ 的获取方法为:

(1) 将控制能量 $\delta_x^2$ 以及侧滑角指令 $\beta_c$ 送入非线性跟踪微分器,求得控制能量和侧滑角指令的微分信号:

$$\begin{cases} f h_{\delta_x} = f han(u_1(k) - \delta_x^2, u_2(k), r_1, h_1) \\ u_1(k+1) = u_1(k) + h_1 u_2(k) \\ u_2(k+1) = u_2(k) + h_1 f h_{\delta_x} \end{cases}$$

$$\begin{cases} f h_{\beta_c} = f han(\beta_{c1}(k) - \beta_c, \beta_{c2}(k), r_2, h_2) \\ \beta_{c1}(k+1) = \beta_{c1}(k) + h_2 \beta_{c2}(k) \\ \beta_{c2}(k+1) = \beta_{c2}(k) + h_2 f h_{\beta_c} \end{cases}$$

其中: $u_1(k+1)$ , $u_1(k)$ 表示下一时刻和当前时刻控制能量的滤波信号, $u_2(k+1)$ , $u_2(k)$ 表示下一时刻和当前时刻控制能量的微分信号, $\beta_{c1}(k+1)$ , $\beta_{c1}(k)$ 分别为下一时刻和当前时刻侧滑角指令的滤波信号, $\beta_{c2}(k+1)$ , $\beta_{c2}(k)$ 分别为下一时刻和当前时刻侧滑角指令的微分信号, $h_i$ 为积分步长, $r_i$ 为加速度饱和值, $i=1, 2$ ;

(2)  $\beta_{c2}$ 的非零处理： $\beta_{c2}(k) = \max(\text{abs}(\beta_{c2}(k)), 0.0001) \text{sign}(\beta_{c2}(k))$ ,  $n(k) = \frac{u_2(k)}{\beta_{c2}(k)}$  其中： $\max(\cdot)$ 为取最大值函数， $\text{abs}(\cdot)$ 为取绝对值函数， $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数， $n(k)$ 为当前时刻优化所需要的一阶导数；

(3) n的滤波处理：

$$\begin{cases} fh_n = fhan(n_1(k) - n, n_2(k), r_3, h_3) \\ n_1(k+1) = n_1(k) + h_3 n_2(k) \\ n_2(k+1) = n_2(k) + h_3 fh_n \end{cases}$$

上式中， $n_1(k+1)$ ,  $n_1(k)$  分别为下一时刻和当前时刻优化计算所需要的一阶导数滤波， $n_2(k)$  为  $n_1(k)$  的微分信号； $h_3$  为积分步长， $r_3$  为加速度饱和值，步骤一至步骤三中的  $fhan(x_1, x_2, r, h)$  为最速控制综合函数，其公式如下：

$$\begin{cases} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + h x_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}(y), |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, |y| \leq d_0 \end{cases} \\ fhan = \begin{cases} -r \text{sign}(a), |a| > d \\ -r \frac{a}{d}, |a| \leq d \end{cases} \end{cases}$$

其中： $x_1, x_2$  为输入变参， $h$  为采样步长， $r$  为可调节的加速度因子， $d, d_0, y, a, a_0$  均为中间参数。

## 一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,主要应用于解决高超声速或常规飞行器大范围横侧向最优机动飞行和控制品质提升等问题。

### 背景技术

[0002] 高超声速飞行器以及超机动战斗机等先进飞行器纵向、横向、侧向各通道之间存在着较强的气动耦合、操纵耦合和惯性耦合,这些耦合随着攻角、侧滑角和倾侧角的增大而显著增强。大范围机动飞行是该类飞行器通道间耦合最为严重的阶段,对控制系统设计带来了极大的挑战。这种耦合是飞行器必然存在的,有利也有弊,试图对其完全解耦是不现实的。在分析这种耦合本质特点的基础上,利用耦合特性实现协调控制不失为一种明智的选择。实际上,在常规的相对低速的飞行器上,耦合利用协调控制早有应用,如协调转弯时通过副翼控制飞行器转弯,利用方向舵消除不期望的侧滑,并在升降舵通道引入高度补偿。对于高超及超机动战斗机等需要在短时间内执行大机动指令的飞行器而言,这种耦合变得更为强烈、更为复杂,具有明显的非线性和时变特性。

