中国科学:信息科学 2026 年 第 56 卷 第 7 期: 1780–1794
SCIENTIA SINICA Informationis
论文

基于宽域飞行模态划分的超声速民机鲁棒切换控制

梁小辉[1†], 卢家乐[1†], 韩渭辛[1], 艾俊强[2], 谭玉婷[2], 许斌[1*]

1. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072
2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089
* 通信作者. E-mail: binxu@nwpu.edu.cn
† 同等贡献

收稿日期: 2025–07–21; 修回日期: 2025–10–14; 接受日期: 2025–11–05; 网络出版日期: 2026–06–01

摘要 针对超声速民机宽域飞行过程中存在的多模态切换、气动特性复杂变化和外部扰动等问题, 提出了一种基于宽域飞行模态划分的鲁棒切换控制策略. 首先, 采用基于模糊 C 均值聚类的飞行模态划分方法, 设计了适用于宽域飞行的超声速民机模态切换信号. 然后, 设计了一种固定时间收敛的扰动观测器, 能够快速估计并补偿模型不确定和外部扰动. 结合反步法和改进的动态面技术, 设计了一种软切换控制策略以实现不同模态的稳定切换, 保证了控制系统的稳定性和鲁棒性, 采用多 Lyapunov 函数和平均驻留时间理论证明了该闭环切换系统的稳定性. 最后, 通过数值仿真验证了所设计控制方法的有效性.

关键词 超声速民机, 宽域飞行, 模态划分, 切换控制, 扰动观测

1 引言

随着世界经济的高速发展和国际交流的日益密切, 民用航空运输的需求将大幅增加. 超声速民机作为以超声速巡航的民用航空器, 可有效缩短飞行时间, 提高民用航空效率 [1]. 与高亚声速民机不同, 超声速民机大多采用了细长体、小展弦比和大后掠翼的构型来保证其巡航性能 [2]. 为了降低巡航阻力和噪声的影响, 其巡航高度也明显高于一般民机. 超声速民机特殊的构型和宽域飞行的任务需求, 使其在飞行过程中存在高低速控制不协调、气动变化复杂和外部扰动等问题. 现阶段的研究仍大多集中于气动外形优化 [3,4]、声爆抑制 [5,6] 和动力系统 [7,8] 等方面. 设计出更加安全可靠的飞行控制系统是未来新一代超声速民机研发应用亟待解决的问题.

宽域飞行过程中飞机的高度和动压变化大, 大气环境参数也随时间大范围改变, 单一控制策略难以保证不同飞行阶段的稳定性. 增益调度策略为大包线飞行控制系统的设计提供了可行的解决方法, 但传统的增益调度控制方法缺乏严格的稳定性证明. 文献 [9] 将 LPV (linear parameter varying) 系统和增益调度理论结合, 设计了基于增益调度的 H_∞ 跟踪控制器, 提升了飞行控制系统的稳定性. 文献 [10] 提出了一种基于扰动观测器的增强神经网络鲁棒 LPV 控制策略, 用于解决具有模型不确定性和扰动的大型飞机轨迹跟踪控制问题. 然而, 当飞机模型的非线性较强时, 基于 LPV 系统的增益调度控制方法可靠性会明显下降, 难以适应复杂的飞行环境.

切换系统是一类具有多个动态子系统, 且子系统可根据某种规则在不同状态之间切换的混杂系统 [11], 切换系统理论可为大包线多模态飞行器控制系统的设计与分析提供理论基础 [12,13]. 针对宽域飞行器存在的多模态、

引用格式: 梁小辉, 卢家乐, 韩渭辛, 等. 基于宽域飞行模态划分的超声速民机鲁棒切换控制. 中国科学: 信息科学, 2026, 56: 1780–1794, doi: 10.1360/SSI-2025-0330
Liang X H, Lu J L, Han W X, et al. Robust switching control for supersonic civil aircraft based on wide-envelope flight mode partitioning. Sci Sin Inform, 2026, 56: 1780–1794, doi: 10.1360/SSI-2025-0330

© 2026《中国科学》杂志社 www.scichina.com infocn.scichina.com
https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

强非线性和扰动等问题, 国内外学者基于切换系统理论开展了大量研究. 文献 [14] 提出了一种基于安全性分析的切换飞行控制系统, 通过飞行状态与操纵面输入关系构建切换逻辑, 有效提升了民机的安全性和可靠性. 文献 [15] 提出一种基于飞行包线模态划分的切换控制方案, 通过划分飞行模态并设计模态转换过渡过程, 设计终端滑模软切换控制策略, 结合神经网络与非线性扰动观测器协同处理系统不确定性和外界干扰. 文献 [16] 针对飞行器存在输入饱和、气动参数不确定性等问题, 设计了一种抗输入饱和非奇异固定时间自适应切换控制策略, 保证了飞行器在宽域飞行过程中的稳定性.

以上文献虽然采用了切换理论来设计大包线飞行切换控制系统, 但切换信号的给定大多缺乏实际意义. 本文考虑超声速民机宽域飞行的任务特点, 提出了一种基于宽域飞行多模态划分的鲁棒切换控制策略, 主要创新点如下.

(1) 针对超声速民机宽域飞行任务中存在的模态切换, 飞行特性大范围变化的问题, 设计了一种基于操稳特性聚类分析的模态划分方法, 采用模糊 C 均值聚类的方法分析得到宽域飞行模态切换信号, 并在此基础上构建了面向控制的超声速民机切换系统模型.

(2) 针对宽域飞行过程中参数摄动和外部扰动造成控制系统性能下降的问题, 设计了一种固定时间扰动观测器, 实现对集总扰动的快速估计; 进一步, 结合反步法、改进的动态面技术和软切换过渡策略, 有效提升了超声速民机宽域飞行过程中的鲁棒性能.

本文第 2 节给出了超声速民机纵向非线性模型和基于模态划分的切换系统模型; 第 3 节进行了固定时间扰动观测器和控制系统设计步骤说明; 第 4 节通过平均驻留时间理论和李雅普诺夫函数分析证明了闭环切换系统的稳定性; 第 5 节进行了超声速民机宽域飞行仿真验证和结果分析; 最后在第 6 节对本文主要工作进行了总结.

2　建模与问题描述

2.1　超声速民机纵向非线性模型

本文以一种细长尖头机身、翼身融合的大后掠三角翼超声速民机为参考对象, 其具体的气动特性和物理参数详见文献 [17]. 超声速民机纵向非线性模型描述如下:

$$\begin{cases} \dot{V} = \dfrac{T\cos\alpha - D - m_r g\sin\gamma}{m_r} + d_1, \\ \dot{h} = V\sin\gamma + d_2, \\ \dot{\gamma} = \dfrac{L + T\sin\alpha - m_r g\cos\gamma}{m_r V} + d_3, \\ \dot{\theta} = q + d_4, \\ \dot{q} = \dfrac{M}{I_{yyr}} + d_5, \end{cases} \tag{1}$$

其中, V 和 h 分别为飞行速度和高度; γ, θ 和 q 分别为航迹倾角、俯仰角和俯仰角速度; m_r, g 和 I_{yyr} 分别为质量、重力加速度和俯仰转动惯量; d_1, d_3 和 d_5 为气动摄动和外部扰动造成的集总扰动, $d_2 = d_4 = 0$; L, M, D 和 T 分别为升力、阻力、俯仰力矩和发动机推力, 且有

$$L = QS_rC_L = \frac{1}{2}\rho_r V^2 S_r C_L,\ D = QS_rC_D = \frac{1}{2}\rho_r V^2 S_r C_D,\ M = Qb_rS_rC_M = \frac{1}{2}\rho_r V^2 b_r S_r C_M, \tag{2}$$

其中, ρ_r 为大气密度, C_L, C_D 和 C_M 分别为气动升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数, 具体为

$$C_L = C_L^0 + C_L^\alpha\alpha + C_L^q\bar{q},\ C_D = C_D^0 + C_D^\alpha\alpha + C_D^{\alpha^2}\alpha^2,\ C_M = C_M^0 + C_M^\alpha\alpha + C_M^q\bar{q} + C_M^{\delta_e}\delta_e, \tag{3}$$

其中, $\bar{q} = qb/(2V)$ 为等效角速度, C_L^0, C_D^0 和 C_M^0 分别为基本升力系数、基本阻力系数和基本俯仰力矩系数; C_L^α, C_D^α, $C_D^{\alpha^2}$, C_M^α, C_M^q 和 $C_M^{\delta_e}$ 为气动导数; δ_e 为升降舵偏转角度.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

