基于参数空间寻优的超低空空投 L_1 自适应控制器参数优化

毛瑜吴¹, 董文瀚^{1†}, 朱家海¹, 畅锦永¹, 刘 日²

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 空军哈尔滨飞行学院 理论训练系, 黑龙江 哈尔滨 150000)

摘要: 针对基于L₁自适应控制的超低空空投纵向控制器,利用基于参数空间寻优(parameter space investigation, PSI)的多准则优化方法,以空投任务性能等级为指标,对L₁自适应控制器中状态估计器短周期阻尼比、自然频率以及低 通滤波器带宽这3个参数进行优化,通过两次迭代,最终求得合适的Pareto最优解以完成参数优化的过程. 仿真验证了参 数寻优过程的有效性和适用性,证明了经参数优化后,超低空空投任务性能等级由"适度"改善至"期望",L₁控制器的 动态性能和鲁棒性能提升显著,可有效保证运输机的安全性和空投任务的顺利完成.

关键词:超低空空投; L1自适应控制;参数空间寻优; Pareto最优解; 任务性能

引用格式: 毛瑜昊, 董文瀚, 朱家海, 等. 基于参数空间寻优的超低空空投L₁自适应控制器参数优化. 控制理论与应用, 2019, 36(2): 327 – 336

中图分类号: TP273 文献标识码: A DOI: 10.7641/CTA.2018.70762

Parameter optimization of ultra-low-altitude airdrop L_1 adaptive controller based on parameter space investigation

MAO Yu-hao¹, DONG Wen-han^{1†}, ZHU Jia-hai¹, CHANG Jin-yong¹, LIU Ri²

College of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an Shaanxi 710038, China;
 Theory Training Department, Air Force Harbin Flight Academy, Harbin Heilongjiang 150000, China)

Abstract: Aiming at the ultra-low-altitude airdrop longitudinal controller based on the L_1 adaptive control, by utilizing the multi-criterion optimization method based on the parameter space investigation (PSI), taking the airdrop task performance grade as an index, the three parameters, including the state predictor short period damping ratio, the state predictor short period natural frequency and the low pass filter bandwidth, of an L_1 controller are optimized in this paper. Finally, the proper Pareto optimal solution is determined through twice iterations to complete the optimization process. Through the simulation results, the validity and applicability of the optimization process is verified and the ultra-low-altitude airdrop task grade is improved into expectation from moderation through the optimization process. The transient performance and the robustness margins of the L_1 adaptive controller are significantly improved which can ensure the security of the transport aircraft effectively and the completion of the airdrop mission successfully.

Key words: ultra-low-altitude airdrop; L_1 adaptive control; parameter space investigation; pareto optimal; task performance

Citation: MAO Yuhao, DONG Wenhan, ZHU Jiahai, et al. Parameter optimization of ultra-low-altitude airdrop L_1 adaptive controller based on parameter space investigation. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(2): 327 – 336

1 引言

超低空空投,指利用降落伞等动力减速器在距地 约3~10 m高度从大型运输机上将重型武器装备、弹 药、货物等空投至指定区域.超低空空投面临的是一 个强耦合、强非线性、且外界扰动大的不确定控制系 统,因此需要针对超低空空投纵向控制问题设计具有 强鲁棒性的控制器,来提升飞机空投能力^[1-3].

自适应控制是一种极具潜力的飞行控制方法[4-6],

本文责任编委:段志生.

但是快速自适应或者高增益控制可能会导致高频抖动,从而激发未建模动态,影响控制效果^[7].2006年 Cao等^[8]提出了L₁自适应控制方法,其基本原理是:引 入了一个低通滤波器来达到从控制信号中削弱未知 高频干扰带来的影响,同时保证跟踪误差渐进趋于 零^[9].L₁自适应能很好的解决空投过程中复杂的控制 问题^[10-11],同时对自适应控制中存在的高频抖动及由 其引起的未建模动态具有较好的抑制作用,保证了系

收稿日期: 2017-10-20; 录用日期: 2018-04-18.

[†]通信作者. E-mail: dongwenhan@sina.com.

航空科学基金项目(20141396012)资助.

Supported by the Aviation Science Foundation of China (20141396012).

统的瞬时性能和稳态跟踪效果.

超低空空投过程中,飞机处于低空低速的飞行状 态,并受重型货物移动、飞机重量和重心变化、地面效 应等多种因素影响,易发生安全事故,因此在进行超 低空空投控制器设计时,最大的挑战就是如何设计合 适的控制器参数来同时保证载机的安全性和良好的 任务性能,但超低空空投指标体系和飞行品质对空投 过程的约束条件复杂,且需要达到的性能指标目标不 唯一,属于较为复杂的多指标优化问题,需要最终在 多维控制参数空间寻得的最优解应在满足各个边界 条件的基础上,最小化控制器性能指标与各个期望指 标之间的差距. 在求解时需要进行大量重复迭代的仿 真,并需要分析计算多项任务性能指标和飞行品质要 求,并且具有较大的任务复杂度,由于参数众多且非 连续,很难采用梯度优化算法解算,随机参数算法在 处理此类问题时被证明是极为有效的[12-13],其中,参 数空间寻优(parameter space investigation, PSI)方法, 够解决性能指标空间的高维度问题,通过使用伪随机 采样,降低了运算的复杂程度和成本[14-15],同时其作 为一种非梯度优化算法^[16],在解决诸如L1自适应控制 器这样具有大量微分计算的参数优化问题时,更加便 捷,且相比于梯度优化算法,更容易寻得全局最优,而 不会囿于局部最优,适合对L1控制器的重要设计参数 进行参数优化提升L1自适应控制器动态过程品质和 鲁棒性,以达到空投纵向指标体系设计要求并实现更 优的任务性能.