[0003] 已有研究结果中关于适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,尚未见到相关报道。检索“耦合利用协调控制”等关键词,可搜索到如下代表性文献:文献[1-2]通过引入伪控制回路的概念来设计控制输入的动态补偿,减小姿态运动和轨迹运动之间的时延,从而解决高超声速飞行阶段因过高飞行速度导致的轨迹-姿态失调问题。文献[3]针对近空间飞行器姿态运动间的严重耦合问题,设计了非线性广义预测控制律,达到协调控制的目的,但这种方法设计控制器时本质上是被动的适应性协调,未能主动利用耦合特性,控制的效果往往缺乏给定指标下的最优性。

[0004] [1] Vu P T,Biezad D J.Direct-Lift Strategy for Longitudinal Control for Hypersonic aircraft [J].Journal of Guidance,Control and Dynamics,1994,17(6):1260-1266.

[0005] [2] Phuong V,Daniel B.A pseudo-loop design strategy for the longitudinal control of hypersonic aircraft [A].In:AIAA Guidance,Navigation and Control Conference,Monterey,US,1993,1021-1028.

[0006] [3] 程路,姜长生,都延丽,张军.基于滑模干扰观测器的近空间飞行器非线性广义预测控制.宇航学报,2010,31(2):423-431.

### 发明内容

[0007] 本发明的目的是为了解决上述问题,提出一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,通过主动利用飞行器的气动耦合特性,设计适用于横侧向机动的侧滑角指令分配器,实现横侧向通道间的协调控制,以改善快速机动过程中因执行机构饱和导致机动性能不足的局限性,对于解决高超声速或常规飞行器大范围横侧向最优机动飞行和控制品质提升等问题具有重要意义。

[0008] 本发明的一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法,其实现步骤如下:

[0009] 步骤一:在所设计好的全通道高抗扰姿态控制器的基础上,以副翼损耗最小为优化指标,将耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题,建立该优化问题的数学描述:

$$[0010] f = \min_{\substack{\beta \in [\underline{\beta}, \bar{\beta}] \\ X \in [\underline{X}, \bar{X}]}} \delta_x^2$$

[0011] 其中,X为表征飞行器的时变运动学/动力学参数,如高度、马赫数等, $\underline{X}$ , $\bar{X}$ 分别为X对应的最小和最大参数矢量; $\delta_x$ 为执行机构副翼的出舵量,则 $f=\delta_x^2$ 表示滚转通道的控制能量,即该寻优问题的优化指标;β表示侧滑角,即该优化问题的待优化变量, $\underline{\beta}$ , $\bar{\beta}$ 分别为β对应的最小和最大可允许变化值;

[0012] 步骤二:借助非线性跟踪微分器在非线性寻优方面不依赖于对象解析式的独特优势,构造基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应侧滑角指令分配器:

$$[0013] \beta_c(k+1) = \begin{cases} \beta_c(k) - \lambda n_1(k), & t_k \in [t_0, t_f] \\ 0, & t_k \notin [t_0, t_f] \end{cases}$$

[0014] 其中, $t_0$ 为横侧向机动的初始时刻, $t_f$ 为横侧向机动过渡过程的结束时刻, $\lambda$ 为待设计的梯度修正因子, $\beta_c(k+1)$ 和 $\beta_c(k)$ 分别表示第k+1和k个采样时刻对应的侧滑角优化指令, $n_1(k)$ 为优化计算所需要的中间导数,由如下方法获取:

[0015] (1) 分别将第三步获得的控制能量 $\delta_x^2$ 以及侧滑角指令 $\beta_c$ 送入非线性跟踪微分器,以求得控制能量和侧滑角指令的微分信号:

$$[0016] \begin{cases} fh_{\delta_x} = fhan(u_1(k) - \delta_x^2, u_2(k), r_1, h_1) \\ u_1(k+1) = u_1(k) + h_1 u_2(k) \\ u_2(k+1) = u_2(k) + h_1 fh_{\delta_x} \end{cases}$$

$$[0017] \begin{cases} fh_{\beta_c} = fhan(\beta_{c1}(k) - \beta_c, \beta_{c2}(k), r_2, h_2) \\ \beta_{c1}(k+1) = \beta_{c1}(k) + h_2 \beta_{c2}(k) \\ \beta_{c2}(k+1) = \beta_{c2}(k) + h_2 fh_{\beta_c} \end{cases}$$

$$[0018] (2) \beta_{c2} \text{的非零处理: } \beta_{c2} = \max(\text{abs}(\beta_{c2}), 0.0001) \text{ sign}(\beta_{c2}), n = \frac{u_2}{\beta_{c2}}$$

[0019] (3) n的滤波处理:

$$[0020] \begin{cases} fh_n = fhan(n_1(k) - n, n_2(k), r_3, h_3) \\ n_1(k+1) = n_1(k) + h_3 n_2(k) \\ n_2(k+1) = n_2(k) + h_3 fh_n \end{cases}$$

[0021] 上式中, $u_1$ 和 $u_2$ 分别表示控制能量的滤波及微分信号, $\beta_{c1}$ 和 $\beta_{c2}$ 分别为侧滑角指令的滤波及微分信号, $n_1$ 为优化计算所需要的一阶导数, $n_2$ 为 $n_1$ 的微分信号; $h_i$  ( $i=1, 2, 3$ ) 为积分步长, $r_i$  ( $i=1, 2, 3$ ) 为加速度饱和值,fhan( $x_1, x_2, r, h$ ) 为最速控制综合函数,其算法公式如下:

$$\begin{aligned}
 & \left\{ \begin{array}{l} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \end{array} \right. \\
 [0022] \quad & \left\{ \begin{array}{l} a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} sign(y), |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, |y| \leq d_0 \end{cases} \\ fhan = \begin{cases} -r sign(a), |a| > d \\ -r \frac{a}{d}, |a| \leq d \end{cases} \end{array} \right.
 \end{aligned}$$

[0023] 步骤三：根据侧滑角指令所允许的变化范围，对步骤二所产生的侧滑角指令 $\beta_c$ 进行限幅处理：

$$[0024] \quad \bar{\beta}_c(k+1) = \begin{cases} \min(\bar{\beta}, \beta_c(k+1)), \beta_c \geq 0 \\ \max(\underline{\beta}, \beta_c(k+1)), \beta_c < 0 \end{cases}$$

[0025] 其中， $\bar{\beta}_c$ 为最终限幅后的侧滑角指令，将其送入设计好的全通道高抗扰姿态控制器获取控制能量 $\delta_x^2$ ，并返回至第二步以实施闭环高精度跟踪控制。

[0026] 本发明的优点在于：

[0027] (1) 所提出的适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法可以与现有的抗干扰飞行控制方法相适应，即以耦合利用协调控制为最外环优化回路，以抗干扰控制为基础内回路，这种内外环设计结构能够满足工程设计的分离性原则，因此可以简化设计与迭代过程，提高设计效率；

[0028] (2) 以副翼损耗最小为优化指标，巧妙地将主动耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题，并且借助非线性跟踪微分器在非线性寻优方面不依赖于对象解析式的独特优势，构造了基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应动态指令分配器，有效简化了对优化目标一阶导数的求解过程；

