

doi: 10.7690/bgzdh.2026.04.001

复合式无人直升机对象特性分析与控制策略

孙 飞, 祖家奎, 叶晓宇, 刘世龙
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要: 针对复合式无人直升机航向控制以及前飞速度控制的操纵舵面冗余问题, 提出航向通道的操纵分配策略和纵向通道的速度控制方案, 以兼顾机动性能和稳定性能。从稳定性、耦合性、操纵性角度, 采取定性和定量分析的方法详细分析在不同速度下的对象特性。以操纵灵敏度为标准给出一种航向控制分配策略, 根据不同速度段气动特性给出一种速度控制方法, 最后给出 4 个通道的控制策略, 为复合式无人直升机控制律设计提供依据。结果表明, 该研究可为提高操纵灵敏度和控制稳定性提供参考。

关键词: 复合式无人直升机; 对象特性; 控制分配; 控制策略

中图分类号: V249 **文献标志码:** A

Object Characteristic Analysis and Control Strategy of Compound Unmanned Helicopter

Sun Fei, Zu Jiakui, Ye Xiaoyu, Liu Shilong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to solve the control surface redundancy problem of compound unmanned helicopter heading control and forward flight speed control, the control allocation strategy of heading channel and the speed control scheme of longitudinal channel are proposed to give consideration to both maneuverability and stability. From the point of view of stability, coupling and maneuverability, the object characteristics at different speeds are analyzed in detail by qualitative and quantitative analysis methods. A directional control allocation strategy is given according to the control sensitivity, a speed control method is given according to the aerodynamic characteristics of different speed sections, and finally the control strategies of four channels are given, which provides a basis for the control law design of the compound unmanned helicopter. The results show that the study can provide a reference for improving the manipulation sensitivity and control stability.

Keywords: compound unmanned helicopter; object characteristics; control allocation; control strategy

0 引言

自 1930 年第一架现代意义上的直升机发明以来, 因其独特的垂直起降和空中悬停等功能, 在军民领域都得到了很好的应用^[1]。由于其前飞时主旋翼两侧气流不对称, 前行桨叶激波和后行桨叶失速问题使直升机的飞行速度受到了很大限制^[2]。为了扩大其飞行包线, 适应更多复杂环境, 直升机设计者们提出了倾转式、停转式、复合式等高速直升机的构型^[3-4]。其中, 复合式高速直升机在传统直升机基础上增加辅助推力装置或者是辅助升力装置来提升前飞速度, 是研究热点之一^[5-6]。

国内对此构型的直升机研究起步较晚, 近年有一些初步的探索^[7]。林李李^[8]对旋翼/机翼复合构型直升机进行了操纵策略研究, 并进行了试飞验证; 王涌钦等^[9]为此构型直升机寻找到了俯仰角过渡路

线, 得到操纵分配方法。控制律设计是无人直升机飞控系统的重要环节, 而详细的对象特性分析能为控制律设计提供参考^[10]。

笔者根据复合式无人直升机悬停状态和前飞状态的模态和特征根, 讨论其静稳定性。对 6 个操纵量的耦合曲线进行分析, 并分析其操纵性能, 给出了复合式无人直升机在航向通道的操纵分配策略和纵向通道的速度控制方案, 进而设计了 4 个通道的控制策略。

1 样例复合式无人直升机

笔者研究的复合式高速无人直升机如图 1 所示。该型直升机满载质量约 300 kg, 其中任务载荷 20 kg, 设计最高速度 280 km/h。在传统构型直升机基础上, 为机体两侧加装“V”型短翼, 并在短翼末端加装螺旋桨, 取消了传统直升机的尾桨设计,

收稿日期: 2024-12-06; 修回日期: 2025-01-07

第一作者: 孙 飞(1998—), 男, 江苏人, 硕士。

改为可动垂尾+不可动平尾结构。



图 1 复合式高速无人直升机 3 维图

2 静稳定性分析

直升机的稳定性分为静稳定性和动稳定性。静稳定性反映了直升机受到外界扰动后的平衡状态改变，动稳定性反应直升机受扰后的具体运动过程^[11]。图 2 展示了复合式无人直升机不同速度下特征根的分布情况矢量图。