本文针对基于L₁自适应控制的超低空空投纵向控制器,利用基于PSI的多准则优化方法,对L₁自适应控制器中状态估计器短周期阻尼比、自然频率以及低通滤波器带宽这3个参数进行优化,解决提升L₁自适应控制器性能的参数优化问题,同时将PSI方法与遗传算法进行对比,验证算法的优良性能.

2 超低空空投纵向数学模型

2.1 空投数学模型

根据文献[10], 空投纵向数学模型可化为如下非 线性系统形式:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + G(x)U, \\ y &= H(x). \end{aligned}$$
 (1)

系统状态变量为 $\boldsymbol{x} = [V \ \alpha \ q \ \theta]^{\mathrm{T}},$ 输入为 $\boldsymbol{u}(t) = [\delta_{\mathrm{e}} \ \delta_{\mathrm{p}}]^{\mathrm{T}}, V, \alpha, q, \theta, \delta_{\mathrm{e}}, \delta_{\mathrm{p}}$ 分别为载机空速、迎角、俯仰角速度、俯仰角、升降舵、油门.

在货物解锁前,载机处于定高平飞的状态,满足线 性化的条件,在货物解锁后,货物的移动、投放、地面 效应等带来的影响,将在线性化方程中加入f(t,x(t)) 的未知非线性修正项,将其按照匹配性分解可得线性 化后的方程为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + B_{\rm m}[\omega u(t) + f_1(t, x(t))] + \\ B_{\rm um} f_2(t, x(t)), \\ y(t) = C^{\rm T} x(t), \end{cases}$$
(2)

其中: $\boldsymbol{x} = [\Delta V \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta]^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{u}(t) = [\Delta \delta_{\mathrm{e}} \ \Delta \delta_{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}},$ $\boldsymbol{x}_0 = \boldsymbol{x}(0) = \boldsymbol{0}, \boldsymbol{y}(t) = [\Delta V \ \Delta \theta]^{\mathrm{T}}, \omega$ 为飞机舵面实 际输出效率的折算系数, $B_{\mathrm{m}}f_1(t, \boldsymbol{x}(t))$ 代表了系统的 匹配不确定部分, $B_{\mathrm{um}}f_2(t, \boldsymbol{x}(t))$ 代表了系统的非匹 配不确定部分; $B_{\mathrm{m}}, B_{\mathrm{um}}$ 是常值矩阵, 满足 $B_{\mathrm{m}}^{\mathrm{T}}B_{\mathrm{um}}$ = 0和rank $[B_{\mathrm{m}} \ B_{\mathrm{um}}] = n$, 且有

$$\begin{bmatrix} f_1(t,x) \\ f_2(t,x) \end{bmatrix} = [B_{\rm m} \ B_{\rm um}]^{-1} f(t,x).$$
(3)

3 L₁自适应控制器及优化问题的建立

3.1 L₁自适应控制器

待优化的L₁自适应控制器包含两个回路:外回路 采用PID控制器实现对高度指令的跟踪;内回路实现 对期望姿态角和速度的稳定控制和跟踪,包含两个部 分:一部分是针对系统线性部分的基于极点配置的状 态反馈控制器,另一部分是针对非线性部分的L₁自适 应姿态保持控制器.

控制信号 $u(t) = u_m + u_{ad}$,其中: $u_m(t) = -K_m^T$ x(t)是针对线性部分的控制信号,其有状态反馈控制 器产生, $u_{ad} = kD(s)\hat{\eta}(s)$ 是 L_1 自适应补偿控制信号. $K_m \in \mathbb{R}^{2\times 2}$ 由极点配置的方法获得,使得 $A_m = A$ $- B_m K_m^T$ 为霍尔维茨矩阵,这里需要明确的是只针对 短周期模态进行极点配置,因此线性化后的状态方程, 只选择代表短周期的两个状态量即 α 和q,因此相应的 矩阵的维数都会发生变化.原系统状态方程可写为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = \\ A_{m}x(t) + B_{m}(\omega(t)u_{ad} + \theta_{1}(t) \|x(t)\|_{\infty} + \\ \sigma_{1}(t)) + B_{um}(\theta_{2}(t) \|x(t)\|_{\infty} + \sigma_{2}(t)), \\ y(t) = C^{T}x(t), \end{cases}$$
(4)

其中: $\theta_1(t) \in \mathbb{R}^m$, $\sigma_1(t) \in \mathbb{R}^m$ 是未知时变参数, 代 表系统不确定性的匹配部分; $\theta_2(t) \in \mathbb{R}^{n-m}$, $\sigma_2(t) \in \mathbb{R}^{n-m}$ 也为未知时变参数, 代表系统不确定性的非匹 配部分.

L₁自适应控制器结构由状态估计器、参数自适应 律和带有低通滤波器的控制律3部分组成.