[0029] (3) 本发明提出的方法可以在控制受限的条件下实现给定指标意义下的最优机动飞行，在不牺牲闭环控制性能和鲁棒性的前提下，提升横侧向机动的控制品质。

## 附图说明

[0030] 图1为本发明的一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法设计流程框图；

[0031] 图2为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器姿态环的跟踪效果图；

[0032] 图3为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器角速率环的跟踪效果图；

[0033] 图4为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器姿态环的跟踪误差对比图；

[0034] 图5为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器执行机构的出舵量对

比图；

### 具体实施方式

[0035] 下面将结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。

[0036] 本发明是一种适用于飞行器横侧向机动的耦合利用协调控制方法，通过主动利用飞行器的气动耦合特性，设计适用于横侧向机动的侧滑角指令分配器，实现横侧向通道间的协调控制，以改善快速机动过程中因执行机构饱和导致机动性能不足的局限性，对于解决高超声速或常规飞行器大范围横侧向最优机动飞行和控制品质提升等问题具有重要意义。

[0037] 主要步骤包括：第一步，在所设计好的全通道高抗扰姿态控制器的基础上，以副翼损耗最小为优化指标，将耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题，建立该优化问题具体的数学描述；第二步，借助非线性跟踪微分器在非线性寻优方面不依赖于对象解析式的独特优势，构造基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应侧滑角指令分配器；第三步，根据所允许侧滑角指令的变化范围，对侧滑角指令进行限幅处理，并送入设计好的全通道高抗扰姿态控制器以实施闭环高精度跟踪控制。

[0038] 具体实施步骤如下：

[0039] 步骤一：在所设计好的全通道高抗扰姿态控制器的基础上，以副翼损耗最小为优化指标，将耦合利用问题转化为单变量在线寻优问题，建立该优化问题的数学描述：

$$[0040] f = \min_{\substack{\beta \in [\underline{\beta}, \bar{\beta}] \\ X \in [\underline{X}, \bar{X}]}} \delta_x^2$$

[0041] 其中， $X$ 为表征飞行器的时变运动学/动力学参数，如高度、马赫数等， $\underline{X}$ ,  $\bar{X}$ 分别为 $X$ 对应的最小和最大参数矢量； $\delta_x$ 为执行机构副翼的出舵量，则 $f = \delta_x^2$ 表示滚转通道的控制能量，即该寻优问题的优化指标； $\beta$ 表示侧滑角，即该优化问题的待优化变量， $\underline{\beta}$ ,  $\bar{\beta}$ 分别为 $\beta$ 对应的最小和最大可允许变化值；

[0042] 步骤二：借助非线性跟踪微分器在非线性寻优方面不依赖于对象解析式的独特优势，构造基于非线性跟踪微分器在线寻优与迭代的自适应侧滑角指令分配器：

$$[0043] \beta_c(k+1) = \begin{cases} \beta_c(k) - \lambda n_1(k), & t_k \in [t_0, t_f] \\ 0, & t_k \notin [t_0, t_f] \end{cases}$$

[0044] 其中， $t_0$ 为横侧向机动的初始时刻， $t_f$ 为横侧向机动过渡过程的结束时刻， $\lambda$ 为待设计的梯度修正因子， $\beta_c(k+1)$  和  $\beta_c(k)$  分别表示第 $k+1$ 和 $k$ 个采样时刻对应的侧滑角优化指令， $n_1(k)$  为优化计算所需要的中间导数，由如下方法获取：

[0045] (1) 分别将第三步获得的控制能量 $\delta_x^2$ 以及侧滑角指令 $\beta_c$ 送入非线性跟踪微分器，以求得控制能量和侧滑角指令的微分信号：

$$[0046] \begin{cases} f_{\delta_x} = fhan(u_1(k) - \delta_x^2, u_2(k), r_1, h_1) \\ u_1(k+1) = u_1(k) + h_1 u_2(k) \\ u_2(k+1) = u_2(k) + h_1 f_{\delta_x} \end{cases}$$

$$[0047] \quad \begin{cases} f_{\beta_e} = fhan(\beta_{c1}(k) - \beta_e, \beta_{c2}(k), r_2, h_2) \\ \beta_{c1}(k+1) = \beta_{c1}(k) + h_2 \beta_{c2}(k) \\ \beta_{c2}(k+1) = \beta_{c2}(k) + h_2 f_{\beta_e} \end{cases}$$