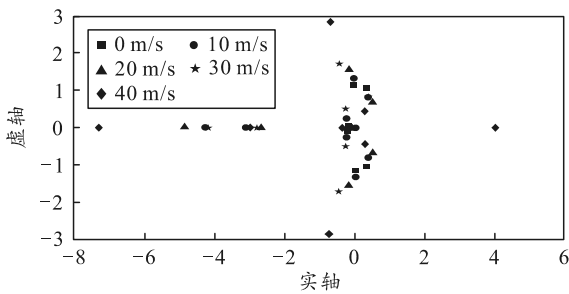


图 2 特征根分布

笔者从静稳定性角度出发，具体分析样例直升机悬停时和 30 m/s 前飞时 2 个速度点受扰后的运动趋势。表 1 和 2 分别记录了在悬停状态、前飞速度 30 m/s 状态，此型复合式无人直升机的特征根以及对应阻尼，并对其进行模式的划分。

表 1 悬停状态下模式与特征根

模式	主导特征根	阻尼
滚转收敛	-4.190	1.000
俯仰收敛	-2.930	1.000
纵向震荡	0.347 ± 1.060i	-0.312
横侧向震荡	-0.013 ± 1.150i	0.012
航向垂向收敛	-0.206 ± 0.079i	0.934

表 2 30 m/s 状态下模式与特征根

模式	主导特征根	阻尼
滚转收敛	-4.200	1.000
俯仰收敛	-2.830	1.000
纵向震荡	0.384 ± 0.83i	-0.420
横侧向震荡	-0.271 ± 0.50i	0.473
垂向收敛/螺旋	-0.457 ± 1.71i	0.259

滚转收敛模式由主旋翼的气动阻尼决定，虽然复合式无人直升机安装了下反角短翼，减小了横滚

静稳定性，但由于悬停/中速段短翼气动效应并不明显，且同时安装上反角短翼，此型复合式无人直升机整体仍是滚转稳定的，且滚转阻尼模式周期较短。

俯仰收敛模式与滚转收敛模式相近，主要由主旋翼气动阻尼决定。复合式无人直升机绕机体坐标系 x 轴的转动惯量小于绕 y 轴的转动惯量，因此表现为一个较小的负实根。

纵向震荡模式是纵向的长周期模式，代表了复合式无人直升机受到扰动时的长周期的速度、迎角的不稳定性。悬停状态下，直升机迎角往往是不稳定的。在前飞过程中，由于复合式无人直升机纵向运动，这一模式变为纵向的浮沉运动。

横侧向震荡模式与纵向长周期模式相类似，代表了横侧向速度、迎角的稳定性。由图 2 可知：随着前飞速度提高，横侧向震荡模式的频率递增，阻尼则先小幅降低，然后逐渐提升，这是由于复合式无人直升机垂尾的航向稳定性和机翼下反角的横向不稳定性随前飞速度带来的效应不同。

航向垂向收敛模式可以分为航向通道和垂向通道的收敛模式，由于主旋翼在提供升力同时带来机身反扭矩，当主旋翼桨叶迎角发生变化，复合式无人直升机受到的升力随之改变，而原本平衡反扭矩的螺旋桨差动将会影响复合式无人直升机的航向。复合式无人直升机的两侧螺旋桨和垂尾将在侧滑运动中产生偏航阻尼，因为航向通道和垂向通道有较大阻尼效应，这一耦合的震荡过程将会逐步衰减。

3 耦合性分析

对复合式无人直升机 6 个操纵输入量 A、B、θ_{pd}、θ₀、θ_{pa}、δ_r(横向周期变距、纵向周期变距、差动桨距、主旋翼总距、平均桨距、方向舵偏转角)分别给定 1°初值，观察在悬停时所有通道的零状态响应特性，如图 3—8 所示。P、Q、R、W 分别代表滚转角速度、俯仰角速度、偏航角速度、垂向速度。