同文献[10],对于系统方程,状态估计器为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A_{\rm m} \hat{x}(t) + B_{\rm m}(\hat{\omega}(t)u + \hat{\theta}_1(t) \| x(t) \|_{L_{\infty}} + \hat{\sigma}_1(t)) +, \\ B_{\rm um}(\hat{\theta}_2(t) \| x(t) \|_{L_{\infty}} + \hat{\sigma}_2(t)), \\ \dot{y}(t) = C^{\rm T} \hat{x}(t), \ \dot{x}(0) = x_0, \end{cases}$$
(5)

式中 $\hat{x}(t), \hat{y}(t), \hat{\omega}(t), \hat{\theta}_i(t), \hat{\sigma}_i(t)$ 表示对应参数的估计 值, 状态估计器与系统结构相同, 只是用参数估计值 代替未知参数.

自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\omega}}(t) = \Gamma \operatorname{Proj}(\hat{\omega}(t), -(\tilde{x}^{\mathrm{T}}(t)PB_{\mathrm{m}})^{\mathrm{T}}u^{\mathrm{T}}(t)), \\ \hat{\omega}(0) = \hat{\omega}_{0}, \\ \dot{\hat{\theta}}_{1}(t) = \Gamma \operatorname{Proj}(\hat{\theta}_{1}(t), -(\tilde{x}^{\mathrm{T}}(t)PB_{\mathrm{m}})^{\mathrm{T}} ||x_{t}(t)||_{\infty}), \\ \hat{\theta}_{1}(0) = \hat{\theta}_{10}, \\ \dot{\hat{\sigma}}_{1}(t) = \Gamma \operatorname{Proj}(\hat{\sigma}_{1}(t), -(\tilde{x}^{\mathrm{T}}(t)PB_{\mathrm{m}})^{\mathrm{T}}), \\ \hat{\sigma}_{1}(0) = \hat{\sigma}_{10}, \\ \dot{\hat{\theta}}_{2}(t) = \Gamma \operatorname{Proj}(\hat{\theta}_{2}(t), -(\tilde{x}^{\mathrm{T}}(t)PB_{\mathrm{um}})^{\mathrm{T}} ||x_{t}(t)||_{\infty}), \\ \hat{\theta}_{2}(0) = \hat{\theta}_{20}, \\ \dot{\hat{\sigma}}_{2}(t) = \Gamma \operatorname{Proj}(\hat{\sigma}_{2}(t), -(\tilde{x}^{\mathrm{T}}(t)PB_{\mathrm{um}})^{\mathrm{T}}), \\ \hat{\sigma}_{1}(0) = \hat{\sigma}_{10}, \end{cases}$$

$$(6)$$

其中: $\tilde{x} \triangleq \hat{x} - x, \Gamma \in \mathbb{R}^+$ 为自适应增益, $P^{\mathrm{T}} = P > 0$ 是等式 $A_{\mathrm{m}}^{\mathrm{T}}P + PA_{\mathrm{m}} = -Q, Q > 0$ 的解阵, $\operatorname{Proj}(\cdot)$ 为投影算子^[17], 保证了参数估计值的有界性.

控制律为

$$u_{\rm ad} = -KD(s)\hat{\eta}(s),\tag{7}$$

其中: K是滤波器反馈增益, $\hat{\eta}(s)$ 是 $\hat{\eta}(t)$ 的Laplace变换. 低通滤波器的表达式为

$$C_{\rm f}(s) \triangleq \omega K D(s) [I + K D(s)]^{-1}, \qquad (8)$$

需选取适当的 $K \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ 和严格对角占优矩阵D(s)使得 $C_{\rm f}(s)$ 严格对角占优且稳定,且其低通滤波增益 $C_{\rm f}(0)$ = I,则滤波器又可以写作

$$C_{\rm f}(s) = \omega K (sI + \omega K)^{-1}.$$
 (9)

控制器性能分析见参考文献[10].

3.2 优化问题的各类约束条件

假设要对一个问题的r个设计参数 x_1, \dots, x_r 进行 优化, $\mathbf{x} = (x_1, \dots, x_r)$ 是r维参数空间的向量. 那么 对一个具有实际工程应用背景的参数优化问题所具 有的各类约束条件是笔者首先需要考虑的.

3.2.1 待设计参数

待设计参数(design variable, DV), 即待优化参数, 用 x_j 表示, 其有上、下界, 可表示为 $x_j^* \leq x_j \leq x_j^{**}$, $j = 1, \dots, r$.

对超低空空投 L_1 自适应控制器的参数进行优化的 目的是提升空投任务性能,同时保证载机的安全性, 故选取 L_1 自适应控制器中状态估计器短周期模态的 阻尼比 ζ_d 和自然频率 ω_d 作为待设计参数变量,这两项 参数可以影响载机响应的快慢.第3个设计参数选择 与匹配不确定性相连的低通滤波器的带宽 ω ,其可以 调节控制回路的响应延迟.

DV1: 状态估计器短周期阻尼比 ζ_d (无量纲); DV2: 状态估计器短周期自然频率 ω_d (rad/s); DV3: 低通滤波器的带宽 ω (rad/s).

3.2.2 性能指标

性能指标(criteria)是指待优化问题的各项约束条 件,比如效率、成本等,记为 $\Phi_v(\boldsymbol{x})(v=1,\cdots,k)$,其 可以有先验值.这里本文目标是选取合适的参数x使 得 $\Phi_v(\boldsymbol{x})$ 取得最小值.为避免性能指标的取值不合理, 定义性能指标约束 $\Phi_v(\boldsymbol{x}) \leq \Phi_v^{**}(v=1,\cdots,k), \Phi_v^{**}$ 是可被接受的最差值,即性能指标的最大取值.

