一类面对称飞行器横侧向通道 LCDP 控制方法*

张记华，王　磊，赵文龙，徐胜利

（上海机电工程研究所・上海・201109）

摘　要：某简洁气动布局面对称飞行器具有大升阻比、横侧向通道强耦合的特性。分析了该面对称飞行器横侧向通道耦合控制的机理，构建了飞行器横侧向通道系统的模型，进行了气动与控制一体化设计，推导了 LCDP 稳定性判据参数的约束条件，结合典型飞行状态进行了仿真分析。仿真分析结果表明，仅用一对水平舵面可以实现面对称飞行器横侧向通道的稳定。

关键词：面对称飞行器；横侧向通道耦合；LCDP 控制

中图分类号：TN202　　**文献标志码**：A　　**文章编号**：2096-5974(2021)05-0044-10

LCDP Control Technology for Lateral-Directional Channel of a Class of Surface-Symmetric Aircraft

ZHANG Jihua，WANG Lei，ZHAO Wenlong，XU Shengli

（Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute，Shanghai 201109）

Abstract：A concision plane symmetric aircraft has the characteristics of high lift drag ratio and strong coupling between lateral-directional channels. This paper analyzes the coupling control mechanism of lateral-directional channels of the symmetrical aircraft，constructs the system model of lateral-directional channels，carries out the integrative design of aerodynamic and control，and derives the LCDP stability criterion parameter constraint condition. The simulation analysis is carried out with a specific example. The results show that the lateral-directional stability of the symmetrical aircraft can be achieved only by using a pair of horizontal control surfaces.

Keywords：surface-symmetric aircraft；lateral-directional channel coupling；LCDP control

0　引　　言

某飞行器采用乘波体面对称气动外形。其操纵面配置极其简单，仅配置了一对水平操纵舵面，需实现纵向和横侧向通道的稳定控制。气动布局的简洁化对控制系统提出了更高的技术要求。纵观欧美等军事强国，在某类飞行器研制计划方面，均将气动外形设计与控制作为关键技术进行了研究。因此，开展气动与控制的一体化设计研究对于提高飞行器总体设计水平而言具有重要意义。

某类乘波体面对称飞行器具有高升阻比的特点。相较于轴对称外形的纵向、横向和侧向的三通道独立性，面对称飞行器横侧向通道具有强耦合的特性，这种强耦合特性增加了稳定控制的难度。

乘波体面对称飞行器是目前国内外研究的热点，国内外学术界已经开展了针对各类气动外形和控制方法的研究[1-7]。针对某类面对称飞行器的布局设计工作，Moul 和 Paulson 首次提出了偏航动态稳定判据 $C_{n\_dyn}^{\Delta\beta}$ 和横侧向控制偏离判据 C_{LCDP}。$C_{n\_dyn}^{\Delta\beta}$ 用于评估飞行器在无控状态下偏航通道的稳定性，C_{LCDP} 用于评估飞行器在滚动控制下横侧向闭环控制的稳定性[8]。上述两个参数判据的具体定义详见第 2.3 节，其基本思想是将横侧向作为一个整体进行考虑，利用通道之间的关联作用，重新定义飞行器的稳定性[9]。

Johnston 等[10]提出了关联型和严格化的飞行

* 收稿日期：2020-04-10；修回日期：2021-06-25

作者简介：张记华（1979—），男，硕士，高级工程师。E-mail：zhangjh_01@qq.com

器失控敏感性判据，即偏航动态稳定—横侧向控制偏离联合判据。在此基础上，Weissman[11-12] 发展了飞行器失控敏感性判据—Weissman 图，可有效预测失速情况下的分离特性和转动特性。文献［13］针对类 HTV-2 外形飞行器，研究了横侧向控制偏离判据大于 0 时的气动特性与控制策略。考虑类 HTV-2 外形飞行器横向静稳定性易于获得的特点，提出了一种利用横侧向通道耦合进行气动特性及控制策略设计的方法。分析结果表明，基于该方法设计的气动特性和控制策略可实现横侧向控制偏离参数（Lateral Control Deviation Parameter，LCDP）大于 0 状态下的系统稳定。文献［14］针对某类飞行器大攻角下副翼操纵反效的问题，提出了“改善 LCDP 的副翼控制滚转”与“方向舵控制滚转”两种控制策略，并利用结构奇异值快速分析了两种滚转控制策略的鲁棒性，最后通过仿真分析对比了两种滚转控制策略的控制品质与鲁棒性。仿真结果表明，在标称状态下，两种滚转控制策略均可完成滚转控制，但在考虑气动参数摄动的情况下，方向舵控制滚转的鲁棒性明显优于改善 LCDP 的副翼控制滚转的鲁棒性。文献［15］重点研究了可重复使用运载器（Reusable Launch Vehicle，RLV）制导与控制的关键问题，针对大攻角横侧向控制特性，研究了非常规的“副翼增稳荷兰滚、方向舵增稳滚转模态和控制滚转角 ”策略。仿真结果表明，该策略符合 RLV 大攻角高马赫数下的气动特性。

本文重点针对一类面对称飞行器横侧向通道的稳定控制技术进行了研究，分析了横侧向通道间的耦合控制机理，构建了控制系统模型，开展了具体实例计算和仿真分析，证明了横侧向通道 LCDP 控制技术的有效性。

1　机理分析

该面对称飞行器采用简洁气动布局，取消了垂直尾翼，使得偏航通道压心和俯仰通道压心存在较大差异。由于减少了一对控制舵面，偏航阻尼力矩小，再加上滚动通道转动惯量小，非常容易出现横侧向通道失稳的情况。

在类似气动布局的航天飞机上，可使用偏航姿控喷管直接力装置完成对横侧向通道的控制，其具体物理过程为：当滚动通道出现偏差时，开启偏航通道直接力装置，使飞行器产生侧滑角。由于飞行器中存在滚动通道和偏航通道的耦合，可由侧滑角诱发滚动力矩，从而实现对滚动通道的控制。使用方向舵控制滚转的本质是通过偏航产生侧滑角，充分利用由飞行器侧滑角诱发的滚动力矩的负值较大的特性，达到利用侧滑角产生滚动控制力矩的目的，进而实现横侧向通道的稳定和控制。

与上述航天飞机横侧向通道控制类似，在仅有一对水平操纵面的情况下，可以进行俯仰通道控制，也可以进行滚动副翼操纵。在滚动副翼的控制输入中，引入横向和侧向运动状态反馈（如侧滑角、滚动角速度、偏航角速度以及倾侧角等)，通过横侧向通道的气动耦合特性与控制策略一体化设计，实现了横侧向通道的稳定和控制。