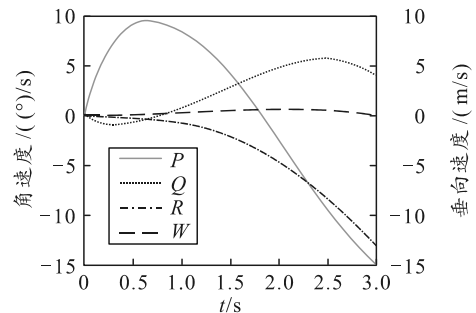


图 3 A=1°

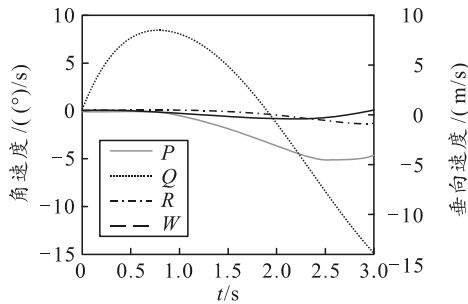


图 4 $B=1^\circ$

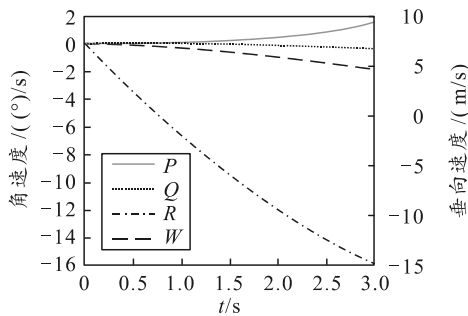


图 5 $\theta_{pd}=1^\circ$

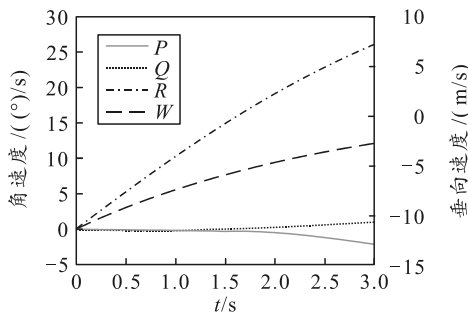


图 6 $\theta_0=1^\circ$

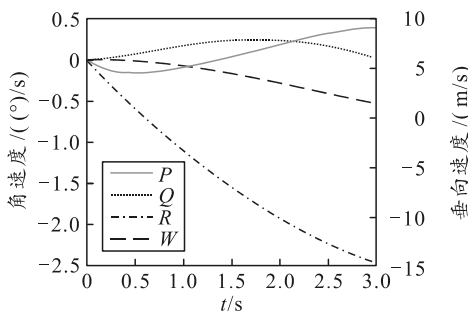


图 7 $\theta_{pa}=1^\circ$

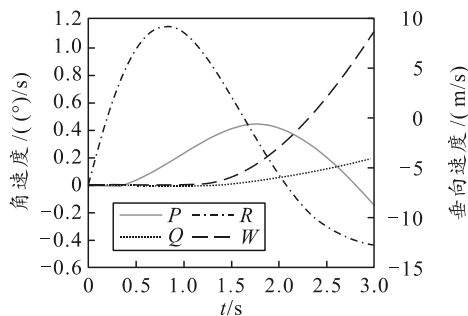


图 8 前飞 30 m/s 时 $\delta_r=1^\circ$

操纵量对状态量存在一定干扰，复合式无人直

升机的操纵耦合较为严重。横向周期变距对俯仰通道、纵向周期变距对滚转通道之间存在耦合作用，这与稳定性分析的结果相吻合。差动桨距变化带来偏航角速率的变化，进一步导致垂向通道的变化，主旋翼总距变化导致垂向速度的变化，进而导致航向通道的变化，因此航向通道与垂向通道的耦合作用明显。且在其余操纵量带来状态变化同时，偏航角速率、垂向速度的变化总是同时出现。在悬停时，垂尾的偏航效应几乎可以忽略，但是随着飞行速度提升，气动效应逐渐明显，并产生了一定的耦合。