超低空重装空投任务性能评估,主要指依据给定 的评估项目与指标范围,通过分析飞机在空投过程中 飞行高度、速度、迎角、法向过载以及俯仰角等飞行 状态的安全范围,对超低空重装空投的"任务性能" 与"安全性能"进行综合评判,这些指标范围正是确 定性能指标约束的依据.在确保任务安全的情况下, 某型运输机执行超低空空投任务时纵向各飞行状态 的任务性能指标范围如表1所示^[18].

表1中: H_0 为载机的初始飞行高度, ΔH 为高度 的允许变化范围; V_s 为失速限制速度, V_{ge} 为起落架 触地速度限制; l_c 表示主起落架距离尾舱距离; arcsin(Hl_c)为避免载机尾端触地的俯仰角限制, 同 时为满足驾驶员操纵视线要求, 俯仰角最大值满足 $\theta_{max} \leq 13^\circ$; α_c 为失速迎角限制. 表1确定了各指标的 上、下限, 即空投任务各指标的允许边界.

表1超低空空投任务性能指标(允许边界)
Table 1 Criteria of ultra-low-altitude airdrop task (allowable boundary)

评估项目	高度/m	速度/(m · s ⁻¹)	俯仰角/(°)	迎角/(°)	法向过载/g
初值范围	$5 < H_0 < 10$	$1.2 V_{\rm s} < V < V_{\rm ge}$	[1.5, 3]	[1.5, 3]	≈ 1
变化范围	$\Delta H < H_0$		$\theta_{\rm max} < \min(\arcsin(H/l_{\rm c}), 13)$	$\alpha \leqslant \alpha_{\rm c}$	$0.5 < n_{\rm z} < 3$

根据文献[18]提出的基于C-H评估准则^[19]建立的 任务性能等级划分,可将载机任务性能划分为"期 望"、"适度"、"安全"3个等级.表2^[18]列出了俯仰 角、迎角和法向过载的计算公式,根据公式可计算出 该型运输机执行超低空空投任务时,纵向飞行状态应 满足的任务性能指标要求和等级划分.表中下脚 标"+"、"-"表示状态量相对初始时刻的增大或减 小.

表 2 各等级性能指标范围 Table 2 Criteria range of each grade

评估项目	期 望	适度	安 全
俯仰角	$\Delta \theta_{\max +} \in (0, 0.37(\theta_{\max} - \theta_{p})],$ $\Delta \theta_{\max -} \in (-0.37\theta_{p}, 0]$	$\begin{aligned} \Delta\theta_{\max +} &\in (0.37(\theta_{\max} - \theta_{p}), \\ &0.69(\theta_{\max} - \theta_{p})], \\ \Delta\theta_{\max -} &\in (-0.69\theta_{p}, -0.37\theta_{p}] \end{aligned}$	$[0.05 \ 0.95 heta_{ m max}]$
迎角	$\Delta \alpha_{\max +} \in (0, 0.37(\alpha_{\max} - \alpha_{p})],$ $\Delta \alpha_{\max -} \in (-0.37\alpha_{p}, 0]$	$\begin{aligned} \Delta \alpha_{\max +} &\in (0.37(\alpha_{\max} - \alpha_{p}), \\ & 0.69(\alpha_{\max} - \alpha_{p})], \\ \Delta \alpha_{\max -} &\in (-0.69\alpha_{p}, -0.37\alpha_{p}] \end{aligned}$	$[0.05 \hspace{0.1in} 0.95 \alpha_{cr}]$
过载	$n_z \in [0.63 + 0.37 n_{z_{\min}},$ $0.63 + 0.37 n_{z_{\max}}]$	$n_z \in [0.31 + 0.69 n_{z_{\min}}, \\ 0.31 + 0.69 n_{z_{\max}}]$	$[\frac{19n_{z_{\min}} + n_{z_{\max}}}{20}, \frac{n_{z_{\min}} + 19n_{z_{\max}}}{20}]$

期望:执行超低空空投任务最安全可靠.

适度:执行超低空空投任务的载机安全裕度有所 降低.

安全:人机闭环响应任务性能特性较差,仅能保证 载机基本安全.

表2中: θ_p 和 α_p 分别表示俯仰角和迎角的初始配 平值.根据表中各等级任务指标,可以得出12个性能 指标约束如下:

(1) $C1 = |\max_{t \in [t_0, t_f]} \alpha(t) - \alpha_0|.$ (2) $C2 = |\min_{t \in [t_0, t_f]} \alpha(t) - \alpha_0|.$

式中: t₀, t_f分别表示空投起始和结束时刻, C1, C2分别表示空投过程中迎角最大值和最小值与初始 配平迎角的差值的绝对值, 二者共同描述了迎角的安 全边界约束. 定义两个性能指标约束来描述迎角的波 动幅度, 是因为在表2的任务性能等级划分中, 对应各 等级迎角变化量的取值范围有上、下界, 而在PSI方法 中, 调参的目的是使指标函数的值尽可能取到极小值, 因此需要对迎角波动的上界和下界分开描述.

③
$$C3 = |\max_{t \in [t_0, t_f]} n_z(t) - n_{z0}|.$$

④ $C4 = |\min_{t \in [t_0, t_f]} n_z(t) - n_{z0}|.$
C3, C4描述了法向过载的波动幅度.
⑤ $C5 = |\max_{t \in [t_0, t_f]} \theta(t) - \theta_0|.$
⑥ $C6 = |\min_{t \in [t_0, t_f]} \theta(t) - \theta_0|.$
C5, C6描述了俯仰角的安全边界约束.
⑦ $C7 = \max(|V(t) - V|).$
C7表示飞行速度的安全边界约束.
⑧ $C8 = \max(|H(t) - H_0|).$

C8表示飞行高度的安全边界约束.