当在滚动副翼控制输入中仅引入侧滑角反馈时，只需要控制侧滑角反馈参数 K_β 满足一定的气动约束条件，则无论 $C_{\mathrm{LCDP}}>0$ 或 $C_{\mathrm{LCDP}}<0$，均可实现系统状态的稳定[13]。

当在滚动副翼控制输入中仅引入滚动角速度反馈时，只需要滚动角速度反馈控制参数 $K_{\omega x}$ 满足一定的气动约束条件，就能实现 $C_{\mathrm{LCDP}}<0$ 时的横侧向通道稳定；当在滚动副翼中引入偏航角速度反馈时，只要偏航角速度反馈控制参数 $K_{\omega y}$ 满足一定的气动约束条件，就能实现 $C_{\mathrm{LCDP}}>0$ 时的横侧向通道稳定[13]。

当在滚动副翼控制输入中仅引入倾侧角反馈时，若 $C_{\mathrm{LCDP}}<0$，且倾侧角反馈控制参数 $K_\gamma>0$ 并满足一定的气动约束条件，就能实现横侧向通道的稳定；若 $C_{\mathrm{LCDP}}>0$，且倾侧角反馈控制参数 $K_\gamma<0$ 并满足一定的气动约束条件，就能实现横侧向通道的稳定[13]。

上述横侧向通道状态反馈在形成滚动副翼控制输入时，能够实现不同的气动约束条件，如：通过弹翼适度上反即可实现横向静稳定性的要求。此外，针对横侧向通道 C_{LCDP} 极性变号的问题，则可采用气动特性离线设计，在线通过飞行状态自适应切换的方式实现。为避免切换过程中的振荡，在切换中需对副翼的转动速率进行线性渐变限幅的软化处理。

2　基于 LCDP 特性的气动与控制一体化设计及稳定性分析

2.1　系统建模

横侧向通道的控制结构如图 1 所示。配置速

率陀螺传感器可实现对飞行器运动信息的测量。通过滚动角速率和偏航角速率反馈形成阻尼回路，可改善横侧向运动阻尼的特性。同时，将惯性测量信息输入导航解算模块，经解算可输出侧滑角和倾侧角的信息。其中，侧滑角信息在经过限幅处理后，可形成侧滑角反馈回路，以改善侧向姿态的稳定性。将倾侧角控制指令限幅输出值和倾侧角反馈限幅输出值进行比较，通过产生的误差信号对倾侧角进行校正与控制，可实现良好的精度闭环和动态特性控制。

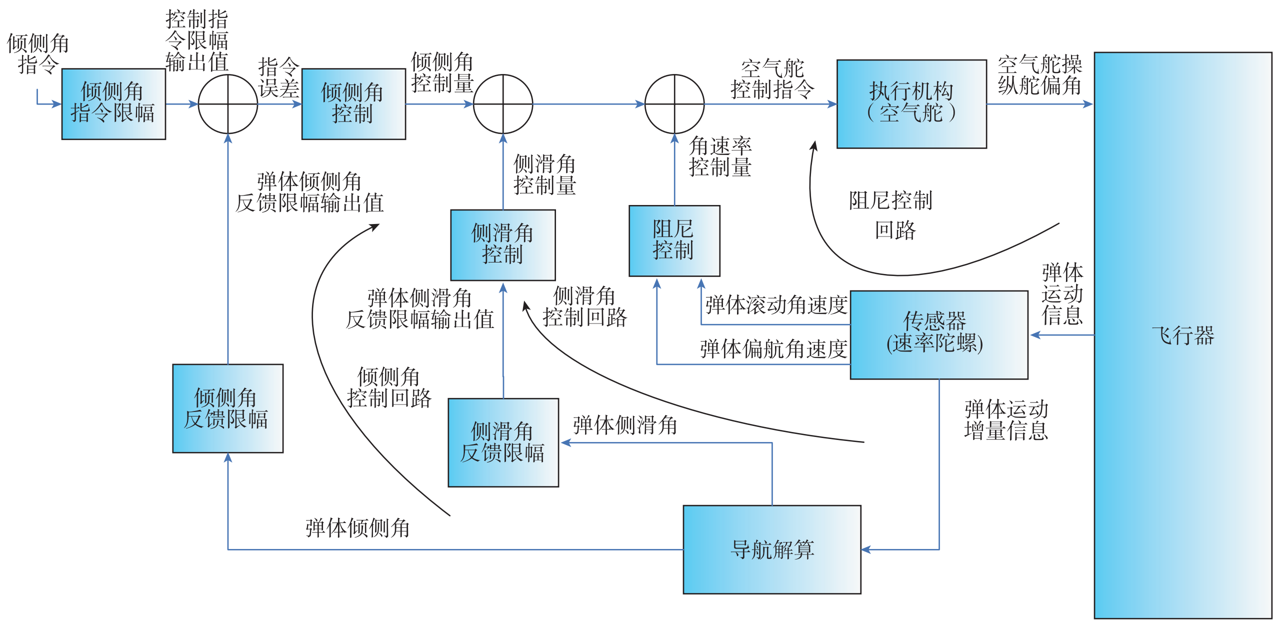


图 1　横侧向通道控制结构框图

Fig. 1　Block diagram of lateral-directional channels control structure

以 $\Delta\omega_{x1}$、$\Delta\omega_{y1}$、$\Delta\beta$、$\Delta\gamma_{\mathrm{v}}$ 为状态量。其中，$\Delta\omega_{x1}$ 为滚动角速度，$\Delta\omega_{y1}$ 为偏航角速度，$\Delta\beta$ 为侧滑角，$\Delta\gamma_{\mathrm{v}}$ 为倾侧角。以滚动副翼 $\Delta\delta_{\mathrm{a}}$ 为输入量，可得到横侧向状态空间方程[9]，如式（1）所示。

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{\omega}_{x1}\\ \Delta\dot{\omega}_{y1}\\ \Delta\dot{\gamma}_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & c_{1\beta} & c_{2\beta} & 0\\ b_{6g} & 0 & 0 & 0\\ b_{6\mathrm{p}} & 0 & 0 & 0\\ 0 & c_{1\gamma} & c_{2\gamma} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta\omega_{x1}\\ \Delta\omega_{y1}\\ \Delta\gamma_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\ b_{8g}\\ b_{8\mathrm{p}}\\ 0\end{bmatrix}\Delta\delta_{\mathrm{a}} \quad (1)$$