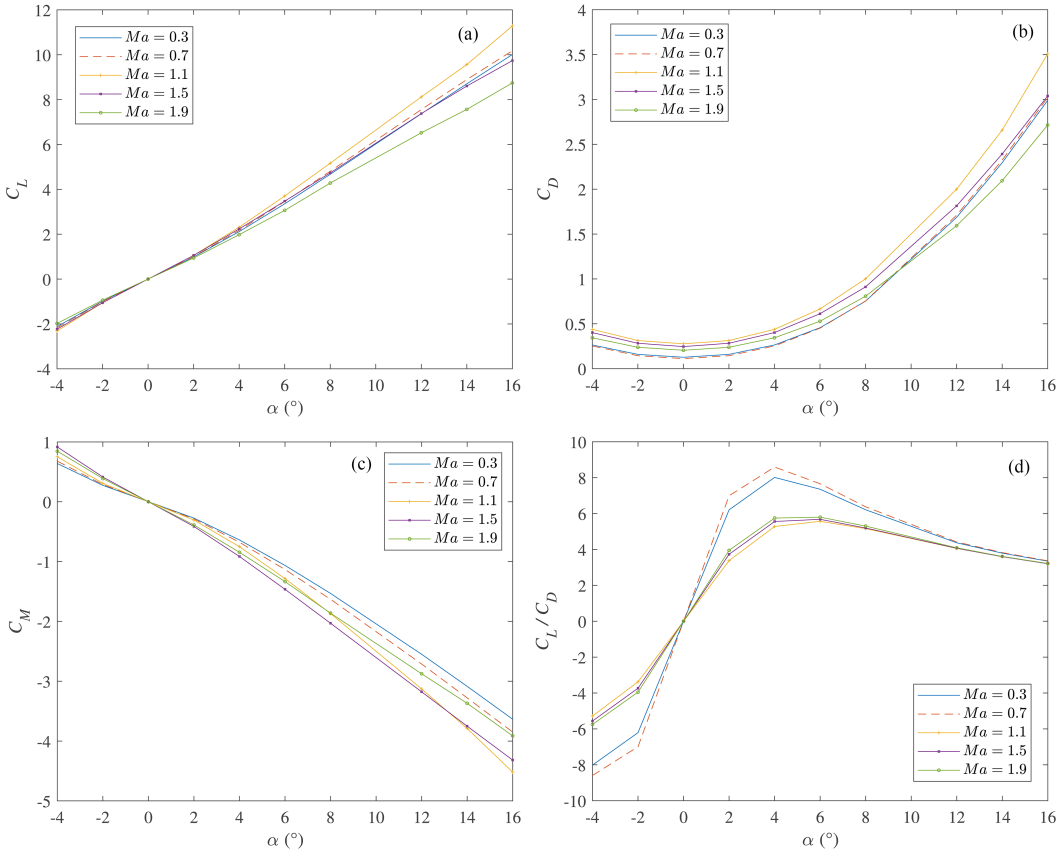


图 1　(网络版彩图) 气动特性曲线. (a) 升力系数曲线; (b) 阻力系数曲线; (c) 俯仰力矩系数曲线; (d) 升阻比曲线.

Figure 1　(Color online) Aerodynamic characteristic curves. (a) Lift coefficient curves; (b) drag coefficient curves; (c) pitching moment coefficient curves; (d) lift-to-drag ratio curves.

在宽域飞行过程中超声速民机动力学模型表现出很强的不确定性, 具体可表示如下:

$$\begin{cases} m_r = (1+\Delta_m)m, \quad I_{yyr} = (1+\Delta_{I_{yy}})I_{yy}, \\ S_r = (1+\Delta_S)S, \quad b_r = (1+\Delta_b)b, \quad \rho_r = (1+\Delta_\rho)\rho, \end{cases} \tag{4}$$

其中, Δ_m, Δ_I, Δ_S, Δ_b 和 Δ_ρ 为对应的质量、转动惯量、参考面积等参数摄动.

2.2　超声速民机气动特性分析

本文参考文献 [17] 中的超声速民机外形布局, 基于 DATCOM 软件数值仿真分析, 获取其在宽速域飞行下的气动数据, 其中飞行马赫数 0.3~1.9 Mach, 飞行高度 0.5~18 km. 选取超声速民机飞行高度 8 km, 绘制气动变化曲线如图 1 所示.

由图 1 可知, 超声速民机在不同飞行马赫数下气动特性变化明显, 气动参数大小随迎角增大变化趋势也更明显; 图 1(d) 中亚声速段和超声速段下的升阻比特性有明显差异, 表明在宽域飞行过程下超声速民机气动特性变化范围较大, 因此控制系统需要充分考虑不同马赫数下的气动特性.

2.3　超声速民机宽域飞行模态划分

在宽域飞行过程中超声速民机的操稳特性受速度和动压影响显著, 但在局部飞行包线内其操稳特性相似. 本小节采用模糊 C 均值聚类方法 [18] 对超声速民机飞行模态进行划分, 具体过程如下.

首先, 对超声速民机宽域飞行包线进行合理划分, 以 DATCOM 软件模拟得到的气动数据为基础构建聚类分析样本集. 在飞行马赫数 0.3~1.9 Mach 区间内, 间隔 0.01 Mach 选取 n 个特征点向量 $\boldsymbol{x}_k$ 作为模态划分样本

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

集 $\boldsymbol{X}=\{\boldsymbol{x}_k \mid k=1,2,\ldots,n\}$, 定义划分特征向量为

$$\boldsymbol{x}_k=\left[p\frac{n\cdot m_{z,k}^{\alpha}}{\sum_{i=1}^{n} m_{z,i}^{\alpha}},\quad q\frac{n\cdot m_{z,k}^{\delta_z}}{\sum_{i=1}^{n} m_{z,i}^{\delta_z}}\right]^{\mathrm{T}},\tag{5}$$

其中, $m_{z,k}^{\alpha}$ 和 $m_{z,k}^{\delta_z}$ 分别为超声速民机纵向静稳定系数和静操纵系数; 静稳定性权重 p 和静操纵性权重 q 满足 $p+q=1$.

定义聚类性能目标函数如下:

$$J(\boldsymbol{U},\boldsymbol{P})=\left[\sum_{k=1}^{n}\sum_{i=1}^{c}(\mu_{i,k})^{m}d_{i,k}^{2}\right]^{\mathrm{T}},\tag{6}$$

其中, $\boldsymbol{U}=\{\mu_{i,k}\}$ 为隶属度矩阵, $\mu_{i,k}$ 为第 k 个样本点对第 i 个聚类中心的隶属度值; $\boldsymbol{P}=\{\boldsymbol{p}_i\}$ 为聚类中心矩阵, $\boldsymbol{p}_i$ 为第 i 个聚类中心点; $d_{i,k}^{2}$ 为第 k 个样本点对第 i 个聚类中心的欧几里德距离; c 和 m 分别为划分模态个数和划分模糊程度.

为获得最合理的超声速民机模态划分结果, 需使得性能目标函数 J 最小化. 本小节通过拉格朗日乘数法求解 $\min J(\boldsymbol{U},\boldsymbol{P})$, 可得到如下的隶属度和聚类中心点计算公式:

$$\begin{cases}\mu_{i,k}=1\Big/\displaystyle\sum_{j=1}^{c}\sqrt[m]{\frac{d_{i,k}}{d_{j,k}}}, & i=1,2,\ldots,c,\ k=1,2,\ldots,n,\\ p_i=\displaystyle\sum_{k=1}^{n}\mu_{i,k}^{m}\boldsymbol{x}_k\Big/\sum_{k=1}^{n}\mu_{i,k}^{m}, & i=1,2,\ldots,c.\end{cases}\tag{7}$$

设定聚类隶属度和聚类中心的更新终止条件为 $\|\boldsymbol{U}^{(l)}-\boldsymbol{U}^{(l-1)}\|<\varepsilon$, 其中 $\boldsymbol{U}^{(l-1)}$ 和 $\boldsymbol{U}^{(l)}$ 分别为上次迭代和当前迭代时刻的隶属度矩阵, ε 为迭代阈值.

利用聚类评价指标进一步对超声速民机模态的划分结果进行评估, 评价指标包括划分系数指标 PC(c) 和 Xie-Beni 指数指标 SXB(c):

$$\mathrm{PC}(c)=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{c}\sum_{k=1}^{n}\mu_{i,k}^{2},\quad \mathrm{SXB}(c)=\frac{\sum_{i=1}^{c}\sum_{k=1}^{n}\mu_{i,k}^{m}\|\boldsymbol{x}_k-\boldsymbol{p}_i\|^{2}}{n\cdot\min_{i\neq j}\|\boldsymbol{p}_j-\boldsymbol{p}_i\|^{2}},\tag{8}$$

其中, $\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{c}\sum_{k=1}^{n}\mu_{i,k}^{m}\|\boldsymbol{x}_k-\boldsymbol{p}_i\|^{2}$ 和 $\min_{i\neq j}\|\boldsymbol{p}_j-\boldsymbol{p}_i\|^{2}$ 分别为聚合度和分离度评价指标.

为确保超声速民机飞行模态划分的合理性, 必须保证聚类结果中类内聚合度高、类间分离度大. 因此, 当 Xie-Beni 指数达到极小值时, 所得到的划分结果被视为最优. 选取 $p=q=0.5$ 获得聚类样本点集合, 模态聚类结果具体如下.

根据图 2 可知, 划分系数 PC(c) 随 m 的增大而减小, 图 3 中聚类个数 $c=2$ 时, SXB(c) 取得极小值, 可认为此时模态聚类效果最佳. 考虑当 $m=2.5$ 时模糊程度较合适, 故选取最优划分参数为 $c=2$, $m=2.5$, 并绘制该划分参数下的模态隶属度随飞行马赫数的变化曲线.