(9)
$$C9 = \int_{t_0}^{t_1} |H(t) - H_0| dt$$

ate

C9表示飞行高度变化量的L₁范数,反映了载机纵向航迹的稳定性,一定程度上体现了超低空空投纵向控制器的动态过程品质和鲁棒性.

C10表示法向过载变化量的 L_1 范数.

C11表示迎角变化量的 L_1 范数,反映在空投过程中迎角的波动情况.

(2) $C12 = \int_{t_0}^{t_f} |V(t) - V_0| \, \mathrm{d}t.$

*C*12表示飞行速度变化量的*L*₁范数,表征了飞行速度的稳定性.

有了约束条件的限制,接下来要做的就是寻找可 行解集*D*,即满足所有约束条件的值的集合,这里定 义:① Pareto最优解:对于可行解集*D*中一点 $\alpha_0 \in D$, 如果不存在一点 $\alpha \in D$ 使得对所有 $v = 1, \dots, k, \Phi$ (α) < $\Phi(\alpha_0)$,则称 α_0 为Pareto最优解.可行解集中 所有满足条件的 α_0 的集合*P*成为Pareto最优解集.

"虚假"性能指标约束(pseudo criteria):不用于 寻求② Pareto最优解集,只是用于寻求可行解集D,这 样的性能指标约束就称为"虚假"性能指标约束.换 句话说也就是我们在形成Pareto最优解集时,最需考 虑的是超低空空投最重要的一些性能指标的值,比如 高度,只在这些指标之间进行Pareto寻优.因此,本文 中C3,C4,C7,C10,C12被界定为"虚假"性能指标 约束.

在实际的工程应用中,最合适的解几乎都属于

Pareto最优解集,因此寻求Pareto最优解集P是优化问题的核心.

3.3 优化问题的建立

3.3.1 PSI的运行流程

步骤1 编辑测试表.

首先产生N个满足待设计参数上、下界参数向量 x^1, \dots, x^N ,带入空投及控制器仿真中解算每个向量 对应所有的性能指标的值 $\Phi_v(x^i)(i = 1, \dots, N, v = 1, \dots, k)$,将每个性能指标的N个值按从小到大的顺 序排列,这样即可组成一个N × k的测试表.

步骤2 性能指标约束值选取.

设计者每次选定一项性能指标的约束值 Φ_v^{**} ,每次 经筛选后符合约束条件的部分将重组成新的测试表, 以此类推完成约束值的设定.

步骤3 形成可行解集D.

以第1个性能指标 $\Phi_1(\mathbf{x})$ 为例,考虑相对应的测试 表,所选取的指标约束值为 Φ_1^{**} ,在对应序列中有 $\Phi_1(\mathbf{x}^{i^1}) \leq \cdots \leq \Phi_1(\mathbf{x}^{i^{C_1}}) \leq \Phi_1^{**}$,其中 $\mathbf{x}^{i^{C_1}}$ 为满足约 束值的最后一个向量.接下来在剩下参数向量组成的 测试表中对 $\Phi_2(\mathbf{x})$ 进行筛选,方法同 $\Phi_1(\mathbf{x})$,以此类推 完成其他指标的筛选.最终联立所有的约束 $\Phi_v(\mathbf{x}^i) \leq \Phi_v^{**}$,若存在至少一个向量满足所有的约束,则证明D 非空且优化问题可解,否则需返回阶段2对性能指标 的约束值进行让步并再次进行阶段3的操作,若对性能指标约束值让步过大,则需返回阶段1,改变函数约束和参数约束,重新选取参数向量进行寻优.

PSI的运行流程如图1所示.





图 2 参数优化问题框架图

Fig. 2 Optimization framework

3.3.2 优化问题的求解步骤

根据上文所述得出优化问题的框架如图2所示.

如图2所示,超低空空投过程仿真在Simulink中运行,包含运输机超低空空投模型和L1自适应控制器两部分;空投过程的任务性能指标计算在MATLAB中运

行;基于PSI方法的参数优化和筛选过程在MOVI软件中执行.

由此得出优化步骤为:

Step 1 在所给的空投初始条件下进行仿真,得到一组满足"适度"约束条件的设计参数,称之为原

型点(prototype), 以原型点的设计参数为参考拟定待 设计参数的初步范围并开始进行优化, 以任务性能为 "安全"时的各性能指标值为性能指标约束的先验条 件, 以"期望"为目标, 选定各性能指标约束的值. 第1 次迭代的目的就在于缩小拟定的初步范围, 为第2次 迭代寻取最优解打下基础.

Step 2 根据设定的新的设计参数的范围, 创建新的任务文件, 以第1次迭代所使用的性能指标约束为准, 此时若Pareto向量过多, 考虑进一步缩小性能指标约束以进行更加精确的筛选. 第2次迭代的目的在于需求合适的Pareto最优解集, 并在各个Pareto向量之间进行对比, 最终确定最优解.

Step 3 将选定向量的设计参数带入L₁自适应控制器中进行仿真验证,并与原型点各指标性能进行对比分析,以此验证调参结果对空投任务性能的改善程度.