其中，$c_{1\beta}=\sin\Delta\alpha$，为由单位滚动角速度引起的侧滑角增量；$c_{2\beta}=\cos\Delta\alpha$，为由单位偏航角速度引起的侧滑角增量；$b_{6g}\approx\dfrac{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}QSL}{J_{x1}}$，为由单位侧滑角引起的滚动角加速度增量；$b_{6\mathrm{p}}\approx\dfrac{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}QSL}{J_{y1}}$，为由单位侧滑角引起的偏航角加速度增量；$b_{8g}\approx\dfrac{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}QSL}{J_{x1}}$，为由单位滚动副翼舵偏引起的滚转角加速度增量；$b_{8\mathrm{p}}\approx\dfrac{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}QSL}{J_{y1}}$，为由单位滚动副翼引起的偏航角加速度增量；$c_{1\gamma}=\cos\Delta\alpha$，为由单位滚动角速度引起的倾侧角增量；$c_{2\gamma}=-\sin\Delta\alpha$，为由单位偏航角速度引起的倾侧角增量；$C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}$ 为由单位侧滑角引起的滚动力矩系数增量；$C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}$ 为由单位副翼舵偏引起的滚动力矩系数增量；$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}$ 为由单位侧滑角引起的偏航力矩系数增量；$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}$ 为由单位副翼舵偏引起的偏航力矩系数增量；Q 为飞行动压；S 为飞行器参考面积；L 为飞行器参考长度；f_{qsl} 为由 QSL 三者相乘而得到的变量，单位为 Nm；J_{x1} 为滚动通道转动惯量，单位为 $\mathrm{kg\cdot m^2}$；J_{y1} 为侧向通道转动惯量，单位为 $\mathrm{kg\cdot m^2}$；$\Delta\alpha$ 为弹体攻角，单位为(°)；$\Delta\beta$ 为弹体侧滑角，单位为(°)；$\Delta\delta_{\mathrm{a}}$ 为滚动副翼舵偏，单位为（°）。

2.2　气动与控制体一体化设计

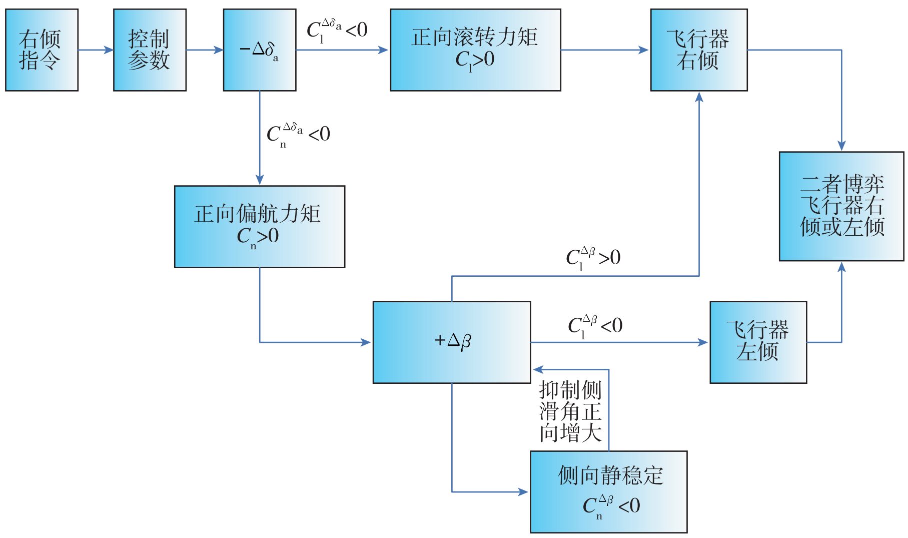
下面分析横侧向通道静稳定（或静不稳定）特性下的耦合控制机理，通过飞行器气动和控制的一体化设计，可以实现一对水平舵面对横侧向通道的稳定控制，为飞行器的简洁气动布局（仅配置一对水平操纵舵面）提供理论依据。

如图 2 所示，当侧向为强静稳定特性（即

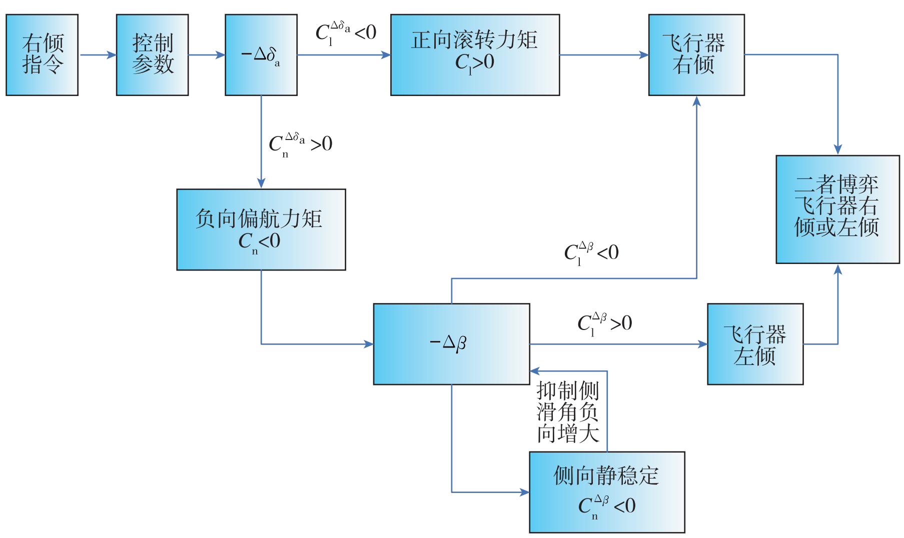
$C_n^{\Delta\beta}<0$ 且量级较大）时，假设飞行器收到右倾指令，则按照控制参数的极性设计，输出负向偏转副翼。一方面，由横向操纵极性（$C_l^{\Delta\delta_a}<0$）可知，产生正向滚动控制力矩，飞行器右倾；另一方面，由侧向操纵极性可知（通常情况下，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$），产生正向偏航耦合力矩，飞行器产生正向侧滑角（在极个别状态下，操纵极性反向 $C_n^{\Delta\delta_a}>0$，产生负向侧滑角）。根据横向静稳定特性或静不稳定特性，存在以下两种情况：

（1）若横向为弱静稳定特性（$C_l^{\Delta\beta}<0$ 且量级较小），则在正侧滑角耦合时，尽管产生了负的滚动耦合力矩，使得飞行器左倾，但强侧向静稳定特性会快速抑制侧滑角增大。对于滚动通道而言，两者博弈的结果，通常为负向副翼偏转产生的正向滚动控制力矩大于正侧滑角产生的负向滚动耦合力矩，使得飞行器右倾。