[0048] 其中:  $u_1(k+1)$ ,  $u_1(k)$  表示下一时刻和当前时刻控制能量的滤波信号,  $u_2(k+1)$ ,  $u_2(k)$  表示下一时刻和当前时刻控制能量的微分信号,  $\beta_{c1}(k+1)$ ,  $\beta_{c1}(k)$  分别为下一时刻和当前时刻侧滑角指令的滤波信号,  $\beta_{c2}(k+1)$ ,  $\beta_{c2}(k)$  分别为下一时刻和当前时刻侧滑角指令的微分信号,  $h_i$  ( $i=1, 2$ ) 为积分步长,  $r_i$  ( $i=1, 2$ ) 为加速度饱和值。

[0049] (2)  $\beta_{c2}$  的非零处理:  $\beta_{c2}(k) = \max(\text{abs}(\beta_{c2}(k)), 0.0001) \text{sign}(\beta_{c2}(k))$ ,  $n(k) = \frac{u_2(k)}{\beta_{c2}(k)}$

[0050] 其中:  $\max(\cdot)$  为取最大值函数,  $\text{abs}(\cdot)$  为取绝对值函数,  $\text{sign}(\cdot)$  为符号函数,  $n(k)$  为当前时刻优化所需要的一阶导数

[0051] (3)  $n$  的滤波处理:

$$[0052] \quad \begin{cases} f_n = fhan(n_1(k) - n, n_2(k), r_3, h_3) \\ n_1(k+1) = n_1(k) + h_3 n_2(k) \\ n_2(k+1) = n_2(k) + h_3 f_n \end{cases}$$

[0053] 上式中,  $n_1(k+1)$ ,  $n_1(k)$  分别为下一时刻和当前时刻优化计算所需要的一阶导数滤波,  $n_2(k)$  为  $n_1(k)$  的微分信号;  $h_3$  为积分步长,  $r_3$  为加速度饱和值。步骤一至步骤三中的  $fhan(x_1, x_2, r, h)$  为最速控制综合函数, 其算法公式如下:

$$[0054] \quad \begin{aligned} d &= rh \\ d_0 &= hd \\ y &= x_1 + hx_2 \\ a_0 &= \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a &= \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}(y), |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, |y| \leq d_0 \end{cases} \\ fhan &= \begin{cases} -r \text{sign}(a), |a| > d \\ -r \frac{a}{d}, |a| \leq d \end{cases} \end{aligned}$$

[0055] 其中:  $x_1, x_2$  为输入变参,  $h$  为采样步长,  $r$  为可调节的加速度因子,  $d, d_0, y, a, a_0$  均为中间参数。

[0056] 步骤三: 根据侧滑角指令所允许的变化范围, 对步骤二所产生的侧滑角指令  $\beta_c$  进行限幅处理:

$$[0057] \quad \bar{\beta}_c(k+1) = \begin{cases} \min(\bar{\beta}, \beta_c(k+1)), \beta_c \geq 0 \\ \max(\underline{\beta}, \beta_c(k+1)), \beta_c < 0 \end{cases}$$

[0058] 其中,  $\bar{\beta}_c$  为最终限幅后的侧滑角指令, 将其送入设计好的全通道高抗扰姿态控制器获取控制能量  $\delta_x^2$ , 并返回至步骤二以实施闭环高精度跟踪控制。