4 优化问题的求解与分析

根据本文所研究的某型运输机的特点,选取 H_0 = 10 m, V = 80 m/s, $\alpha_p = \theta_p = 2.525^\circ$, $n_{z0} = 1$ 的 飞行状态下执行空投任务. 依据表2–3中各等级指标 范围的计算方法,可计算出该型运输机执行超低空空 投任务时, 纵向飞行状态应满足的任务性能指标要求 和等级划分.

高度指标: $\Delta H = 3$ m;

俯仰角指标: $\theta_{\min} = 0^\circ$, $\theta_{\max} = 13^\circ$, $\theta_p \in [1.5, 3]^\circ$; 迎角指标: $\alpha_{\min} = 0$, $\alpha_c = 15^\circ$;

过载指标: $n_{z \min} = 0.5$ g, $n_{z \max} = 3$ g.

各任务性能等级对应的俯仰角、迎角、过载指标可由表中公式计算得到.在计算迎角和俯仰角时,变 化最大值选取上界,最小值选取下界,例如计算"期望" 的迎角范围,取 $\Delta \alpha \sim [0.37(\theta_{\text{max}} - \theta_{\text{p}}), -0.37\theta_{\text{p}}], 可$ $得<math>\Delta \alpha \sim [-0.9343, 4.6158].$

4.1 第1次迭代

原型点的设计参数及初步设计的参数范围如表3 所示.

表 3	初步设计的待设计参数范围	

Table 3 Initial intervals of	design variables
------------------------------	------------------

DV		百刑	待设计参数范		
		尿型	Min	Max	
	DV1	1.3	0.9	1.8	
	DV2	3.55	3.4	5.5	
	DV3	33	3	60	

以任务性能为"安全"时的各性能指标值为性能 指标约束的先验条件,执行1024次测试,有480个向量 进入测试表,之后以"期望"为目标,选定各性能指标 约束的值如表4所示.

表4 性能指标约束

Table 4 Criteria constraints					
$C1 \leqslant 4.6158$	Min	$C7 \leqslant 0.6$	Pseudo		
$C2 \leqslant 0.9343$	Min	$C8 \leqslant 0.8$	Min		
$C3 \leqslant 0.74$	Pseudo	$C9 \leqslant 8$	Min		
$C4 \leqslant 0.185$	Pseudo	$C10 \leqslant 0.5$	Pseudo		
$C5 \leqslant 3.8758$	Min	$C11 \leqslant 5$	Min		
$C6 \le 0.9343$	Min	$C12 \leq 0.38$	Pseudo		

经性能指标约束筛选之后,20个向量满足可行解 集,19个向量为Pareto最优解,接下来给出可行向量在 待设计参数区间上的分布如图3所示,以此来重新界 定待设计参数的范围.



(the first iteration)

图3中圆形表示Pareto最优解,三角形表示所给出的原型.由图中各区间分布可知,缩小DV1的范围至 [1.05, 1.7],同理缩小其他两个参数待设计范围如表5 所示.

表 5 修改后的待设计参数范围 Table 5 Refined intervals of design variables

	のなどの思想		参数范围
DV	尿型	Min	Max
DV1	1.3	1.05	1.7
DV2	3.55	3.4	5
DV3	33	3	45

4.2 第2次迭代

根据上节设定的新的设计参数的范围,执行512次 测试,以第1次迭代使用的性能指标约束为准,筛选 出37个向量进入可行解集,其中3个不是Pareto最优 解,向量过多意味着可以进一步缩小性能指标约束的 值并进行更加精确的筛选.重新选定的性能指标的值 如表6所示. 表 6 修改后的性能指标约束 Tabla 6 Paginad aritaria constraints

Table 0	Refined cifierra constraints				
$C1 \leqslant 4.6158$	Min	$C7 \leqslant 0.35$	Pseudo		
$C2 \leqslant 0.9343$	Min	$C8 \leqslant 0.6$	Min		
$C3 \leqslant 0.74$	Pseudo	$C9 \leqslant 5$	Min		
$C4 \leqslant 0.185$	Pseudo	$C10 \leqslant 0.4$	Pseudo		
$C5\leqslant 3.8758$	Min	$C11\leqslant 4$	Min		
$C6 \leqslant 0.9343$	Min	$C12 \leqslant 0.37$	Pseudo		

	表 7	第2次迭代的设计参数值
Table 7	Desi	gn variables (the second iteration)

DV	프페			Pareto	最优解		
DV	原型	#85	#167	#182	#186	#366	#458
DV1	1.3	1.23	1.25	1.37	1.30	1.61	1.33
DV2	3.55	4.500	4.438	4.096	4.204	3.489	4.141
DV3	33	15.3	35.2	21.5	34.5	30.3	29.8

经过新的性能指标的筛选后,7个向量进入可行解 集,6个为Pareto最优解.图4给出了可行向量在修改后 的待设计参数区间上的分布.表7和表8给出了6个 Pareto最优解的待设计参数以及各性能指标的具体数 值.