（2）若横向为静不稳定特性（$C_l^{\Delta\beta}>0$），则正的侧滑角会产生正向的耦合滚动力矩，两者方向一致，飞行器右倾。



(a) $C_n^{\Delta\delta_a}<0$



(b) $C_n^{\Delta\delta_a}>0$

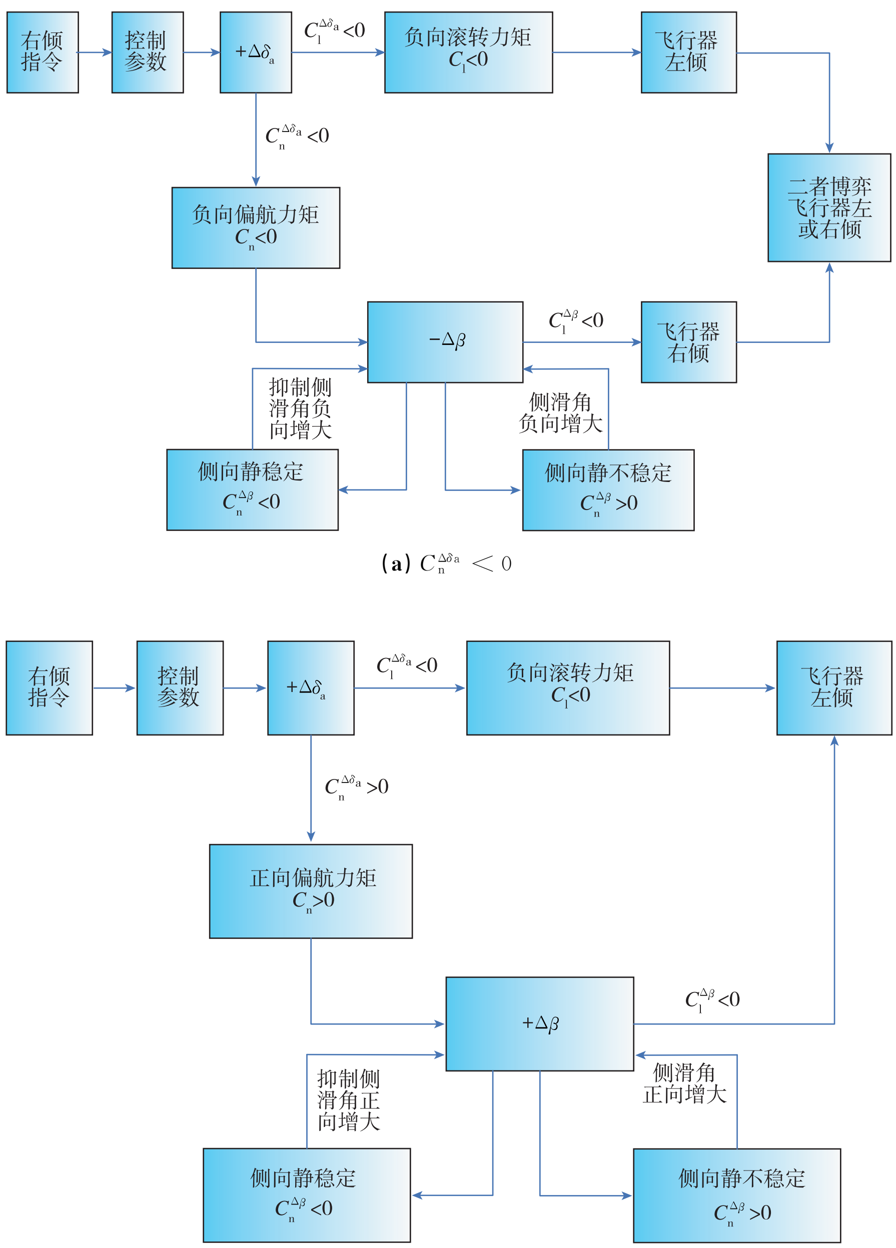
图 2　侧向强静稳定时横侧向通道耦合控制机理

Fig. 2　Coupling control mechanism of lateral-directional channels under strong directional static stability

当侧向通道为强静稳定特性时，若由滚动副翼的偏转产生的侧向操纵极性反向（$C_n^{\Delta\delta_a}>0$），仍可实现对横侧向通道的稳定控制。

从上述控制机理分析，$C_l^{\Delta\delta_a}$ 和 $C_n^{\Delta\beta}$ 为有利因素，而 $C_l^{\Delta\beta}$ 和 $C_n^{\Delta\delta_a}$ 为不利因素。只要气动特性设计合理，便可以实现对横侧向的稳定控制。

如图 3 所示，当横向通道为强静稳定特性（$C_l^{\Delta\beta}<0$ 且量级较大）时，假设飞行器收到右倾指令，按照控制参数的极性设计（极性反向设计），输出正向偏转副翼。一方面，由横向操纵极性（$C_l^{\Delta\delta_a}<0$）可知，产生负向滚动控制力矩，飞行器左倾；另一方面，由侧向操纵极性可知（通常情况下，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$），产生负向偏航耦合力矩，飞行器产生负向侧滑角（在极个别状态下，操纵极性反向 $C_n^{\Delta\delta_a}>0$，产生正向侧滑角）。根据侧向静稳定特性或静不稳定特性，存在以下两种情况：



(a) $C_n^{\Delta\delta_a}<0$

(b) $C_n^{\Delta\delta_a}>0$

图 3 横向强静稳定时横侧向通道耦合控制机理

Fig. 3 Coupling control mechanism of lateral-directional channels under strong lateral static stability

（1）若侧向为弱静稳定特性（$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}<0$ 且量级较小），则负向侧滑角不会快速减小。在强横向静稳定特性下，飞行器右倾。两者博弈的结果，通常为正向副翼偏转产生的负向滚动控制力矩小于负侧滑角产生的正向滚动耦合力矩，使得飞行器右倾。

（2）若侧向为静不稳定特性（$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}>0$），则侧滑角会负向增大。在强横向静稳定特性下，飞行器右倾。

当横向通道为强静稳定特性时，若由滚动副翼的偏转产生的侧向操纵极性反向（$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}>0$），则无法实现对横侧向通道的稳定控制。

从上述控制机理分析，$C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}$ 和 $C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}$ 为有利因素，$C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}$ 和 $C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}$ 为不利因素。只要气动特性设计合理，就可以实现横侧向偏离控制。