根据图 4 可知, 超声速民机在 1.4 Mach 处模态 1 和模态 2 的隶属度都接近 0.5, 且相同马赫数下两个模态的隶属度之和等于 1, 故可认为基于操稳特性的模态划分结果是合理的, 且模态切换发生在 1.4 Mach 处. 从而有效地将超声速民机的操稳特性划分为了两大类区域. 然而, 仅仅依赖该数据驱动的结果来设计全程控制器, 可能会忽略超声速民机在特定阶段 (尤其是跨声速段) 所面临的剧烈气动特性变化. 因此, 本文首先根据公认的空气动力学规律, 将亚声速与气动特性变化剧烈的跨声速阶段作为必须独立考虑的基础模态框架; 随后, 结合聚类分析所揭示的 1.4 Mach 切换点, 对超声速区段进行精细化划分, 从而形成了低超声速与高超声速两个子模态. 结合超声速民机在宽域飞行下的气动特性与基于操纵稳定特性的模糊聚类划分结果, 最终将超声速民机的宽域飞行过程划分为图 5 所示的 4 个模态. 综上所述, 这一混合划分策略使得最终的模态划分既符合空气动力学的物理规律, 又能量化操稳特性的内在数据关联, 为后续设计高性能的切换控制器提供了更精确、更合理的基础.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

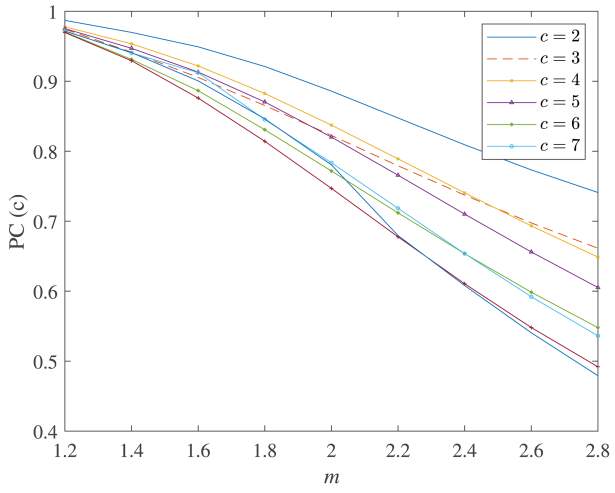


图 2　(网络版彩图) 划分系数变化曲线.

Figure 2　(Color online) Partition coefficient variation curves.

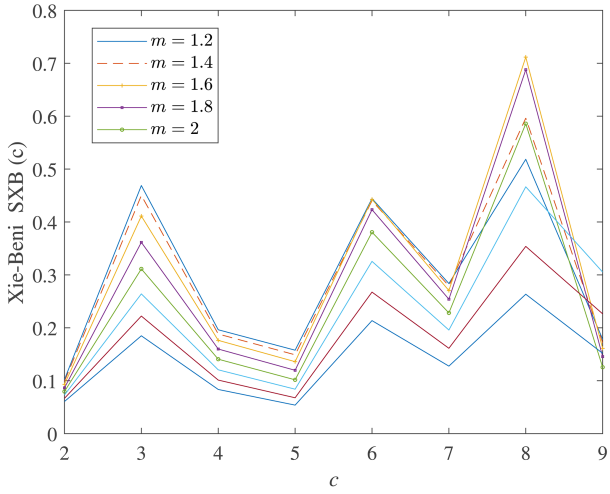


图 3　(网络版彩图) Xie-Beni 指数变化曲线.

Figure 3　(Color online) Xie-Beni index variation curves.

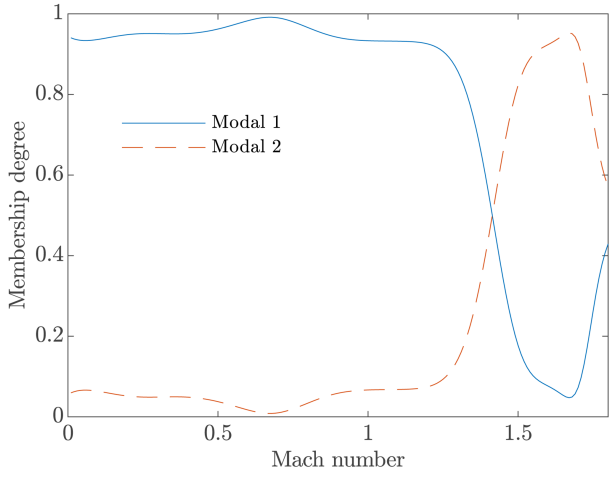


图 4　(网络版彩图) 隶属度变化曲线.

Figure 4　(Color online) Membership-degree variation curves.

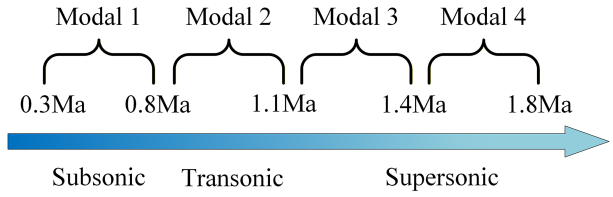


图 5　(网络版彩图) 宽域飞行模态划分结果图.

Figure 5　(Color online) Wide-envelope flight mode partitioning.

2.4　问题描述

定义系统状态量: $x_1 = V, x_2 = h, x_3 = \sin\gamma, x_4 = \theta, x_5 = q$, 同时根据所划分的飞行模态, 最终可得到面向控制的超声速民机非线性切换系统模型

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1^{\sigma(t)} + g_1^{\sigma(t)} u_1 + D_1, \\ \dot{x}_2 = g_2^{\sigma(t)} x_3, \\ \dot{x}_3 = f_3^{\sigma(t)} + g_3^{\sigma(t)} x_4 + D_3, \\ \dot{x}_4 = x_5, \\ \dot{x}_5 = f_5^{\sigma(t)} + g_5^{\sigma(t)} u_5 + D_5, \end{cases} \tag{9}$$

其中, 切换信号 $\sigma(t) : S = \{1, 2, 3, 4\}$, S 对应于宽域飞行下的 4 个模态集合. $\sigma(t) = 1$ 表示第 1 个切换子系统处于

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

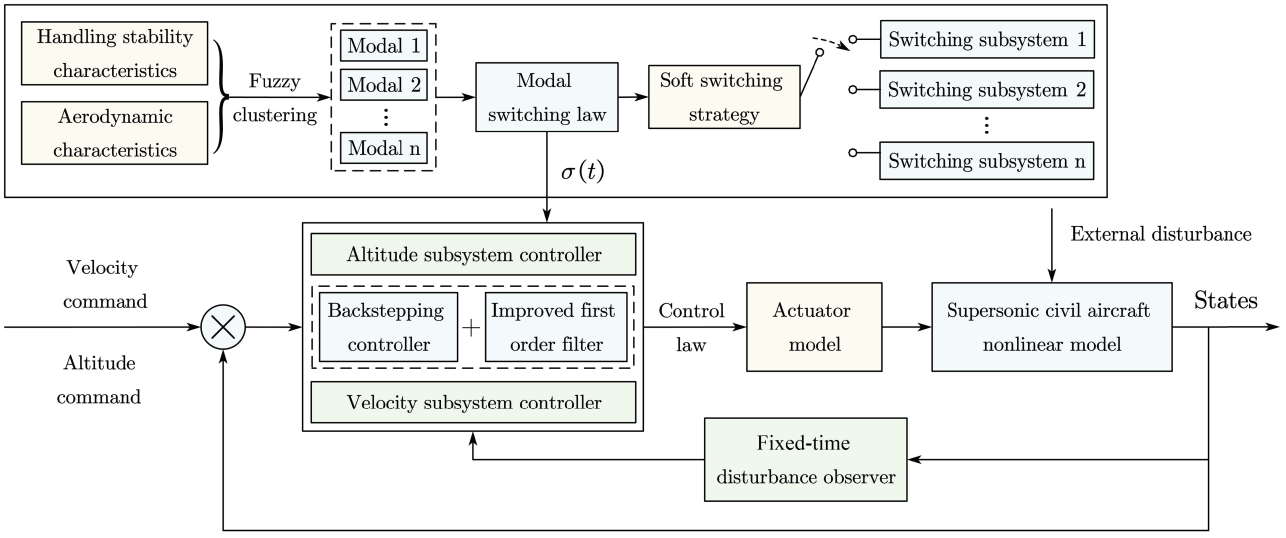


图 6　(网络版彩图) 超声速民机宽域飞行鲁棒切换控制框图.

Figure 6　(Color online) Block diagram of robust switching control for wide-envelope flight of supersonic civil aircraft.

运行状态. 系统函数: $f_1=(-D-mg\sin\gamma)/m$, $f_3=(QS(C_L^0-C_L^\alpha\gamma+C_L^q\bar{q})-mg\cos\gamma)\cos\gamma/(mV)$, $f_5=(QbS(C_m^0+C_m^\alpha\alpha+C_m^q\bar{q}))/I_{yy}$, $g_1=\cos\alpha/m$, $g_2=V$, $g_3=QSC_L^\alpha\cos\gamma/(mV)$, $g_5=QbSC_M^{\delta_e}/I_{yy}$. $D_i=d_i+\Delta_i$ $(i=1,3,5)$ 为包含系统模型不确定和外部扰动在内的集总扰动.