[0059] 为检验本发明所提出的方法在横侧向耦合利用协调控制方面的有效性,以高超声速飞行器大范围横侧向机动飞行为典型案例,其中全通道高抗扰姿态控制器的设计方法以及控制参数可参照文献(王宏伦,邵星灵,张惠平,杨业.面向大跨度机动飞行的高超声速飞行器自抗扰轨迹线性化控制[J].电光与控制,2015,22(12):1-8.)所设计的侧滑角指令分配器的设计参数为 $h=0.02s$ , $r_1=r_2=r_3=100$ , $h_1=h_2=h_3=0.02$ , $\lambda=0.02$ ,侧滑角指令限幅饱和值为 $\bar{\beta}=2\text{deg}$ , $\underline{\beta}=-2\text{deg}$ 。依据本发明的具体实施步骤(见图1),采用本发明前/后的高超声速飞行器姿态控制仿真结果如图2-5所示。其中,图2为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器姿态环的跟踪效果,图3为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器角速率环的跟踪效果,图4为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器姿态环的跟踪误差对比图,图5为引入本发明前/后(即耦合利用前/后)高超声速飞行器执行机构的出舵量对比图。

[0060] 不难发现,将自适应动态指令功能以最外环形式引入高抗扰姿态控制系统,侧滑角指令根据梯度下降寻优法实时生成,主动利用了高超声速飞行器横侧向通道的气动耦合,在不牺牲闭环控制性能的情况下,节省了副翼和方向舵的控制输入(见图5),有效提升了横侧向大机动的控制品质和性能。

