

国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM



中国航空研究院

CHINESE AERONAUTICAL ESTABLISHMENT

32 7345 05

V1-53
01
V8

国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM

HK56/18 (6)

中国航空研究院

CHINESE AERONAUTICAL ESTABLISHMENT

航空工业出版社

AVIATION INDUSTRY PRESS

1995

《国际科技合作课题论文集》编辑部
Editorial Department of Selected Papers in Scientific and
Technical International Cooperation Program

主 编 崔志华
Editor — in — Chief Cui Zhihua
编 辑 张节萱 冯因英
Editor Zhang Jiexuan Feng Yinging

通讯地址: 北京 761 信箱 **Address:** P. O. Box. 761, Beijing, China
邮政编码: 100012 **Post Code:** 100012
电 话: 4232696 **Tel. :** 4232696
电 传: 210467CAECN **Tlx. :** 210467CAECN
传 真: 4232507 **Fax. :** 4232507
出 版: 航空工业出版社 **Published by** China Aviation Industry Press (AIP)

图书在版编目(CIP)数据

国际科技合作课题论文集 (6)/崔志华主编. —北京:
航空工业出版社, 1995. 12
ISBN 7-80046-982-4

I. 国… I. 崔… II. 航空-科学技术-国际合作-文集
IV. V2-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (95) 第 21843 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

航空工业出版社印刷厂印刷

1995 年 12 月第 1 版 1995 年 12 月第 1 次印刷
开 本: 850×1168 1/16 印 张: 12.75 字 数: 386 千字
印 数: 1-1000 定 价: 60.00 元

目 录

CONTENTS

| | |
|--|-------|
| 飞机在风切变中起飞着陆的逆动力学控制研究 | (1) |
| Inverse Dynamics Control for Aircraft Take off and Landing in Windshear | (21) |
| 飞机在风切变中起飞的 H_{∞} 控制研究 | (31) |
| H_{∞} Control for Aircraft Take off in Windshear | (43) |
| 论高阶声模态与管内声功率测量的相互关系 | (50) |
| On the Relation Between Higher - Order Acoustic Modes and in - Duct Sound Power Measurements | (64) |
| 跨音速机翼设计数值优化方法 | (72) |
| Numerical Optimization Method for Transonic Wing Design | (77) |
| 利用三维自由尾迹非定常板元方法计算的压力数据来预估和校 核多叶片旋翼在前飞时的气动噪声 | (81) |
| Prediction and Its Validation of the Acoustics of Multiblade Rotors in Forward Flight Utilising Pressure Data From a 3 - D Free Wake Unsteady Panel Method | (104) |
| 复合材料混合模式分层韧性和疲劳分层扩展 | (116) |
| Mixed - Mode Delamination Toughness and Fatigue Delamination Growth of Composites | (125) |
| δ -氧化铝纤维增强铝基复合材料的微观组织研究 | (131) |
| Microstructure Investigation in δ - AL_2O_3 - Fibre Reinforced Aluminumpiston Alloy | (143) |
| 计及约束翘曲的复合材料梁的扭转刚度 | (148) |
| Torsional Stiffness of Composite Beams With Constrained Warping | (161) |
| 湿热环境对单向复合材料层合板 II 型分层特性的影响 | (167) |

| | |
|---|-------|
| Hygrothermal Effects on Mode I Delamination Growth of Unidirectional Composite Laminates | (179) |
| 复合材料层压板低速冲击损伤机理及其模型研究..... | (186) |
| On Damage Mechanisms and Modeling of Low - Energy Impact Damage in Laminated Composite | (195) |

飞机在风切变中起飞着陆的 逆动力学控制研究

CAE 王立新

摘 要

本文研究了飞机在起飞和着陆过程中遭遇到低空风切变的自动控制问题。在最小空速的约束下,基于跟踪飞机的名义飞行航迹,本文采用逆动力学控制理论为飞机的起飞和着陆飞行分别设计了两组飞行控制规律。六自由度飞行模拟器的试验结果表明,对于不同的风切变模型和不同的飞机飞行条件,这些设计的飞行控制律既能保证飞机在风切变中安全起飞,亦能使飞机近似地跟踪名义的下滑着陆航迹。而且这些控制系统对于外界风扰和随着飞行条件而变化的模型参数均具有很好的鲁棒性。文章进一步比较了这些设计的自动控制系统和飞行驾驶员在遭遇到低空风切变时操纵控制飞机策略上的差异。