控制目标. 设计面向宽域飞行的超声速民机鲁棒切换控制系统, 减小模型不确定性和外部扰动对控制系统的影响, 保证超声速民机宽域飞行的鲁棒性和稳定性, 总体控制框图见图 6.

3　面向宽域飞行的鲁棒切换控制器

假设1　超声速民机切换系统 (9) 中的集总扰动 D_i $(i=1,3,5)$ 及其一阶导数 $\dot{D}_i$ 均有界, 即存在正常数 $\bar{D}_{i0}$ 和 $\bar{D}_i$, 满足 $|D_i|\leqslant\bar{D}_{i0}$, $\left|\dot{D}_i\right|\leqslant\bar{D}_i$.

引理1 ([19])　针对如下的动态系统:

$$\dot{x}=-a_1\,\mathrm{sgn}(x)^{b_1}-a_2\,\mathrm{sgn}(x)^{b_2},\ x(0)=x_0, \tag{10}$$

其中, $\mathrm{sgn}(\cdot)$ 为符号函数; 当满足 $a_1>0$, $a_2>0$, 且 $0<b_1<1$ 和 $b_2>1$ 时, 系统是固定时间稳定的, 沉降时间 $T<T_{\max}=1/a_1(1-b_1)+1/a_2(b_2-1)$.

当系统 (10) 受到微小扰动时, 可重新表述为

$$\dot{x}=-a_1\,\mathrm{sgn}(x)^{b_1}-a_2\,\mathrm{sgn}(x)^{b_2}+\delta,\ x(0)=x_0, \tag{11}$$

其中, 扰动 $\delta>0$; 系统将在固定时间内收敛到系统原点附近任意小的邻域内, 即满足 $x\leqslant 2\eta$, $a_1\,\mathrm{sgn}(\eta)^{b_1}+a_2\,\mathrm{sgn}(\eta)^{b_2}=\delta$, 固定收敛时间满足 $T<T_{\max}=1/[a_1(2^{b_1}-1)(1-b_1)]+1/[a_2(b_2-1)]$.

引理2 ([20])　假设一个切换系统存在切换信号 $\sigma(t)$, 若存在 $N_0>0$ 和 $\tau_a>0$, 使得

$$N_\sigma(T,t)\leqslant N_0+(T-t)/\tau_a,\quad \forall T\geqslant t\geqslant 0, \tag{12}$$

则称 τ_a 为切换系统的平均驻留时间, $N_\sigma(T,t)$ 为切换系统在时间间隔 $[t,T)$ 内的切换次数.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

3.1　固定时间扰动观测器

针对超声速民机宽域飞行带来的模型不确定和外部扰动问题, 设计一种固定时间收敛的扰动观测器来对系统的集总扰动进行估计补偿.

考虑非线性系统 $\dot{x}=f+g\phi+D$, 定义状态观测误差 $\zeta=x-\hat{x}$. 设计扰动观测器形式如下:

$$\begin{cases}\dot{\hat{x}}=f+g\phi+\hat{D},\\ \hat{D}=s_1\operatorname{sgn}(\zeta)^a+s_2\operatorname{sgn}(\zeta)^b+\displaystyle\int_0^t s_3\operatorname{sgn}(\zeta(\tau))d\tau,\end{cases}\tag{13}$$

其中, $\hat{x}$ 为系统状态估计值, f 和 g 为系统函数, D 和 $\hat{D}$ 为扰动和扰动的估计值, ϕ 为系统输入; a, b, s_1, s_2 和 s_3 为待设计的观测器参数, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数.

3.2　扰动观测器收敛性分析

定理1　针对非线性系统 $\dot{x}=f+g\phi+D$, 若存在正常值 s_1, s_2 和 s_3, 且满足 $0<a<1$ 和 $b>1$, 则估计误差将在固定时间内收敛至原点, 且有

$$T_s\leqslant\left[\frac{1}{s_1(1-a)}+\frac{1}{s_2(b-1)}\right]\left[1+\frac{\psi}{z(1-\psi\varpi(s_1)/s_1)}\right],\tag{14}$$

其中, $\varpi(s_1)=1/s_1+(2\mathrm{e}/zs_1)^{1/3}$, 且 e 表示自然常数, $\psi=s_3+\bar{D}$, $z=s_3-\bar{D}$; 所设计观测器增益满足 $s_3>\bar{D}$, $[s_1/\varpi(s_1)]>z$.

证明　为方便后续推导, 定义辅助变量

$$\eta=D-\int_0^t s_3\operatorname{sgn}(\zeta(\tau))d\tau.\tag{15}$$

对状态观测误差 ζ 求导可得

$$\begin{cases}\dot{\zeta}=-s_1\operatorname{sgn}(\zeta)^a-s_2\operatorname{sgn}(\zeta)^b+\eta,\\ \dot{\eta}=-s_3\operatorname{sgn}(\zeta)+\dot{D},\quad \eta(0)=0.\end{cases}\tag{16}$$

考虑到状态观测误差始终满足 $|\zeta|>0$, 当 $t>t_0$ 且 $s_3>\bar{D}$ 时, $\operatorname{sgn}(\zeta)$ 和 $\operatorname{sgn}(\eta)$ 取值相反.

根据引理 1 可知, 观测误差 ζ 是固定时间收敛的, 且收敛时间满足

$$t_1\leqslant\frac{1}{s_1(1-a)}+\frac{1}{s_2(b-1)}.\tag{17}$$

当 $t>t_1$ 时, 观测误差系统轨线始于 $(0,\eta(t_1))$. 根据文献 [21], 观测误差系统将在有限时间内收敛, 收敛时间满足

$$t_2\leqslant\sum\dot{\eta}(t_k)/z,\tag{18}$$

其中, t_k 为系统轨线连续穿越 $\zeta=0$ 轴线的时间间隔, 可得 $\zeta(t_k)=0$ 且 $\dot{\zeta}(t_k)=\eta(t_k)$. 根据文献 [22] 可知, $|\dot{\zeta}(t_{k+1})/\dot{\zeta}(t_k)|\leqslant\psi\varpi(s_1)/s_1=\vartheta$. 因此, $\vartheta<1$ 是保证观测误差收敛的必要条件, 此时收敛时间 $t_2\leqslant\dot{\zeta}/(1-q)z=\dot{\eta}(t_1)/(1-q)z$.

综上, 扰动观测器总的收敛时间 T_s 满足

$$T_s\leqslant\left[\frac{1}{s_1(1-a)}+\frac{1}{s_2(b-1)}\right]\left[1+\frac{\psi}{z(1-\psi\varpi(s_1)/s_1)}\right].\tag{19}$$

证毕.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

3.3　超声速民机切换控制器

(1) 速度子系统. 定义 $e_1 = x_1 - x_{1d}$, 求导可得

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} = f_1^\sigma + g_1^\sigma u_1^\sigma + D_1 - \dot{x}_{1d}, \tag{20}$$

其中, x_{1d} 为期望的速度跟踪指令. 设计速度子系统控制输入 u_1^σ 如下:

$$u_1^\sigma = -(k_1^\sigma e_1 + f_1^\sigma + \hat{D}_1 + \dot{x}_{1d})/g_1^\sigma, \tag{21}$$

其中, 控制参数 $k_1^\sigma > 0$, $\hat{D}_1$ 为扰动 D_1 的估计值.

(2) 高度子系统. 为避免高度子系统控制器设计中因反步法所导致的 “微分爆炸” 问题, 本文利用一种改进的动态面技术 [23] 来获取虚拟控制律的导数.

定义滤波误差为 $e_{li} = x_{ic} - x_{id}$ $(i = 3, 4, 5)$, 滤波器具体形式如下:

$$\delta_i \dot{x}_{id} + x_{id} = x_{ic} - \delta_i g_{i-1} e_{i-1}, \tag{22}$$

其中, 滤波参数 $0 < \delta_i < 2$. x_{ic} 为滤波器输入指令, $\dot{x}_{id}$ 为 x_{ic} 的近似求导值.

步骤 1. 定义 $e_2 = x_2 - x_{2d}$, 求导可得

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2d} = g_2^\sigma x_3 - \dot{x}_{2d}. \tag{23}$$

设计虚拟控制输入 x_{3c}^σ 如下:

$$x_{3c}^\sigma = -(k_2^\sigma e_2 - \dot{x}_{2d})/g_2^\sigma, \tag{24}$$

其中, 控制参数 $k_2^\sigma > 0$.

步骤 2. 定义 $e_3 = x_3 - x_{3d}$, 求导可得

$$\dot{e}_3 = \dot{x}_3 - \dot{x}_{3d} = f_3^\sigma + g_3^\sigma x_4 + D_3 - e_{13}/\delta_3 + g_3^\sigma e_2. \tag{25}$$

设计虚拟控制输入 x_{4c}^σ 如下:

$$x_{4c}^\sigma = -(k_3^\sigma e_3 + f_3^\sigma + \hat{D}_3 - e_{13}/\delta_3 + 2g_2^\sigma e_2)/g_3^\sigma, \tag{26}$$

其中, 控制参数 $k_3^\sigma > 0$, $\hat{D}_3$ 为扰动 D_3 的估计值.