2.3　稳定性指标约束

在通常情况下，横侧向气动特性的评价指标包括 $C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}$、$C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}$、$C_{\mathrm{n\_dyn}}^{\Delta\beta}$ 和 C_{LCDP}。其中，$C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}$ 和 $C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}$ 表征横侧向单通道开环的稳定性；$C_{\mathrm{n\_dyn}}^{\Delta\beta}=C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}\cos\alpha-\dfrac{J_{y1}}{J_{x1}}C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}\sin\alpha$，为偏航动态稳定性指标，表征开环无控状态下的横侧向稳定性；$C_{\mathrm{LCDP}}=C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}-C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}\cdot\dfrac{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}$，为横侧向控制偏离判据，表征闭环有控状态下的横侧向稳定性[9]。

在滚动副翼控制下，$C_{\mathrm{LCDP}}=C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}-C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}\dfrac{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}$。$C_{\mathrm{LCDP}}<0$，表征横侧向通道的稳定性；$C_{\mathrm{LCDP}}>0$，表征横侧向通道的不稳定性。

下面分别针对 $C_{\mathrm{LCDP}}<0$ 或 $C_{\mathrm{LCDP}}>0$ 的条件，分析了部分状态（$\Delta\omega_{x1}$、$\Delta\gamma_{\mathrm{v}}$、$\Delta\beta$）反馈下的闭环稳定性充要条件，给出了控制参数的指标约束。

条件（1）：$C_{\mathrm{LCDP}}<0$

定义滚动副翼反馈控制律为 $\Delta\delta_{\mathrm{a}}=K_{\omega x}\Delta\omega_{x1}+K_{\gamma}\Delta\gamma_{\mathrm{v}}+K_{\beta}\Delta\beta$。其中，$K_{\omega x}>0$、$K_{\gamma}>0$、$K_{\beta}>0$ 分别为滚动角速度反馈控制增益、倾斜角反馈控制增益、侧滑角反馈控制增益。将其代入状态方程（1），可求取闭环系统状态方程为

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{\omega}_{x1}\\ \Delta\dot{\omega}_{y1}\\ \Delta\dot{\gamma}_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & c_{1\beta} & c_{2\beta} & 0\\ b_{6\mathrm{g}}+b_{8\mathrm{g}}K_{\beta} & b_{8\mathrm{g}}K_{\omega x1} & 0 & b_{8\mathrm{g}}K_{\gamma}\\ b_{6\mathrm{p}}+b_{8\mathrm{p}}K_{\beta} & b_{8\mathrm{p}}K_{\omega x1} & 0 & b_{8\mathrm{p}}K_{\gamma}\\ 0 & c_{1\gamma} & c_{2\gamma} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta\omega_{x1}\\ \Delta\omega_{y1}\\ \Delta\gamma_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}\tag{2}$$

根据式（2），闭环系统的状态特征方程为

$$s^{4}-b_{8\mathrm{g}}K_{\omega x}s^{3}-[(b_{6\mathrm{p}}+b_{8\mathrm{p}}K_{\beta}+b_{8\mathrm{g}}K_{\gamma})\cos\Delta\alpha+(b_{6\mathrm{g}}+b_{8\mathrm{g}}K_{\beta}-b_{8\mathrm{p}}K_{\gamma})\sin\Delta\alpha]s^{2}+[(b_{8\mathrm{g}}b_{6\mathrm{p}}-b_{6\mathrm{g}}b_{8\mathrm{p}})K_{\omega x}\cos\Delta\alpha]s+(b_{6\mathrm{p}}b_{8\mathrm{g}}-b_{6\mathrm{g}}b_{8\mathrm{p}})K_{\gamma}=0\tag{3}$$

根据劳斯稳定性判据，可得稳定性的充分必要条件为

$$\begin{cases}C_{\mathrm{LCDP}}<0\\ C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}<0\\ 0<K_{\gamma}<\dfrac{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\beta}+K_{\beta}C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}{C_{\mathrm{l}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}\arctan\Delta\alpha\\ K_{\omega x}>0\\ K_{\beta}>0\end{cases}\tag{4}$$

条件（2）：$C_{\mathrm{LCDP}}>0$

定义滚动副翼反馈控制律为 $\Delta\delta_{\mathrm{a}}=K_{\omega y}\Delta\omega_{y}+K_{\gamma}\Delta\gamma_{\mathrm{v}}+K_{\beta}\Delta\beta$。其中，$K_{\omega y}>0$、$K_{\gamma}<0$、$K_{\beta}>0$ 分别为偏航角速度反馈控制增益、倾斜角反馈控制增益、侧滑角反馈控制增益。将其代入状态方程（1），可求取闭环系统的状态方程为

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{\omega}_{x1}\\ \Delta\dot{\omega}_{y1}\\ \Delta\dot{\gamma}_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & c_{1\beta} & c_{2\beta} & 0\\ b_{6\mathrm{g}}+b_{8\mathrm{g}}K_{\beta} & 0 & b_{8\mathrm{g}}K_{\omega y} & b_{8\mathrm{g}}K_{\gamma}\\ b_{6\mathrm{p}}+b_{8\mathrm{p}}K_{\beta} & 0 & b_{8\mathrm{p}}K_{\omega y} & b_{8\mathrm{p}}K_{\gamma}\\ 0 & c_{1\gamma} & c_{2\gamma} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta\omega_{x1}\\ \Delta\omega_{y1}\\ \Delta\gamma_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}\tag{5}$$

根据式（5），闭环系统状态特征方程为

$$s^{4}-b_{8\mathrm{p}}K_{\omega y}s^{3}-[(b_{6\mathrm{p}}+b_{8\mathrm{p}}K_{\beta}+b_{8\mathrm{g}}K_{\gamma})\cos\Delta\alpha+(b_{6\mathrm{g}}+b_{8\mathrm{g}}K_{\beta}-b_{8\mathrm{p}}K_{\gamma})\sin\Delta\alpha]s^{2}+[(b_{6\mathrm{g}}b_{8\mathrm{p}}-b_{8\mathrm{g}}b_{6\mathrm{p}})K_{\omega y}\sin\Delta\alpha]s+(b_{6\mathrm{p}}b_{8\mathrm{g}}-b_{6\mathrm{g}}b_{8\mathrm{p}})K_{\gamma}=0\tag{6}$$