图 4 Pareto最优解参数一分布区间(第2次迭代) Fig. 4 DV1 distribution of the Pareto solutions (the second iteration)

表 8	第2次迭代的性能指标值
Table 8	Criteria (the second iteration

性能指标	原型	Pareto最优解					
		#85	#167	#182	#186	#366	#458
C1	2.15E-01	1.94E-01	2.08E-01	1.98E-01	2.08E-01	2.04E-01	2.05E-01
C2	1.04E+00	7.70E-01	7.55E-01	7.56E-01	7.82E-01	7.67E-01	7.76E-01
C3	2.74E-01	2.80E-01	2.86E-01	2.82E-01	2.85E-01	2.84E-01	2.84E-01
C4	2.06E-01	1.22E-01	1.21E-01	1.18E-01	1.24E-01	1.15E-01	1.21E-01
C5	5.85E-01	3.87E-01	4.18E-01	3.90E-01	4.37E-01	4.20E-01	4.24E-01
C6	8.20E-01	5.48E-01	5.31E-01	5.31E-01	5.42E-01	5.16E-01	5.32E-01
C7	2.28E-01	2.38E-01	2.40E-01	2.39E-01	2.39E-01	2.39E-01	2.39E-01
C8	9.46E-01	5.88E-01	5.93E-01	5.99E-01	5.55E-01	5.66E-01	5.64E-01
C9	5.87E+00	3.61E+00	4.67E+00	3.84E+00	4.66E+00	4.41E+00	4.45E+00
C10	4.31E-01	3.34E-01	3.44E-01	3.33E-01	3.49E-01	3.41E-01	3.44E-01
C11	4.04E+00	3.94E+00	3.99E+00	3.95E+00	4.00E + 00	3.98E+00	3.98E+00
C12	3.95E-01	3.72E-01	3.70E-01	3.72E-01	3.72E-01	3.72E-01	3.72E-01

4.3 分析与仿真验证

经过第2次迭代后,将对性能指标与待设计参数之间的关系、性能指标与性能指标之间的关系进行分析,对比分析后选出合适的Pareto最优解带入仿真模型进行验证.图5-8中:绿色圆形代表Pareto最优解,红色三角形代表原型点,蓝色菱形代表可行解,粉色菱形代表未进入可行解集的点,需要明确的是这些未进入可行解集的点只是不满足"期望"性能指标而被筛选掉,它们本身是满足"安全"性能指标约束的.

图5-6展示了短周期阻尼比、自然频率与迎角之间 的关系,随着阻尼比和自然频率的增加,迎角下限值 的波动幅度呈现减小的趋势,空投过程的任务性能指 标有所改善. 从图6可知, Pareto点相对原型点在第2个性能指标上的改善达到了40%.





图7展示了低通滤波器的带宽的增加会导致迎角 上限值波动幅度变大,但量级并不会很大.



图 / 参数1与性能指标3的分布大系图 Fig. 7 Dependencies of C1 on DV3

图8展示了高度的L₁范数与迎角下限值的关系,可以看出所有的Pareto点都对原型点的性能指标值有很大改善,但各个点的改善程度不同且最优性能指标值 并非都出现在同一个Pareto点,图中#85的高度的L₁ 范数值最小,代表空投过程高度的波动幅度最小,动态性能好,而同时迎角的下限最优值出现在#167.



图 8 性能指标2与性能指标9的分布关系图 Fig. 8 Relation between C2 and C9

通过两次迭代,得到的6个Pareto点对所有的性能 指标都有较大改善,然而最终选定#85,其对迎角上限 值、过载、高度L₁范数等性能的改善都达到了最优, 能满足超低空空投任务性能与安全性能的期望值的 要求,达到了调参的目标,下面通过Simulink进行仿真验证.

将原系统方程在平衡点处小扰动线性化处理, 根据所设计的短周期自然频率和阻尼比算出相应的极点, 利用极点配置方法得到参考模型的系统矩阵 $A_{\rm m}$ 以及输入矩阵 $B_{\rm m}, B_{\rm um}$. 对于#85, 计算状态反馈增益矩阵可得 $K_{\rm m} = [-3.2599 - 1.1119], 从而得到$

$$A_{\rm m} = \begin{bmatrix} -1.0179 & 0.9223\\ -21.2666 & -9.9741 \end{bmatrix},$$
$$B_{\rm m} = \begin{bmatrix} -0.0699\\ -5.0001 \end{bmatrix}, B_{\rm um} = \begin{bmatrix} -0.9999\\ 0.0140 \end{bmatrix},$$

选取自适应增益为Г=20000, 滤波器带宽增益为

$$K = \begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix},$$

外环对PID参数进行整定,

 $K_{\rm P} = -0.005, \ K_{\rm I} = -0.0011, \ K_{\rm D} = -0.0014.$

同时使用遗传算法对这3个参数进行优化,适应度 函数设置为

$$f(x) = c_1 + c_2 + \dots + c_{12},$$

即为所有性能指标的值的和,变量数为3个即待优化的3个参数,性能指标的约束条件设置为遗传算法的约束条件,这里取表4中的值.通过遗传算法解算出的值为 DV1 = 1.05; DV2 = 5.3; DV3 = 12. 仿真结果如图9–13所示.



从仿真结果可知,飞机姿态角收敛速度较快且波动幅度较小,稳态误差较小,载机的安全性能较好.

从仿真对比图中可以看出,原型点的性能指标达 到了"适度"的空投任务性能要求,#85对应的性能指 标达到了"期望"的任务性能要求,验证了调参过程 的有效性和适用性,为超低空重装空投*L*1自适应控制 的参数设计提供了合理便捷的方法. 从仿真图中可以看出,遗传算法与PSI优化算法对 原型点性能指标都有改善,但遗传算法的效果不如 PSI,并且遗传算法的迭代周期较长,调参过程较为缓 慢.此外,在利用PSI进行调参时,调参的权衡过程可 视化,设计者的决策可以随时调整,这是遗传算法所 不具备的.