4 操纵性分析

操纵性是指直升机在操纵输入下，运动状态的动态响应特性，通过分析各个通道的操纵响应曲线，可以分析对应通道的灵敏度、响应速度等指标。

4.1 横向操纵

复合式无人直升机横向的操纵量包括横向周期变距、螺旋桨差动桨距和方向舵偏转角，横向操纵主要影响直升机的滚转角速率和偏航角速率。

复合式无人直升机悬停状态和前飞 30 m/s 状态的横向周期变距对滚转角速率传递函数的阶跃响应如图 9 所示。

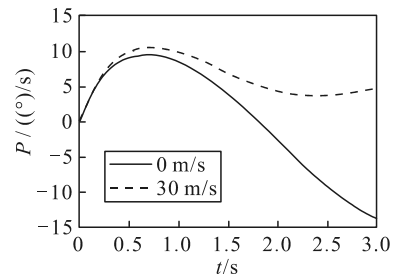


图 9 滚转角速度阶跃响应

悬停、前飞 30 m/s 状态的螺旋桨差动桨距对偏航角速率传递函数的阶跃响应如图 10 所示。

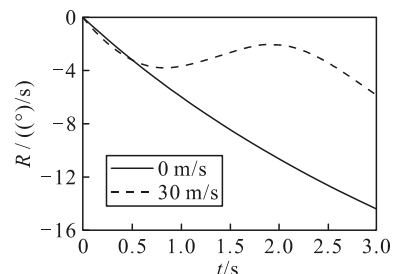


图 10 差动桨距阶跃响应

从灵敏度角度来说，偏航通道操纵灵敏度要小于滚转通道，随着速度提升，偏航通道对应螺旋桨差动操纵部分的操纵灵敏度下降。悬停、前飞 30 m/s 时方向舵偏转角对偏航角速率传递函数的阶跃响应

如图 11 所示。

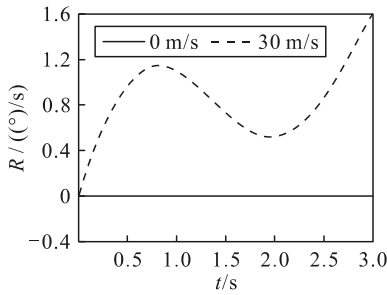


图 11 方向舵阶跃响应

在给定 1° 的方向舵偏转角情况下，偏航角速率变化较小，此时垂尾气动效应不明显，而随着速度的提升，方向舵的操纵灵敏度将会逐渐提升。

4.2 纵向操纵

复合式无人直升机纵向的操纵量为纵向周期变距、总距和螺旋桨平均桨距，分别主要影响直升机的俯仰角速率、垂向速度和前向速度。

复合式无人直升机悬停时和前飞 30 m/s 时纵向周期变距与俯仰角速率传递函数的阶跃响应如图 12 所示。

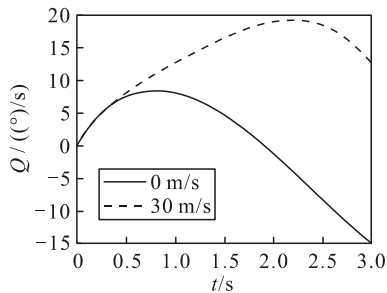


图 12 俯仰角速率阶跃响应

由于此型复合式无人直升机采取刚性无绞式主旋翼结构，操纵响应较大。从灵敏度角度来说，随着前飞速度增加，纵向周期变距灵敏度提升。分析认为随着飞行速度的提升，复合式无人直升机主旋翼气动阻尼增大，但是由于其纵向的不稳定性影响，前飞时俯仰角速率震荡幅度大于悬停状态。