根据劳斯稳定性判据，可得稳定性的充要条件为

$$\begin{cases}C_{\mathrm{LCDP}}>0\\ C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}<0\\ \dfrac{-(C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}+K_{\beta}C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}})}{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}\tan\Delta\alpha<K_{\gamma}<0\\ K_{\omega y}>0\\ K_{\beta}>\dfrac{-C_{\mathrm{n}}^{\Delta\beta}}{C_{\mathrm{n}}^{\Delta\delta_{\mathrm{a}}}}\end{cases}\tag{7}$$

3　仿真分析

3.1　侧向强静稳定性分析

某型飞行器的典型飞行状态气动参数如表 1 所示，表中符号的定义同 2.1 节。

表 1 典型飞行状态气动参数

Tab. 1 Aerodynamic parameters of typical flight state

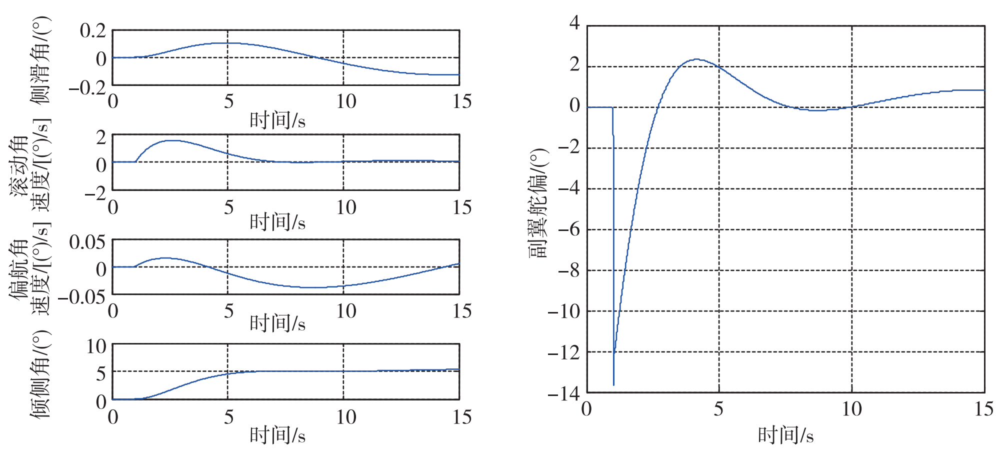
f_{qsl}/（N・m）	J_x/（kg・m²）	J_y/（kg・m²）	$\Delta\alpha$ /（°）
3000	15	150	1.0
$C_l^{\Delta\beta}$	$C_l^{\Delta\delta_a}$	$C_n^{\Delta\beta}$	$C_n^{\Delta\delta_a}$
±0.0049	−0.0009	−0.0045	±0.0001
$c_{1\beta}$	$c_{2\beta}$	b_{6g}	b_{8g}
0.01745	0.9998	±0.98	−0.18
b_{6p}	b_{8p}	$c_{1\gamma}$	$c_{2\gamma}$
−0.09	±0.002	0.9998	0.01745

计算评价指标和参数约束，如表 2 所示，$C_{LCDP}=-0.0039<0$。仿真结果表明，在 5° 倾侧角指令下，当 $C_n^{\Delta\delta_a}<0$ 时，无论横向通道为静稳定状态或静不稳定状态，横侧向通道均能稳定受控，仿真曲线如图 4 和图 5 所示；当 $C_n^{\Delta\delta_a}>0$ 时，无论横向通道为静稳定状态或静不稳定状态，横侧向通道也均能稳定受控，仿真曲线如图 6 和图 7 所示。

表 2 控制参数

Tab. 2 Control parameters

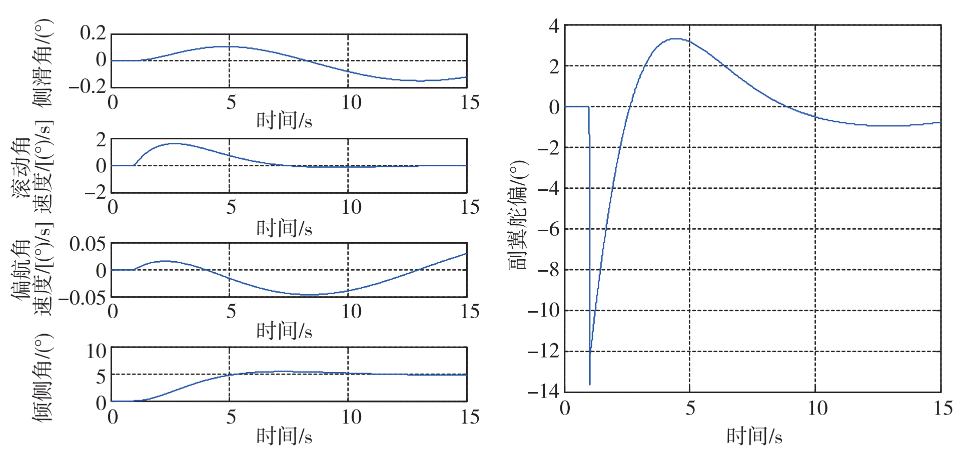
指标约束	具体取值
$K_{\omega x}>0$	5.0
$K_\beta>0$	2.0
$0<K_\gamma<426$	2.5



（a）横侧向运动状态曲线 （b）滚动副翼舵偏曲线

图 4 横侧向控制回路时域响应曲线（横向静稳定，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$）

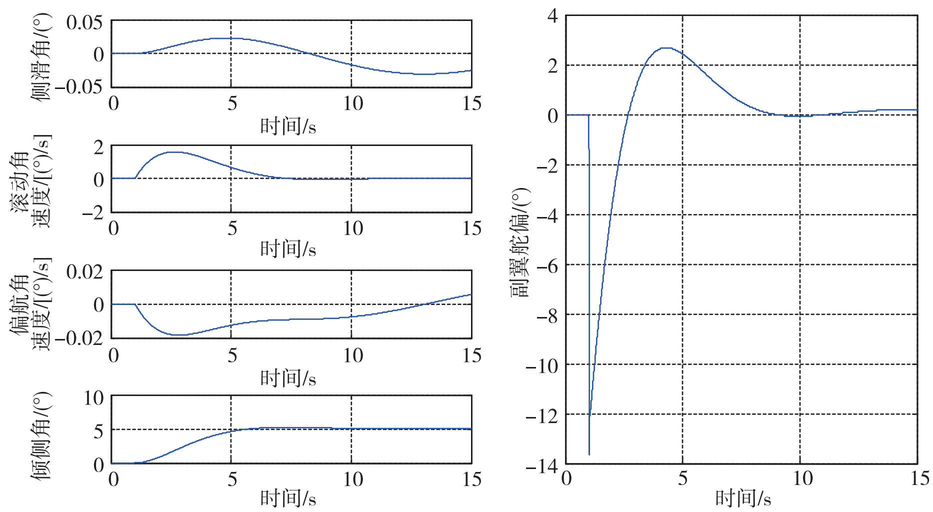
Fig. 4 Time domain response curve of lateral-directional control loop（Lateral static stability，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$）