图 11 俯仰角响应曲线图 Fig. 11 Response of pitch angle





Fig. 12 Response of flight altitude variable quantity



Fig. 13 Response of flight velocity

5 结论

本文针对基于L1自适应控制的超低空空投纵向控制器,利用基于PSI的多准则优化方法,对所设计控制器的状态估计器短周期阻尼比、自然频率和低通滤波器带宽3个参数进行优化.以原型点为空投"适度"任务等级的设计参数为基础,通过两次迭代,筛选出6个符合"期望"任务等级的Pareto最优解,并最终选定一个点为最优解和原型点进行仿真对比验证,验证了参数优化对空投动态过程和任务性能的提升十分明显, 具有一定的指导意义.未来可考虑加入舵面的偏转速率作为新的性能指标约束使得参数优化更为精确.

参考文献:

- XU B, CHEN J. Review of modeling and control during transport airdrop process. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2016, 13(2): 1 – 8.
- [2] LIU R, SUN X X, DONG W H. Dynamics modeling and control of a transport aircraft for ultra-low altitude airdrop. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(2): 478 – 487.
- [3] XU B. Disturbance observer based dynamic surface control of transport aircraft with continuous heavy cargo airdrop. *IEEE Transactions* on Systems, Man & Cybernetics Systems, 2016, 47(1): 161 – 170.
- [4] LIU Y, TAO G, JOSHI S M. Modeling and model reference adaptive control of aircraft with asymmetric damage. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(5): 1500 – 1517.
- [5] KHARISOV E, HOVAKIMYAN N, ÅSTRÖM K J. Comparison of architectures and robustness of model reference adaptive controllers and L₁ adaptive controllers. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2014, 28(7): 633 – 663.
- [6] DONG Wenhan, SUN Xiuxia, LIN Yan. Backstepping model reference robust controller design for flight control. *Systems Engineering and Electronics*, 2010, 32(7): 1485 1488.
 (董文瀚, 孙秀霞, 林岩. 一种Backstepping模型参考鲁棒飞行控制律的设计. 系统工程与电子技术, 2010, 32(7): 1485 1488.)
- [7] GANG TAO. Multivariable adaptive control: a survey. Automatica, 2014, 50(11): 2737 – 2764.
- [8] CAO C, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L₁ adaptive control architecture with guaranteed transient performance. *IEEE Transations on Automatic Control*, 2006, 53(2): 586 – 591.

- [9] WISE K A, LAVRETSKY E, HOVAKIMYAN N. Adaptive control of flight: theory, applications, and open problems. *Proceedings of the* 2006 American Control Conference. Minnesota: IEEE, 2006, 6: 5966 – 5971.
- [10] LIU R, SUN X X, DONG W H. Dynamics modeling and L_1 adaptive control of a transport aircraft for heavy weight airdrop. *Math Problem Engineering*, 2015, 2015(11): 1 15.
- [11] SUN Xiuxia, CHANG Yungang, DONG Wenhan, et al. Design of longitudinal controller for flight in heavy-weight airdrop based on optimal control and L₁ adaptive. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(5): 598 – 606.
 (孙秀霞,常允刚,董文瀚,等. 最优控制L₁自适应在重装空投纵向 控制器设计中的应用. 控制理论与应用, 2015, 32(5): 598 – 606.)
- [12] HOVAKIMYAN N, CAO C. L₁ Adaptive Control Theory. Philavphia, PA: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010: 276 – 304.
- [13] KIM K K K, HOVAKIMYAN N. Development of verification and validation approaches for L_1 adaptive control: multi-criteria optimization for filter design. *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Toronto: AIAA, 2010: 3166 3152.
- [14] STATNIKOV R B, MATUSOV R B. Multicriteria Analysis in Engineering. Dordrecht/Boston/London: Kluwer Academic Publishers, 2002: 146 – 155.
- [15] SOBOL I M, STATNIKOV R B. Selecting Optimal Parameters in Multicriteria Problems. 2nd ed. Moscow: Drofa, 2006: 89 – 105.
- [16] MARLER R T, ARORA J S. Survey of multi-objective optimization methods for engineering. *Structural & Multidisciplinary Optimization*, 2004, 26(6): 369 – 395.

- [17] POMET J B, PRALY L. Adaptive nonlinear regulation: estimation from the Lyapunov equation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1992, 37(6): 729 – 740.
- [18] LI Dadong. The establishment of performance indexes and controller design for ultra-low-altitude airdrop. Xi'an: Air Force Engineering University, 2013. (李大东. 超低空重装空投性能指标建立及控制律设计 [D]. 西安: 空 军工程大学, 2013.)
- [19] PAGE M, GILLETTE D. Mission-specific flying qualities criteria. The 19th Atmospheric Flight Mechanics Conference, Guidance, Navigation, and Control and co-located Conferences. Scottsdale: AIAA, 1994: 305 – 314.

```
作者简介:
```

毛瑜昊 硕士研究生,目前研究方向为自适应控制、飞行控制等,

E-mail: 542464123@qq.com;

董文瀚 教授,博士生导师,目前研究方向为自适应控制、飞行控制、容错控制等, E-mail: dongwenhan@sina.com;

朱家海 教授,硕士生导师,目前研究方向为航空仪表、惯性导航等,E-mail: 981567422@qq.com;

畅锦永硕士研究生,目前研究方向为自适应控制、飞行控制等, E-mail: 1625117240@qq.com;

刘 日 讲师,目前研究方向为自适应控制、飞行控制等, E-mail: lr_taiyang@yeah.net.