步骤 3. 定义 $e_4 = x_4 - x_{4d}$, 求导可得

$$\dot{e}_4 = \dot{x}_4 - \dot{x}_{4d} = x_5 - e_{14}/\delta_4 + g_3^\sigma e_3. \tag{27}$$

设计虚拟控制输入 x_{5c}^σ 如下:

$$x_{5c}^\sigma = -(k_{4,l}^\sigma e_4 - e_{14}/\delta_4 + 2g_3^\sigma e_3), \tag{28}$$

其中, 控制参数 $k_4^\sigma > 0$.

步骤 4. 定义 $e_5 = x_5 - x_{5d}$, 求导可得

$$\dot{e_5} = \dot{x_5} - \dot{x_{5d}} = f_5^\sigma + g_5^\sigma u_5^\sigma + D_5 - \frac{e_{15}}{\delta_5} + e_4. \tag{29}$$

设计高度子系统控制输入 u_5^σ 如下:

$$u_5^\sigma = -(k_5^\sigma e_5^\sigma + f_5^\sigma + \hat{D}_5 - e_{15}/\delta_5 + 2e_4)/g_5^\sigma, \tag{30}$$

其中, 控制参数 $k_5^\sigma > 0$, $\hat{D}_5$ 为扰动 D_5 的估计值.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

3.4　超声速民机模态软切换策略

考虑到传统的控制切换使得飞机状态发生非预期跳变问题, 本文基于惯性环节设计超声速民机飞行模态过渡软切换策略, 消除控制律切换带来的不利影响.

定义模态过渡区间 $[t_\sigma^-, t_\sigma^+]$, t_σ^- 和 t_σ^+ 分别表示模态切换对应的开始和结束时刻, 则软切换策略可设计为

$$u_s = \begin{cases} u_\sigma^-(t), & t \leqslant t_\sigma^-, \\ u_\sigma^-(t)\mathrm{e}^{-\varphi(t-t_\sigma^-)} + u_\sigma^+(t)[1-\mathrm{e}^{-\varphi(t-t_\sigma^-)}], & t_\sigma^- < t \leqslant t_\sigma^+, \\ u_\sigma^+(t), & t > t_\sigma^+, \end{cases} \tag{31}$$

其中, u_s 为软切换处理后的控制输入; $u_\sigma^-(t)$ 和 $u_\sigma^+(t)$ 分别表示在 t 时刻两相邻切换模态的控制输入, φ 为软切换淡化系数, 且 φ 的值越大, 其模态切换的过渡时间就越短.

4　控制系统稳定性分析

定理2　针对超声速民机纵向非线性模型 (1), 在所设计的扰动观测器 (13), 控制律 (21), (30) 和改进的一阶滤波器 (22) 作用下, 当系统的切换信号满足 $\tau_a > \ln\mu/\Upsilon$ 时, 可保证超声速民机闭环系统所有跟踪误差是一致最终有界的.

证明　对第 k 个切换子系统, 选取如下的准 Lyapunov 函数:

$$L_{A,k} = \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{5} e_i^2 + \frac{1}{2}\sum_{i=3}^{5} e_{li}^2 + \frac{1}{2}\sum_{i=1,3,5} \tilde{D}_i^2. \tag{32}$$

对式 (32) 求导可得

$$\dot{L}_{A,k} = \sum_{i=1}^{5} e_i\dot{e}_i + \sum_{i=3}^{5} e_{li}\dot{e}_{li} + \sum_{i=1,3,5} \tilde{D}_i\dot{\tilde{D}}_i. \tag{33}$$

将式 (22), (25), (27), (29) 和 (31) 代入, 可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_{A,k} &= \sum_{i=1}^{5} e_i\dot{e}_i + \sum_{i=3}^{5} e_{li}\dot{e}_{li} + \sum_{i=1,3,5} \tilde{D}_i\dot{\tilde{D}}_i \\ &= -\sum_{i=1}^{5} k_i e_i^2 + \sum_{i=1,3,5} e_i\tilde{D}_i - \sum_{i=3}^{5}\frac{e_{li}^2}{\delta_i} + \sum_{i=3}^{5} e_{li}\Gamma_i(\cdot) + \sum_{i=1,3,5} \tilde{D}_i\dot{\tilde{D}}_i, \end{aligned} \tag{34}$$

其中, Γ_i $(i=3,4,5)$ 为与 $\dot{x}_{ic}$ 相关的连续函数, 即 $\Gamma_3(\cdot) = \frac{\partial x_{3c}}{\partial g_2}\dot{g}_2 + \frac{\partial x_{3c}}{\partial e_2}\dot{e}_2 + \frac{\partial x_{3c}}{\partial \dot{x}_{2d}}\ddot{x}_{2d}$, $\Gamma_4(\cdot) = \frac{\partial x_{4c}}{\partial g_3}\dot{g}_3 + \frac{\partial x_{4c}}{\partial e_3}\dot{e}_3 + \frac{\partial x_{4c}}{\partial e_{l3}}\dot{e}_{l3} + \frac{\partial x_{4c}}{\partial g_2}\dot{g}_2 + \frac{\partial x_{4c}}{\partial e_2}\dot{e}_2 + \frac{\partial x_{4c}}{\partial \hat{D}_3}\dot{\hat{D}}_3$, $\Gamma_5(\cdot) = \frac{\partial x_{5c}}{\partial g_3}\dot{g}_3 + \frac{\partial x_{5c}}{\partial e_3}\dot{e}_3 + \frac{\partial x_{5c}}{\partial e_{l4}}\dot{e}_{l4} + \frac{\partial x_{5c}}{\partial e_4}\dot{e}_4$, 且满足 $|\Gamma_i(\cdot)| \leqslant \bar{\Gamma}_i$.

根据定理 1, 可知观测器估计误差将在固定时间内收敛到零, 即当 $t > t_1 = \max\{T_{D_1}, T_{D_3}, T_{D_5}\}$ 时, 存在 $\tilde{D}_1 = 0$, $\tilde{D}_3 = 0$ 和 $\tilde{D}_5 = 0$, 则有

$$\dot{L}_{A,k} = -\sum_{i=1}^{5} k_i e_i^2 - \sum_{i=3}^{5}\frac{e_{li}^2}{\delta_i} + \sum_{i=3}^{5} e_{li}\Gamma_i(\cdot). \tag{35}$$

根据 Young's 不等式, 可得

$$\dot{L}_{A,k} \leqslant -\sum_{i=1}^{5} k_i e_i^2 - \sum_{i=3}^{5}\left(\frac{1}{\delta_i} - \frac{1}{2}\right)e_{li}^2 + \sum_{i=3}^{5}\frac{\bar{\Gamma}_i^2}{2} \leqslant -\Upsilon\left(\sum_{i=1}^{5} e_i^2 + \sum_{i=3}^{5} e_{li}^2\right) + \sum_{i=3}^{5}\frac{\bar{\Gamma}_i^2}{2} \leqslant -2\Upsilon L_{A,k} + \Theta, \tag{36}$$

其中, $\Upsilon = \min\{k_i, 1/\delta_i - 1/2\}$.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

因此, 超声速民机第 k 个闭环系统所有跟踪误差是一致最终有界的.

下面证明整个闭环切换系统的稳定性. 假设超声速民机分别在 $t_1, t_2, \ldots, t_{N_{\mathrm{ref}}(T,0)} \in [0, T)$ 时刻进行模态切换, 考虑如下的分段可微函数:

$$W(t) = \mathrm{e}^{\Upsilon t} L_{A,\sigma(t)}. \tag{37}$$

结合式 (36), 对式 (37) 求导可得

$$\dot{W}(t) = \mathrm{e}^{\Upsilon t}\left(\Upsilon L_{A,\sigma(t)} + \dot{L}_{A,\sigma(t)}\right) \leqslant \Theta \mathrm{e}^{\Upsilon t}. \tag{38}$$

根据文献 [24] 可知, 当 $\mu > 1$ 时可得

$$L_{A,k}(\boldsymbol{x}_e) \leqslant \mu L_{A,n}(\boldsymbol{x}_e), \tag{39}$$

其中, $\boldsymbol{x}_e = \left[e_1, e_2, \ldots e_5, e_{13}, \ldots e_{15}, \tilde{D}_1, \tilde{D}_3, \tilde{D}_5\right]^{\mathrm{T}}$.