复合式无人直升机总距对垂向速度传递函数的阶跃响应如图 13 所示。

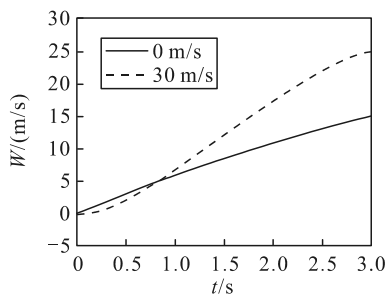


图 13 垂向速度阶跃响应

复合式无人直升机垂向通道响应快速，且随着飞行速度提升，总距操纵灵敏度进一步提升。

悬停状态和前飞 30 m/s 状态的桨平均桨距对前向速度阶跃响应如图 14 所示。

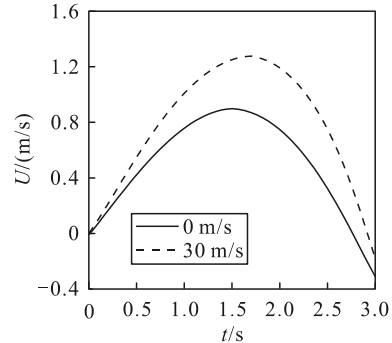


图 14 平均桨距对前向速度

在悬停时，给定 1° 的平均桨距，垂向速度响应逐渐发散，随着复合式无人直升机飞行速度提升，平均桨距操纵灵敏度变化不大。同时注意到平均桨距的变化将会带来两侧螺旋桨平衡主旋翼反扭矩的力矩变化。

5 控制策略研究

由对象特性分析可以总结复合式无人直升机的控制律设计存在以下问题亟需解决：

- 1) 航向通道操纵量包括差动桨距和方向舵偏转角，航向操纵方法不唯一，存在操纵分配问题；
- 2) 速度控制需要考虑平均桨距的控制问题；
- 3) 垂向通道与其他通道耦合严重，控制要求提高稳定性。

5.1 航向分配与控制策略

军用直升机飞行品质规范 GJB902-90 中规定了航向通道等级对应的操纵阶跃输入第一秒产生最大姿态变化范围，如表 3 所示^[12]。笔者设计螺旋桨差动桨距与操纵杆传动比为 4.0 (°)/cm，方向舵偏转角与操纵杆传动比为 4.6 (°)/cm。

表 3 等级对应操纵阶跃输入范围 (°)

等级	偏航角	
	最小	最大
1	2.4	9.1
2	1.2	17.7
3	0.4	19.7

为达成 GJB902-90 的标准，设计航向控制从悬停低速段完全使用螺旋桨差动桨距操纵过渡到高速段组合操纵的策略，操纵分配系数函数 $f_r(v)$ 如图 15 所示。