（a）横侧向运动状态曲线 （b）滚动副翼舵偏曲线

图 5 横侧向控制回路时域响应曲线（横向静不稳定，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$）

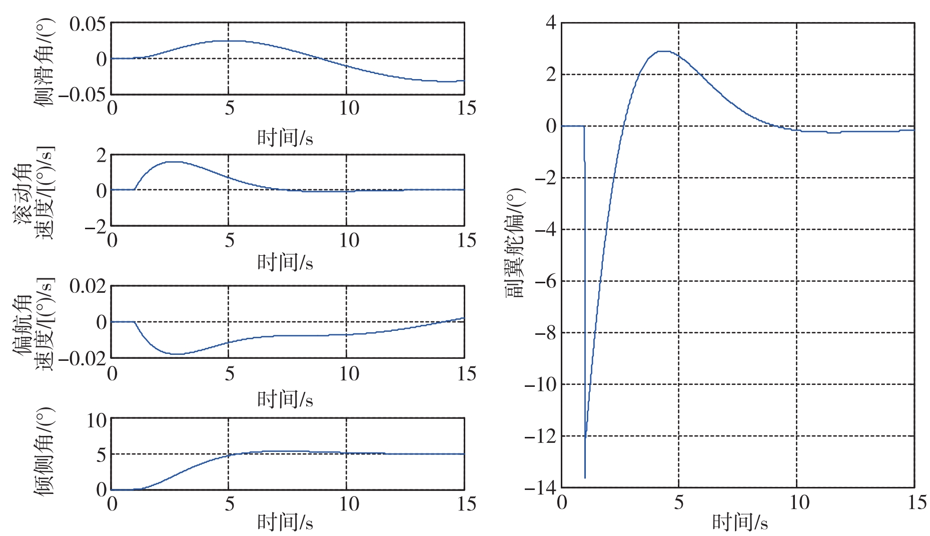
Fig. 5 Time domain response curve of lateral-directional control loop（Lateral static unstability，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$）



（a）横侧向运动状态曲线　　（b）滚动副翼舵偏曲线

图 6　横侧向控制回路时域响应曲线（横向静稳定，$C_n^{\Delta\delta_a}>0$）

Fig. 6　Time domain response curve of lateral-directional control loop（Lateral static stability，$C_n^{\Delta\delta_a}>0$）



（a）横侧向运动状态曲线　　（b）滚动副翼舵偏曲线

图 7　横侧向控制回路时域响应曲线（横向静不稳定，$C_n^{\Delta\delta_a}>0$）

Fig. 7　Time domain response curve of lateral-directional control loop（Lateral static unstability，$C_n^{\Delta\delta_a}>0$）

3.2　横向强静稳定性分析

某型飞行器典型的飞行状态气动参数，如表 3 所示。

计算评价指标和参数约束，如表 4 所示。$C_{LCDP}=0.0821>0$，$C_n^{\Delta\delta_a}<0$。仿真结果表明，在 5°倾侧角指令下，无论侧向通道为静稳定状态或静不稳定状态，横侧向通道均能稳定受控，仿真曲线如图 8 和图 9 所示。

表 3　某飞行器典型的状态气动参数

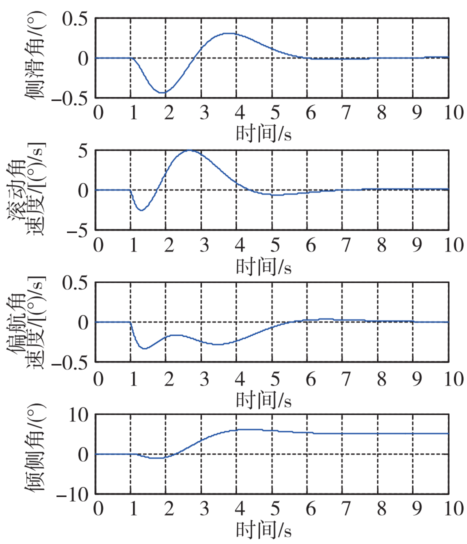
Tab. 3　Aerodynamic parameters of some flight state

f_{qsl}/（N·m）	J_x/（kg·m²）	J_y/（kg·m²）	$\Delta\alpha$ /（°）
3000	15	150	10
$C_l^{\Delta\beta}$	$C_l^{\Delta\delta_a}$	$C_n^{\Delta\beta}$	$C_n^{\Delta\delta_a}$
−0.0757	−0.0355	±0.00408	−0.0404
$c_{1\beta}$	$c_{2\beta}$	b_{6g}	b_{8g}
0.17365	0.98481	−15.14	−7.099
b_{6p}	b_{8p}	$c_{1\gamma}$	$c_{2\gamma}$
±0.0816	−0.808	0.98481	−0.17365

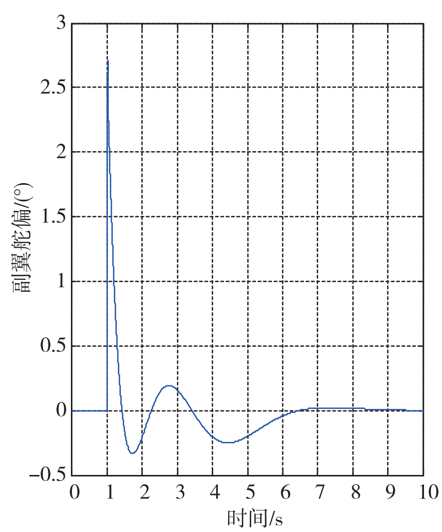
表 4　控制参数设计结果

Tab. 4　Design result of control parameters

指标约束	具体取值
$K_{\omega y} > 0$	5.0
$K_{\beta} > 0$	5.0
$-9.0 < K_{\gamma} < 0.0$	−0.5