进一步, 由式 (39) 可得

$$W\left(t_{j+1}\right) \leqslant \mathrm{e}^{\Upsilon t_{j+1}} L_{A,\sigma(t_{j+1})} \leqslant \mu \mathrm{e}^{\Upsilon t_{j+1}} L_{A,\sigma(t_j)} = \mu W\left(t_{j+1}^{-}\right) \leqslant \mu\left[W\left(t_j\right) + \int_{t_j}^{t_{j+1}} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt\right]. \tag{40}$$

对式 (40) 从 $j = 0$ 到 $j = N_\sigma(T, 0)$ 迭代, 可得

$$\begin{aligned} W\left(T^{-}\right) &\leqslant W\left(t_{N_\sigma(T,0)}\right) + \int_{t_{N_\sigma(T,0)}}^{T} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt \\ &\leqslant \mu\left[W\left(t_{N_\sigma(T,0)-1}\right) + \int_{t_{N_\sigma(T,0)-1}}^{t_{N_\sigma(T,0)}} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt + \mu^{-1}\int_{t_{N_\sigma(T,0)}}^{T} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt\right] \\ &\leqslant \cdots \leqslant \mu^{N_\sigma(T,0)}\left[W(0) + \sum_{j=0}^{N_\sigma(T,0)-1} \mu^{-j}\int_{t_j}^{t_{j+1}} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt + \mu^{-N_\sigma(T,0)}\int_{t_{N_\sigma(T,0)}}^{T} C\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt\right]. \end{aligned} \tag{41}$$

当 $\tau_a > \ln\mu/\Upsilon$, 任意 $\omega \in (0, \Upsilon - \ln\mu/\tau_a)$, 都有 $\tau_a > \ln\mu/(\Upsilon - \omega)$. 根据引理 2 可得, 对于任意 $T \geqslant t \geqslant 0$, 存在如下的不等式:

$$N_\sigma(T, t) \leqslant N_0 + (\Upsilon - \omega)(T - t)/\ln\mu, \quad \forall T \geqslant t \geqslant 0. \tag{42}$$

又因为存在如下不等式:

$$N_\sigma(T, 0) - j \leqslant 1 + N_\sigma(T, t_{j+1}), \quad j = 0, 1, \ldots, N_\sigma(T, 0). \tag{43}$$

可得 $\mu^{N_\sigma(T,0)-j} \leqslant \mu^{1+N_0}\mathrm{e}^{(\Upsilon-\omega)(T-t_{j+1})}$. 考虑到 $\omega < \Upsilon$ 成立, 则有

$$\int_{t_j}^{t_{j+1}} \Theta\mathrm{e}^{\Upsilon t} dt \leqslant \mathrm{e}^{(\Upsilon-\omega)t_{j+1}}\int_{t_j}^{t_{j+1}} \Theta\mathrm{e}^{\omega t} dt. \tag{44}$$

由式 (42)∼(44) 可得

$$W\left(T^{-}\right) \leqslant \mu^{N_\sigma(T,0)} W(0) + \mu^{1+N_0}\mathrm{e}^{(\Upsilon-\omega)T}\int_0^T \Theta\mathrm{e}^{\omega t} dt. \tag{45}$$

综上, 推导可得

$$\begin{aligned} \alpha_1 \left\|\boldsymbol{x}_e\right\|^2 &\leqslant L_A^{\sigma(T^-)}(\boldsymbol{x}_e) \\ &\leqslant \mu^{N_0}\mathrm{e}^{\left(\frac{\ln\mu}{\tau_a} - \Upsilon\right)T}\alpha_2 \left\|\boldsymbol{x}_e(0)\right\|^2 + \mu^{1+N_0}\frac{C}{\omega}\left(1 - \mathrm{e}^{-\omega T}\right) \\ &\leqslant \mu^{N_0}\mathrm{e}^{\left(\frac{\ln\mu - \Upsilon\tau_a}{\tau_a}\right)T}\alpha_2 \left\|\boldsymbol{x}_e(0)\right\|^2 + \mu^{1+N_0}\frac{C}{\omega}. \end{aligned} \tag{46}$$

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

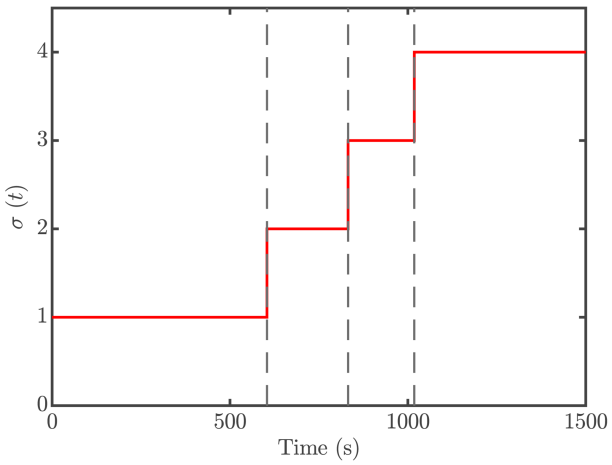


图 7　切换信号.

Figure 7　Switching signal.

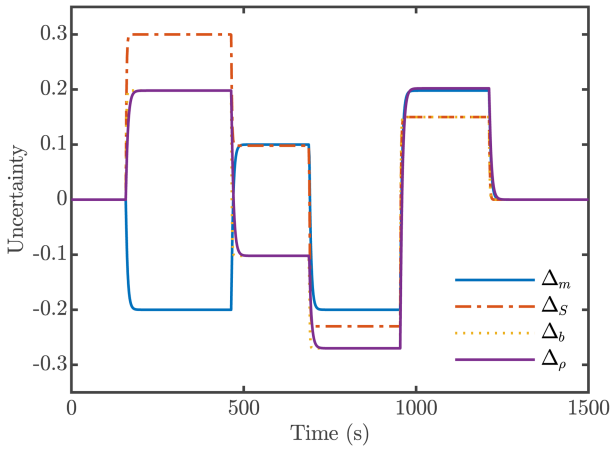


图 8　参数摄动曲线.

Figure 8　Parameter perturbation curves.

表 1　固定时间观测器参数.

Table 1　Fixed-time observer parameters.

Subsystem	Observer parameter values
$\sigma = 1$	$s_1 = 0.2$, $s_2 = 0.3$, $s_3 = 0.6$, $a = 0.5$, $b = 1.5$
$\sigma = 2$	$s_1 = 0.5$, $s_2 = 1$, $s_3 = 2$, $a = 0.5$, $b = 1.5$
$\sigma = 3$	$s_1 = 0.8$, $s_2 = 1$, $s_3 = 2.5$, $a = 0.5$, $b = 1.5$
$\sigma = 4$	$s_1 = 0.8$, $s_2 = 1.5$, $s_3 = 2.5$, $a = 0.5$, $b = 1.5$

因此, 当切换信号 $\sigma(t)$ 满足 $\tau_a > \ln\mu/\Upsilon$ 时, 超声速民机闭环切换系统误差是有界的. 证毕.

注释 1. 在本文中, 切换逻辑由超声速民机宽域飞行任务的模态边界预先确定, 这意味着超声速民机状态的变化快慢会决定实际的驻留时间. 通过精心整定参数以获得一个较大的收敛速率 Υ, 可以有效减小稳定性条件中对平均驻留时间 τ_a 的要求. 另外, 本文控制器的参数选择与系统的稳定性密切相关. 系统的稳定性条件 $\tau_a > \ln\mu/\Upsilon$ 表明, 子系统的收敛速率 Υ 是关键. 根据 $\Upsilon = \min\{k_i, 1/\delta_i - 1/2\}$, 控制器增益 k_i 和滤波器参数 δ_i 直接决定了 Υ 的大小. 原则上, 我们会选择尽可能大的 k_i 和尽可能小的 δ_i 来增大 Υ 值, 从而保证系统的误差收敛速度和稳定裕度. 然而, 在实际应用中, 过大的 k_i 会导致控制指令幅值过高, 易引起执行机构饱和; 过小的 δ_i 则会削弱动态面技术的滤波效果, 使系统对噪声敏感. 因此, 控制器参数的选择是一个在理论稳定裕度与实际动态性能之间的权衡.

5　仿真分析

本节以超声速民机在宽域飞行过程中的爬升段至巡航段为飞行任务剖面, 验证所设计基于模态划分的鲁棒切换控制方法的有效性. 超声速民机从 1 km 爬升至巡航高度 16 km, 速度由 0.3 Mach 加速至巡航速度 1.6 Mach, 共经历 3 次模态转换, 切换信号随飞行状态变化, 具体如图 7 所示.

设定超声速民机初始飞行状态 $\gamma = \theta = 0.87°$, $q = 0°/\mathrm{s}$, 升降舵偏角范围为 $[-30°, 30°]$, 初始升降舵偏 $\delta_e = -12.25°$, 推力 $T = 14377.6$ N. 考虑宽域飞行过程中外部扰动为 $d_1 = 2\sin(0.1t)$, $d_3 = 5\sin(0.5t)$, $d_5 = 15\sin(0.08t)$, 参数摄动变化如图 8 所示.

本文的软切换淡化系数设定为 $\varphi = 0.5$, 改进一阶滤波器参数 $\delta_i = 0.2$, $i = 1, 2, 3, 4$, 宽域飞行鲁棒切换控制系统其余参数如表 1 和 2 所示. 为便于后续结果分析, 将无扰动补偿和软切换策略下的控制结果曲线记为 “M1”,

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

表 2　控制器参数.

Table 2　Controller parameters.

Subsystem	Controller parameter values
$\sigma = 1$	$k_1 = 0.5,\ k_2 = 1,\ k_3 = 1.2,\ k_4 = 1.8,\ k_5 = 2.2$
$\sigma = 2$	$k_1 = 0.9,\ k_2 = 1.6,\ k_3 = 2,\ k_4 = 2.2,\ k_5 = 3$
$\sigma = 3$	$k_1 = 1.2,\ k_2 = 1.8,\ k_3 = 2,\ k_4 = 3,\ k_5 = 3.8$
$\sigma = 4$	$k_1 = 1.6,\ k_2 = 2.5,\ k_3 = 2.8,\ k_4 = 3,\ k_5 = 5$

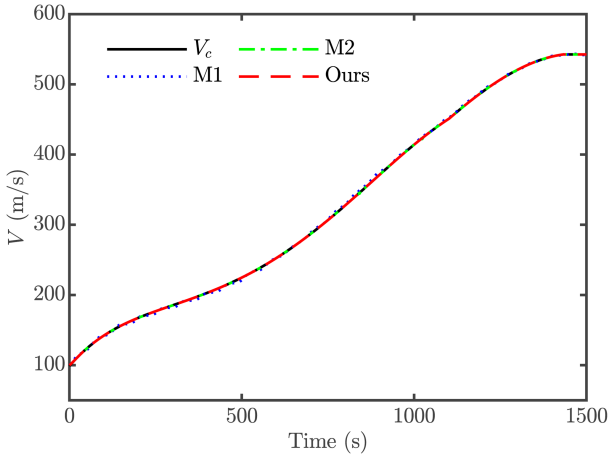


图 9　速度跟踪曲线.