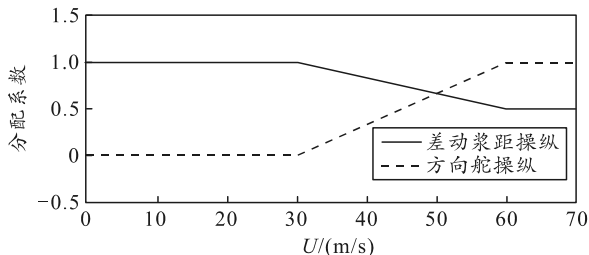


图 15 航向操纵分配系数函数

注意到在某些速度点操纵分配系数之和不为 1，本质上是增大了航向操作传动关系，让 1 cm 的航向操纵杆量施加更多操纵量。

依照此策略，得到不同速度下 1 cm 航向操纵对应偏航角阶跃响应如图 16 所示。

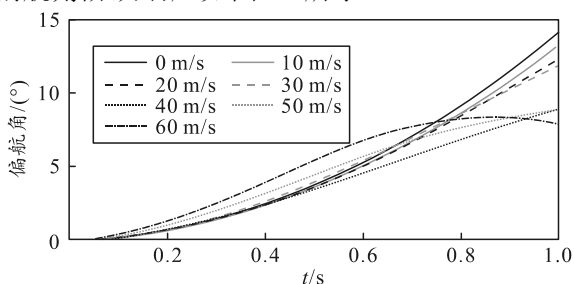


图 16 1 cm 航向操纵响应

此时全速度段基本可以满足操纵灵敏度的要求。

接下来设计航向通道控制方案。为了实现航向控制和稳定，采取内外回路串联控制，如图 17 所示。

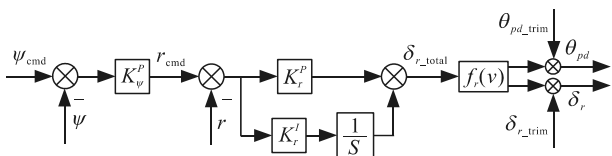


图 17 航向通道控制

内回路为偏航角速率控制，外回路为偏航角控制，有效提升通道控制稳定性。

控制律表达式为：

$$\left. \begin{aligned} r_{cmd} &= K_{\psi}^P \cdot (\psi_{cmd} - \psi) \\ \delta_{r_total} &= K_r^P \cdot (r_{cmd} - r) + K_r^L \cdot \int (r_{cmd} - r) dt \\ \theta_{pd} &= \delta_{r_total} \cdot f_r(v) + \theta_{pd_trim} \\ \delta_r &= \delta_{r_total} \cdot f_r(v) + \delta_{r_trim} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： ψ_{cmd} 为航向角指令； ψ 为航向角； r 为偏航角速率反馈； δ_{r_total} 为航向通道输出； $f_r(v)$ 为操纵分配系数函数，输出差动桨距和方向舵偏转角度的控制输出量； θ_{pd_trim} 、 δ_{r_trim} 为配平量数值通过仿真实验综合考虑获得。

5.2 纵向/横向控制策略

若提升直升机前飞速度，其受到阻力增大。常

规直升机前向拉力由主旋翼提供，而复合式无人直升机可以通过增加两侧螺旋桨桨距来提供部分前向拉力，使主旋翼平面与水平面夹角减小，全机功率降低。

由对象特性分析可知：复合式无人直升机的纵向震荡模态是静不稳定的，因此设计俯仰增稳结构改善俯仰通道的阻尼，增加稳定性，再并联外环速度控制结构。纵向控制内回路的控制结构如图 18 所示。

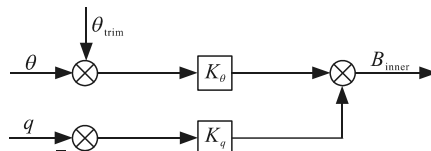


图 18 纵向控制内回路控制

对应的控制律表达式为：

$$B_{inner} = K_{\theta} \cdot (\theta_{trim} - \theta) - K_q \cdot q \quad (2)$$

在低速段，若通过平均桨距来控制前飞速度，俯仰角稳定则需要通过纵向周期变距来实现，但纵向周期变距的变化对前飞速度的耦合影响较大，对飞行安全产生一定威胁。同时，两侧螺旋桨产生前向推力首先要平衡来流引起的气动力。考虑到以上 2 点，低速段平均桨距采取前馈插值控制方法，不同速度给定不同插值量。而中高速段，则以平均桨距主控速度。

纵向通道外环控制目标为对速度进行跟踪控制消除纵向位置误差，其本质为基于加速度指令的 PI 控制，以低速段外环结构为例，如图 19 所示。

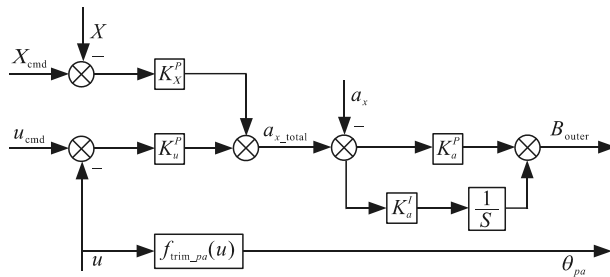


图 19 低速段速度控制

对应控制律表达式为：

$$\left. \begin{aligned} a_{x_total} &= K_X^P \cdot (X_{cmd} - X) + K_u^P \cdot (u_{cmd} - u) \\ B_{outer} &= K_a^P \cdot (a_{x_total} - a_x) + K_a^L \cdot \int (a_{x_total} - a_x) dt \\ \theta_{pa} &= u \cdot f_{trim_pa}(u) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中： X_{cmd} 为纵向距离指令； X 为纵向距离； u_{cmd} 为纵向速度指令； u 为纵向速度； a_x 为纵向加速度； $f_{trim_pa}(u)$ 为配平平均桨距函数，根据数值仿真实验得到。