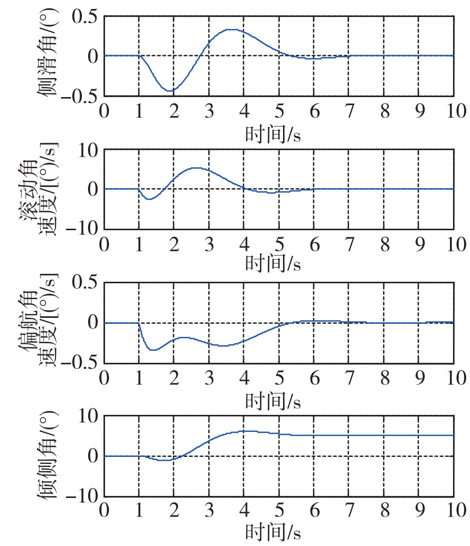
(a) 横侧向运动状态曲线



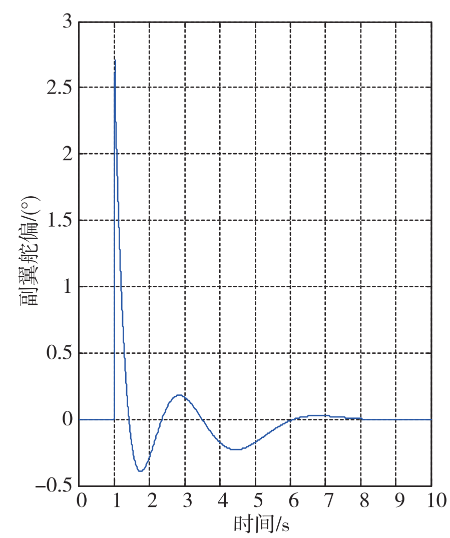
(b) 滚动副翼舵偏曲线

图 8　横侧向控制回路时域响应曲线（侧向静稳定）

Fig. 8　Time domain response curve of lateral-directional control loop (Directional static stability)



(a) 横侧向运动状态曲线



(b) 滚动副翼舵偏曲线

图 9　横侧向控制回路时域响应曲线（侧向静不稳定）

Fig. 9　Time domain response curve of lateral-directional control loop (Directional static unstability)

4　结　　论

基于一对水平操纵舵面的面对称飞行器具有大升阻比、横侧向通道强耦合的特性，本文分析了该飞行器横侧向通道耦合控制的机理，推导了在 LCDP 稳定性判据条件下控制参数和气动特性参数的约束条件，并结合典型飞行状态气动参数

具体实例，进行了仿真分析。结果表明，通过 LCDP 控制技术，可以实现基于一对水平操纵舵面的面对称飞行器横侧向通道的稳定控制。

参考文献（References）

[1] 刘济民，沈伋，常斌，等．新型乘波体设计及其研究现状［J］．海军航空工程学院学报，2018，33（3）：275-281.
LIU J M，SHEN J，CHANG B，et al. Design and research status of novel waveriderand［J］．Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University，2018，33（3）：275-281（in Chinese）．

[2] 刘济民，沈伋，常斌，等．乘波体设计方法研究进展［J］．航空科学技术，2018，29（4）：1-8.
LIU J M，SHEN J，CHANG B，et al. Review on the design methodology of waverider［J］．Aeronautical Science & Technology，2018，29（4）：1-8（in Chinese）．

[3] 陈立立，郭正，邓小龙，等．一种新型乘波体设计方法研究［J］．航空工程进展，2019，10（5）：673-680.
CHEN L L，GUO Z，DENG X L，et al. Investigation on a novel waverider design method［J］．Advances in Aeronautical Science and Engineering，2019，10（5）：673-680（in Chinese）．

[4] 王晓朋，张陈安，刘文，等．设计参数对幂次乘波体纵向静稳定性的影响［J］．宇航学报，2019，40（8）：887-896.
WANG X P，ZHANG C A，LIU W，et al. Effect of design parameters on longitudinal static stability of power-law waverider［J］．Joural of Astronautics，2019，40（8）：887-896（in Chinese）．

[5] 魏黎明，李晓龙，赵征，等．神经网络在吸气式高超声速导弹突防弹道设计上的应用［J］．空天防御，2018，1（2）：14-17.
WEI L M，LI X L，ZHAO Z，et al. Application of neural network in penetration of air-breathing hypersonic missile［J］．Air & Space Defense，2018，1（2）：14-17（in Chinese）．

[6] 王鉴，赵宏宇，钟继鸿，等．临界空间飞行器的鲁棒控制器设计［J］．空天防御，2019，2（3）：53-58.
WANG J，ZHAO H Y，ZHONG J H，et al. Robust controller design for near space vehicle［J］．Air & Space Defense，2019，2（3）：53-58（in Chinese）．

[7] 万航，徐胜利，张庆振，等．基于动态逆的空天变体飞行器姿态控制［J］．空天防御，2019，2（4）：25-31.
WAN H，XU S L，ZHANG Q Z，et al. Dynamic inversion-based attitude control of aerospace morphing vehicle［J］．Air & Space Defense，2019，2（4）：25-31（in Chinese）．

[8] MOUL M T，PAULSON J. Dynamical lateral behavior of high performance aircraft［R］．NACA，63N18046，1958.

[9] 闵昌万，王颖．高超气动外形设计的控制稳定性准则研究［M］．北京：科学出版社，2019.
MIN C W，WANG Y. Study on control stability criteria for hyper pneumatic shape design［M］．Beijing：Science Press，2019（in Chinese）．

[10] RICHARD A T. Review of X-33 hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic development［C］//ICAS. Harrogate：NASA，2000.

[11] WEISSMAN R. Preliminary criteria for predicting departure characteristics/spin susceptibility of fighter-type aircraft［J］．Journal of Aircraft，1973，10（4）：214-219.

[12] WEISSMAN R. Status of design criteria for predicting departure characteristics and spin susceptibility［J］．Journal of Aircraft，1975，12（12）：989-993.

[13] 王颖，闵昌万，刘秀明，等．类 HTV-2 飞行器横侧向稳定性设计研究［J］．宇航学报，2017，38（6）：583-589.
WANG Y，MIN C W，LIU X M，et al. Study on lateral-directional stable design of HTV-2 like vechicle［J］．Joural of Astronautics，2017，38（6）：583-589（in Chinese）．

[14] 刘军，黄一敏，孙春贞，等．高超声速飞行器再入段滚转控制及鲁棒性分析［J］，电光与控制，2014，21（7）：81-85.
LIU J，HUANG Y M，SUN C Z，et al. Roll control and robustness analysis for hypersonic vehicle in reentry phase［J］．Electronics Optics & Control，2014，21（7）：81-85（in Chinese）．

[15] 吴了泥．可重复使用运载器亚轨道再入段制导与控制技术研究［D］．南京：南京航空航天大学，2009.
WU L N. Research on guidance and control technology of suborbital reentry for reusable launch vehicle［D］．Nanjing：Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2009（in Chinese）．