[0061] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员公知的现有技术。

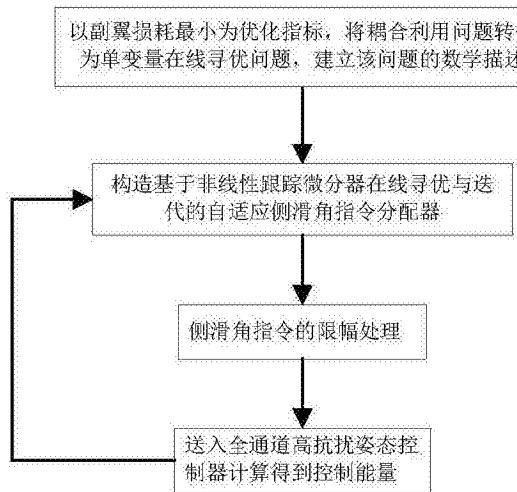


图1

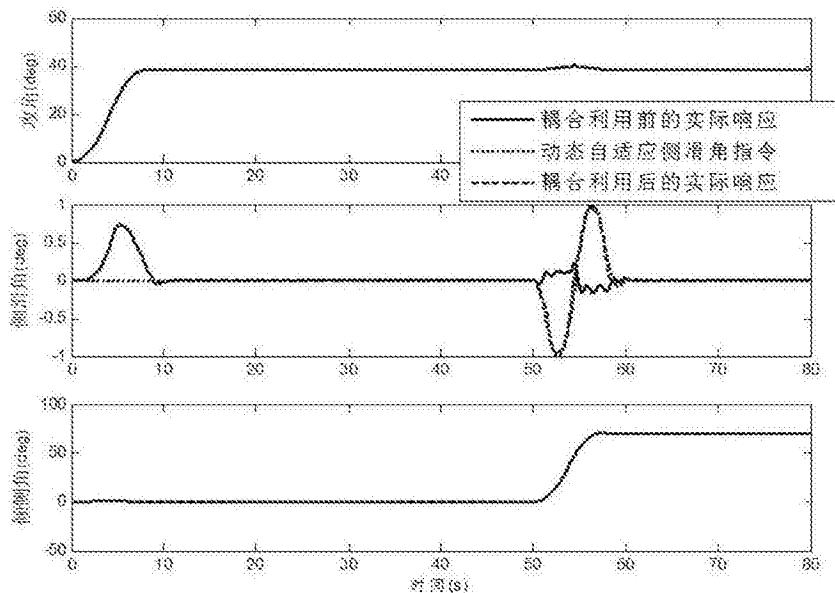


图2

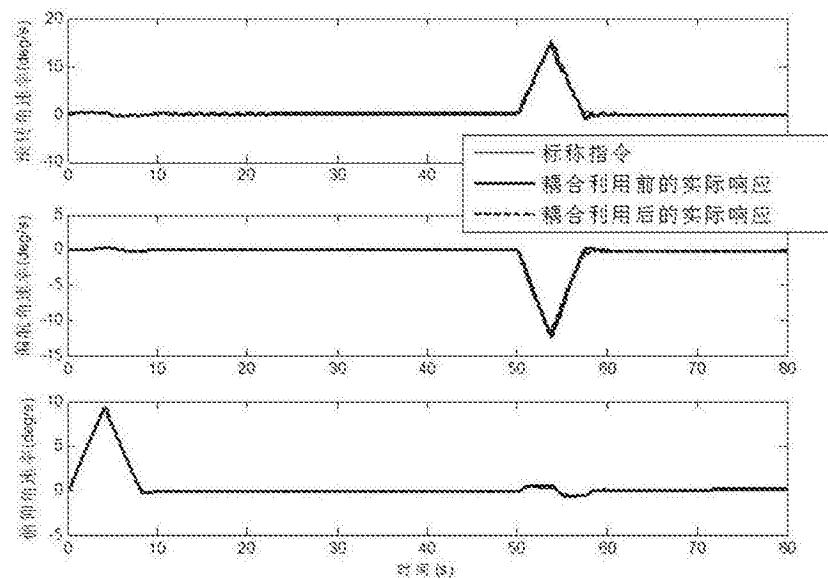


图3

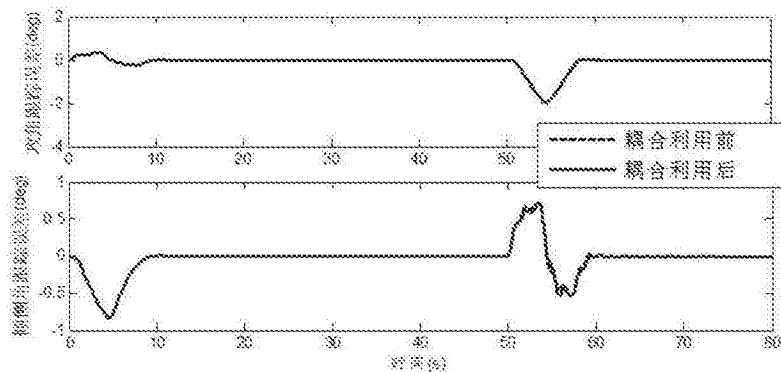


图4

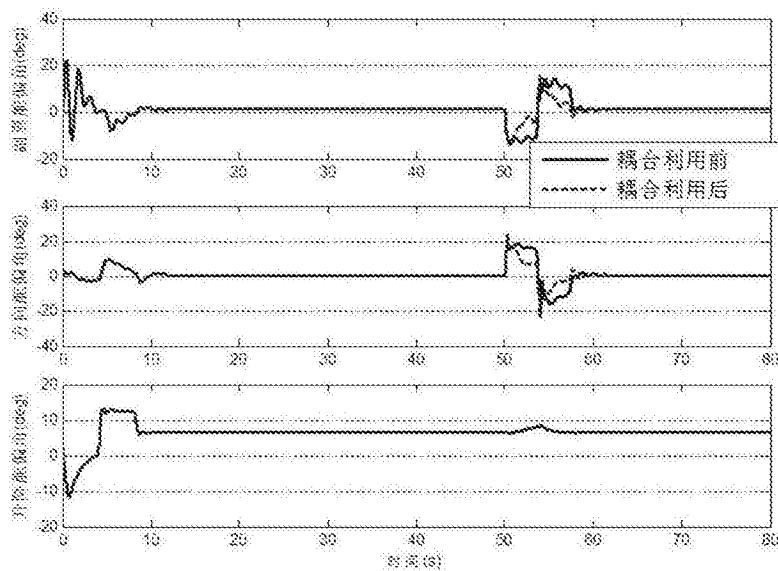


图5