Figure 9　Velocity tracking curves.

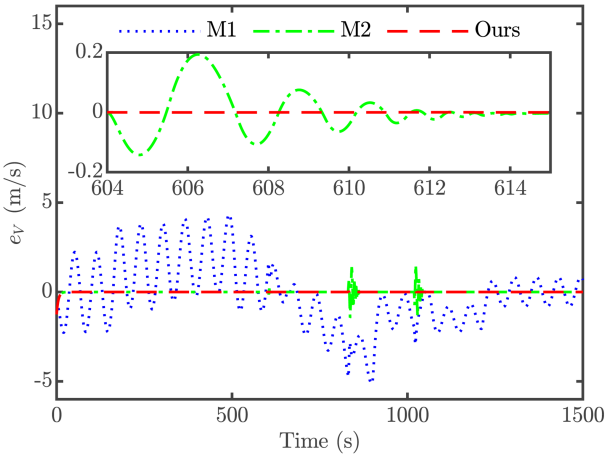


图 10　速度跟踪误差曲线.

Figure 10　Velocity tracking error curves.

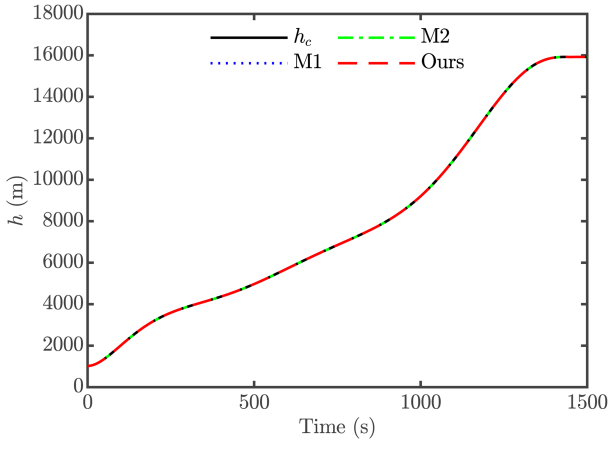


图 11　高度跟踪曲线.

Figure 11　Altitude tracking curves.

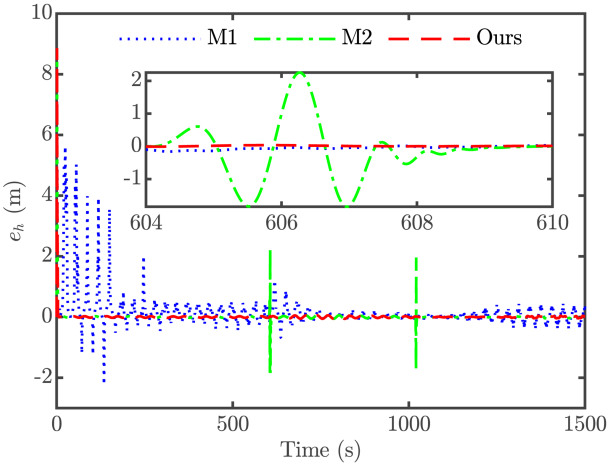


图 12　高度跟踪误差曲线.

Figure 12　Altitude tracking error curves.

将扰动补偿和硬切换控制策略下的仿真曲线记为 “M2”, 将两种控制策略与本文所设计方法 “Ours” 进行对比分析, 具体结果如下.

由图 9~12 可知, 超声速民机在宽域飞行过程中因外部扰动和参数摄动等不确定性的影响, M1 的误差曲线呈现出大幅度的持续振荡, 误差范围在速度通道达到 ± 5 m/s, 在高度通道峰值超过 6 m. 在缺少扰动补偿机制的情况下, 超声速民机飞行控制系统无法抵抗模型不确定性和外部扰动的不利影响, 导致控制系统性能严重下

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

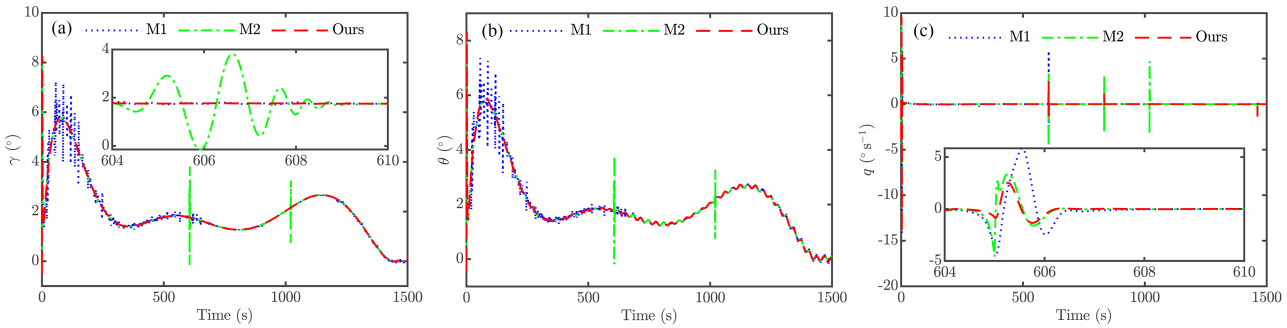


图 13　姿态相关变量响应曲线. (a) 航迹倾角; (b) 俯仰角; (c) 俯仰角速度.

Figure 13　Attitude-related response curves. (a) Flight-path angle; (b) pitch angle; (c) pitch rate.

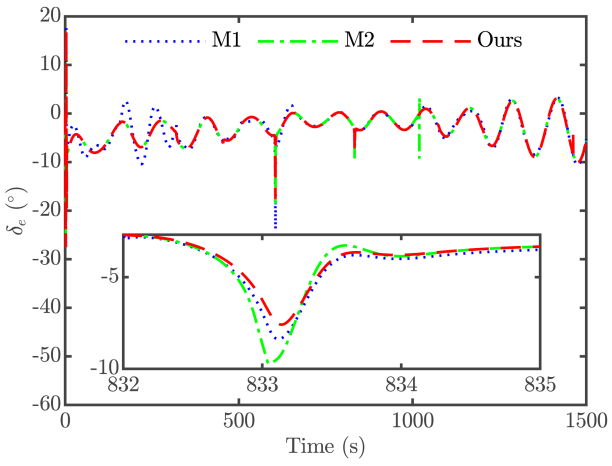


图 14　升降舵偏角曲线.

Figure 14　Elevator deflection curves.

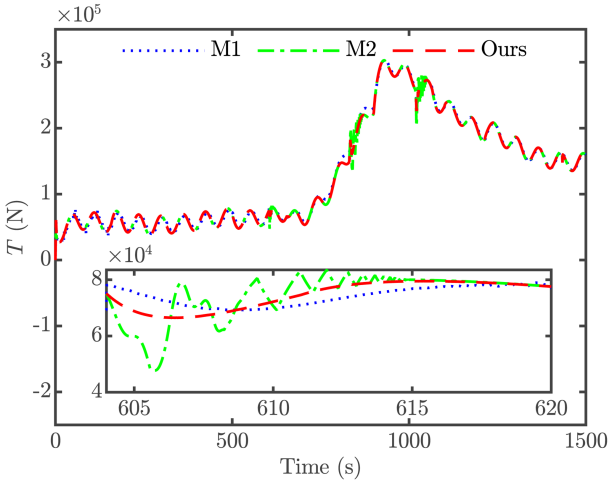


图 15　推力曲线.

Figure 15　Thrust curves.

降, 呈现失稳趋势. 相比较, 本文所设计控制方法的误差曲线在整个仿真时域内都基本收敛于零线附近, 表明所设计的固定时间扰动观测器能够有效、快速地对集总扰动进行在线估计和补偿, 从而保证了闭环系统在强扰动环境下的高精度跟踪能力.

同时, 图 13 表明 M2 的硬切换策略在切换瞬间, 航迹倾角、俯仰角和俯仰角速度均出现了剧烈的瞬态响应. 具体表现为, 状态量迅速偏离平衡点, 并产生了持续约 6 s 的、具有明显超调和振荡的阻尼过程. 这种振荡是由于控制律的瞬时不连续性对系统造成了冲击, 严重影响飞行稳定性, 若不及时处理可能会导致姿态超出安全包线范围. 而本文方法在同一切换点处, 所有状态变量的过渡都保持平滑. 以高度误差为例, 其波动幅度被精确控制在 ±0.12 m 以内. 这表明, 通过在切换期间对新旧控制律进行平滑的加权融合, 软切换策略成功地抑制了切换带来的瞬态冲击, 对飞行控制系统有明显的性能提升.