中高速段，外环控制输出为平均桨距纵，如图 20 所示。

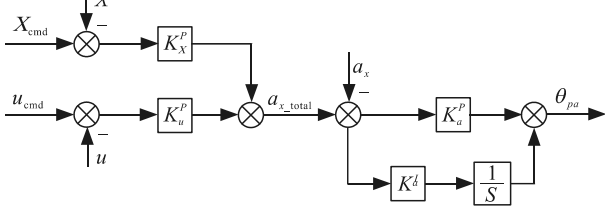


图 20 中高速段速度控制

控制律表达式与式(3)类似。外环控制器根据操纵指令和直升机状态反馈最终得到控制输出 B 以及 θ_{pa} ，并与内环控制器并联控制。

复合式无人直升机横向通道控制方式与纵向通道控制相似，不同点在于不需要考虑平均桨距控制，在此不做赘述。

5.3 高度控制策略

复合式无人直升机垂向通道的耦合情况比较严重，其高度控制更注重稳定安全^[13]。笔者采取实际高度与目标高度的偏差进行比例积分控制，提升垂向通道控制的稳定性。高度通道控制结构如图 21 所示。

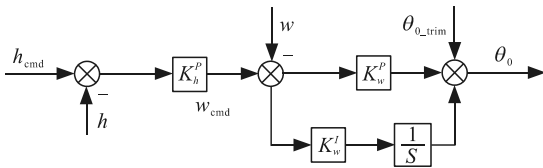


图 21 垂向通道控制

对应控制律表达式为：

$$\left. \begin{aligned} w_{cmd} &= K_h^p \cdot (h_{cmd} - h) \\ \theta_0 &= \theta_{0_trim} + K_w^p \cdot (w_{cmd} - w) + K_w^l \cdot \int (w_{cmd} - w) dt \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： h_{cmd} 为高度指令； h 为实际高度； w 为实际垂向速度； θ_{0_trim} 为配平量。考虑到垂向通道波动对整个控制系统影响较大，需对垂向速度指令限幅，提升稳定性。

6 结束语

复合式无人直升机结构设计带来了对象特性上与常规布局直升机的差异性。笔者从稳定性、耦合性、操纵性角度详细分析对象特性，解决其航向控制和速度控制的冗余问题，给出了 4 个通道的控制策略。得出主要结论：

1) 复合式无人直升机纵向通道稳定性较差；各通道之间耦合复杂，垂向通道与其余通道耦合严重；各操纵面操纵灵敏度较高。

2) 通过航向操纵分配系数，能够解决复合式无人直升机航向操纵分配问题，参考 GJB902-90 相关指标，提高了航向通道操纵性能。

3) 划分复合式无人直升机不同速度段，根据不同控制机构采取不同外环控制策略，提升纵向通道的控制稳定性。

参考文献：

- [1] HALBE O, HAJEK M. Robust helicopter sliding mode control for enhanced handling and trajectory following[J]. Guidance Control and Dynamics, 2020, 43(1): 1-17.
- [2] 周炎. 新型共轴无人直升机飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [3] 李建波. 复合式直升机技术发展分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 149-158.
- [4] SU Y, WANG Z Y, CAO Y H. A hybrid trim strategy for coaxial compound helicopter[J]. Aerospace Engineering, 2023, 237(2): 452-466.
- [5] YANG K L, HAN D, SHI Q P. Study on the lift and propulsive force shares to improve the flight performance of a compound helicopter[J]. Aeronautics, 2022, 35(1): 149-158.
- [6] THIEMEIER J, HREL C, FREY F, et al. Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions[J]. CEAS Aeronautical, 2020, 11(1): 49-66.
- [7] 何晓萍. 基于双螺旋桨推进构型复合式直升机飞行性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [8] 林李李. 一种复合推力高速直升机操纵及控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [9] 王涌钦, 余新, 陈仁良, 等. 双螺旋桨推进复合式直升机操纵分配与最优过渡路线设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 211-218.
- [10] CAO X Y, YU M, ZHOU J, et al. Modeling and control of helicopter flight control system with a controllable Semi-rotary fluid viscous damper[J]. Alexandria Engineering, 2022, 61(12): 12725-12738.
- [11] 万顺飞. 小型无人直升机前飞段飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [12] 国防科学技术工业委员会. 军用直升机飞行品质规范: GJB902-90[S]. 北京: 航空航天工业部, 1990.
- [13] 刘基, 郭剑东, 梁辰雨. 基于模糊自抗扰的直升机障碍滑雪机动控制[J]. 兵工自动化, 2022, 41(8): 67-73.