由图 14 和 15 可知, 在切换点附近, 升降舵偏角和推力曲线均出现了明显的突变和抖振现象, 在实际工程应用中会加剧执行机构 (如舵机、发动机) 的机械磨损, 增加不必要的能量消耗, 并可能激发系统未建模的高频动态, 影响系统可靠性. 相比之下, 本文方法的控制输入曲线在整个仿真过程中, 包括所有切换点, 都保持了良好的连续性和平滑性. 这表明软切换策略不仅优化了系统状态的响应, 也优化了控制能量的输出, 对于提升超声速民机飞行控制系统全生命周期的可靠性具有重要意义.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

6　结论

本文针对超声速民机在宽域飞行任务中存在的多模态特性、模型不确定和外部扰动问题, 提出了一种基于模态划分的鲁棒切换控制方法. 首先, 考虑超声速民机宽域飞行过程中的多模态特性, 通过基于 DATCOM 的气动特性分析和基于模糊 C 均值聚类的模态划分方法, 构建了面向宽域飞行的切换控制模型和切换信号. 此外, 针对宽域飞行过程中存在的参数摄动和外部扰动问题, 设计了一种固定时间收敛的扰动观测器对集总扰动进行在线补偿, 提升了超声速民机飞行控制系统的鲁棒性和安全性. 最后, 结合反步法和改进的动态面技术, 设计了速度、高度鲁棒切换控制系统, 并构建了一种软切换策略保证了不同模态间的平滑切换, 提升了超声速民机飞行控制系统的稳定性和鲁棒性.

参考文献

1 Sun Y, Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design. Prog Aerospace Sci, 2017, 90: 12–38
2 Livne E. Supersonic configurations at low speeds (SCALOS): configuration comparison of SCALOS to existing designs. In: Proceedings of AIAA Scitech 2023 Forum, 2023
3 Li J F, Chen Q, Wang W, et al. Research on low-boom and high-efficiency aerodynamic configuration design for an advanced supersonic civil aircraft. Acta Aeronaut et Astronaut Sin, 2024, 45: 115–133 [李军府, 陈晴, 王伟, 等. 一种先进超声速民机低声爆高效气动布局设计研究. 航空学报, 2024, 45: 115–133]
4 Zhang X T, Zhang R, Li H F. An integrated software system for aerodynamic engineering prediction of general hypersonic vehicles. Sci Sin Inform, 2012, 42: 1423–1434 [张晓天, 张冉, 李惠峰. 一种集成通用高超声速飞行器气动工程预测系统. 中国科学: 信息科学, 2012, 42: 1423–1434]
5 Zhu Z Q, Lan S L. Research on supersonic civil aircraft and sonic boom reduction. Acta Aeronaut et Astronaut Sin, 2015, 36: 2507–2528 [朱自强, 兰世隆. 超声速民机和降低音爆研究. 航空学报, 2015, 36: 2507–2528]
6 Qiao J L, Han Z H, Ding Y L, et al. Influence of stratified atmospheric turbulence on far-field sonic boom propagation. Acta Aeronaut et Astronaut Sin, 2023, 44: 120–135 [乔建领, 韩忠华, 丁玉临, 等. 分层大气湍流场对远场声爆传播的影响研究 (超声速民机气动专栏). 航空学报, 2023, 44: 120–135]
7 Tian Y Z, Yuan H C, Zhang L L, et al. Design method and flow characteristics of streamline tracing inward turning low sonic boom inlet. J Propuls Technol, 2021, 42: 1798–1806 [田亚洲, 袁化成, 张玲玲, 等. 流线追踪内转式低音爆进气道的设计方法及流动特征. 推进技术, 2021, 42: 1798–1806]
8 Wang Y F, Chen H Y, Zhang H B. Inlet/engine matching of adaptive cycle engine for cruise mission. Acta Aeronaut et Astronaut Sin, 2024, 45: 104–115 [王一凡, 陈浩颖, 张海波. 面向巡航任务的自适应循环发动机进/发匹配. 航空学报, 2024, 45: 104–115]
9 Wang Q, Wang T, Dong Z Y. Gain-scheduled H^∞ tracking control for switched polytopic aircraft. J Astronaut, 2015, 36: 1133–1139 [王青, 王通, 董朝阳. 切换多胞飞行器的变增益 H^∞ 跟踪控制. 宇航学报, 2015, 36: 1133–1139]
10 Liu S, Whidborne J F, Chumalee S. Disturbance observer enhanced neural network LPV control for a blended-wing-body large aircraft. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2021, 57: 2689–2703
11 Cheng Y, Xu B, Lian Z, et al. Adaptive learning control of switched strict-feedback nonlinear systems with dead zone using NN and DOB. IEEE Trans Neural Netw Learn Syst, 2021, 34: 2503–2512
12 Li J, Qi X H, Xia Y Q, et al. Linear/nonlinear active disturbance rejection switching control method. Acta Automat Sin, 2016, 42: 202–212 [李杰, 齐晓慧, 夏元清, 等. 线性/非线性自抗扰切换控制方法研究. 自动化学报, 2016, 42: 202–212]
13 Wang Q, Wu Z D, Hou Y Z, et al. Analysis and synthesis of switched systems for aircraft control. J Astronaut, 2013, 34: 147–156 [王青, 吴振东, 侯砚泽, 等. 面向飞行器控制的切换系统分析与综合. 宇航学报, 2013, 34: 147–156]
14 Ma L Q, Sun X Z. Flight control system design for BWB civil aircraft considering safety. J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2023, 49: 804–814 [马立群, 孙晓哲. 考虑安全性的 BWB 民机飞行控制系统设计. 北京航空航天大学学报, 2023, 49: 804–814]
15 Cheng Y X, Xu B, Hong R. Switching control of combined power aerospace vehicles for wide-area flight. Sci Sin Inform, 2022, 52: 1687–1710 [程怡新, 许斌, 洪锐. 面向宽域飞行的组合动力空天飞行器切换控制. 中国科学: 信息科学, 2022, 52: 1687–1710]
16 Dong Z H, Li Y H, Lyu M L, et al. Nonsingular fixed-time adaptive switching control for hypersonic vehicles considering input constraints. Syst Eng Electron, 2023, 45: 1476–1488 [董泽洪, 李颖晖, 吕茂隆, 等. 考虑输入受限的高超声速飞行器非奇异固定时间自适应切换控制. 系统工程与电子技术, 2023, 45: 1476–1488]
17 Guimarãs T A, Cesnik C E S, Kolmanovsky I. Low speed aerodynamic modeling for control-related considerations in supersonic aircraft design. In: Proceedings of AIAA Aviation 2021 Forum, 2021
18 Oosterom M, Babuška R. Design of a gain-scheduling mechanism for flight control laws by fuzzy clustering. Control Eng Pract, 2006, 14: 769–781

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330

19 Wang X, Guo J, Tang S, et al. Fixed-time disturbance observer based fixed-time back-stepping control for an air-breathing hypersonic vehicle. ISA Trans, 2019, 88: 233–245
20 Hespanha J A P, Morse A S. Stability of switched systems with average dwell-time. In: Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, 1999. 2655–2660
21 Shtessel Y, Edwards C, Fridman L, et al. Sliding Mode Control and Observation. New York: Springer, 2014. 291–320
22 Utkin V. On convergence time and disturbance rejection of super-twisting control. IEEE Trans Automat Control, 2013, 58: 2013–2017
23 Gong L, Wang Q, Dong C. Disturbance rejection control of morphing aircraft based on switched nonlinear systems. Nonlinear Dyn, 2019, 96: 975–995
24 Cui Y, Zhang H, Wang Y, et al. A fuzzy adaptive tracking control for MIMO switched uncertain nonlinear systems in strict-feedback form. IEEE Trans Fuzzy Syst, 2019, 27: 2443–2452

Robust switching control for supersonic civil aircraft based on wide-envelope flight mode partitioning

Xiaohui LIANG[1†], Jiale LU[1†], Weixin HAN[1], Junqiang AI[2], Yuting TAN[2] & Bin XU[1*]

1. *School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*
2. *The First Aircraft Design and Research Institute of Aviation Industry, Xi'an 710089, China*
* Corresponding author. E-mail: binxu@nwpu.edu.cn
† Equal contribution

Abstract To tackle challenges encountered by supersonic civil aircraft during wide-envelope flight-such as multimodal switching, pronounced variations in aerodynamic characteristics, and external disturbances-this paper proposes a robust switching control strategy built upon wide-envelope flight mode partitioning. First, a flight mode partitioning approach based on fuzzy C-means clustering is adopted to construct a mode-switching signal applicable to wide-envelope operations. Next, a fixed-time convergent disturbance observer is developed to rapidly estimate and compensate for model uncertainties and exogenous disturbances. By integrating backstepping with an improved dynamic surface control technique, a soft-switching control scheme is designed to enable stable transitions among different modes, thereby ensuring closed-loop stability and robustness. The stability of the resulting switched closed-loop system is rigorously established via multiple Lyapunov functions and the average dwell-time framework. Finally, numerical simulations are presented to demonstrate the effectiveness of the proposed method.

Keywords supersonic civil aircraft, wide-envelope flight, mode partitioning, switching control, disturbance observation

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2025-0330