一、引 言

大量的民航飞行事故表明,和微下击暴流有关的低空风切变是影响飞机低空飞行安全的主要原因之一。微下击暴流是一种很强的从空中向下运动的气流,到达地面后向四面反弹。飞机穿越对称的下击暴流时起始遭遇到增加的逆风,随即是很强的下降气流和迅速增加的顺风。强大的下降暴流和顺风的能量很容易超出飞机的性能范围,稍有操纵不当就会引起飞机不可避免的飞行事故发生。飞机遭遇到低空风切变的飞行安全现在越来越多地引起人们的重视,并已从多个方面开展了深入的研究工作。比如风切变场的建模、辨识,以及为提高飞机在风切变中飞行生存性的飞行控制器设计等。

对于飞机在风切变中的起飞飞行而言,一旦其起飞离地,飞行员只有操纵飞机飞越风切变场而无其它选择,所以对如何提高飞机在风切变中起飞安全性的控制律研究是极其重要的。在已经开展的研究工作中,参考文献[1]~[3]在已知风切变场结构的前提下,基于跟踪次优的飞行航迹,为飞机推导了所谓的 γ 导引控制律和加速度导引控制律。处理这一问题的另一条途径是利用不确定系统的确定控制方法^{[4]~[7]}。参考文献[4]给出了如何利用迎角变量反馈来控制飞机起飞爬升率的研究结果。利用迎角变量反馈,文献[5]和[6]分别通过稳定飞机的状态变量和航迹倾角来控制飞机的飞行运动。文献[7]采用自适应控制方法,仅利用飞机的爬升率来稳定其在风切变中的爬升运动。这些研究工作都取得了很好的结果。

对于飞机在风切变中的着陆控制问题,现在主要从两个方面来开展研究工作,即穿越风切变的着陆控制研究和中止在风切变中的着陆控制研究。显然,如果飞机具有足够的飞行高度,及时中止其在风切变中的着陆飞行比控制其穿越风切变的着陆飞行更加安全。从另一方面考虑,由于飞机发动机的时间延迟及着陆飞行时发动机较小的推力设置,如果飞机遭遇到低空风切变的高度较低,这时若想及时地中止其着陆飞行已不太可能,而控制飞机继续穿越风切变的着陆飞行反而更加安全。而且一般地说,飞机穿越风切变着陆时,通常只需穿越一部分风切变区域,而中止着陆的逃逸复飞,通常要穿越整个风切变区域。对于中止着陆的逃逸复飞飞行,另一个需要克服的困难是目前尚未彻底解决的低空风切变探测问题。除非飞机已经进入风切变场,否则其探测测量非常困难。可靠的机载风切变探测和报警系统的应用目前依然有待于进一步研究和完善。现在最有效的风切变预防措施仍然是飞行员的警觉和训

练。当前开展的对于飞机在风切变中飞行的控制律研究是非常必要的。这些研究结果既可用于指导飞行员在遭遇到风切变时的操纵对策训练,亦可用于实际自动控制系统的设计。

对于飞机在着陆过程中遭遇到低空风切变的控制问题,人们比较多地进行了飞机穿越风切变场的着陆控制研究,并且已经取得一些比较好的成果。参考文献[8]利用动态优化方法,通过对飞机的飞行高度和飞行空速的加权设计较好地解决了这一问题。文献[9]应用优化控制方法确定了飞机能够安全着陆的风切变强度。文献[10]采用一个简单的一阶飞机模型,在最小空速约束下推导了能够使飞机保持惯性飞行速度的发动机推力规律。利用涡对的计算方法,文献[11]确定了沿着预定的名义飞行航迹飞机能够安全着陆的最小空速。文献[12]给出了采用主动控制技术研究飞机穿越风切变场的着陆控制结果。结合前馈和反馈控制理论,文献[13]设计了一组使飞机在进场着陆时能够精确跟踪其空速和下滑速率的控制律。

需要指出的是,以上所有这些有关飞机在风切变中起飞和着陆的飞行控制研究文献强调的仅仅是这些提出控制概念的可行性,既没有考虑这些控制设想如何在飞机实际飞行上的应用问题,亦没有考虑如何设计这些实用的自动飞行控制系统。

本文作者认为,飞机在风切变场中的飞行控制问题就是在保证飞机飞行安全的前提下,通过设计的控制系统来稳定飞机的飞行航迹。利用有效的逆动力学控制理论可以很好地解决这一问题。采用这一方法设计控制律时,不需利用风切变场的信息或强度边界,通过控制指令值大小的选取,可以考虑能够确保飞机飞行安全的最小空速约束。由于飞机在起飞时,特别是在有风切变存在的条件下起飞时,通常发动机设置为满油门的状态,所以仅仅升降舵偏度由设计的控制律决定。

在分别为飞机的起飞和着陆飞行设计了两组控制律之后,针对不同的风切变模型和不同的飞行条件在六自由度的飞行模拟器上进行了大量的模拟试验。试验结果表明,这些设计的控制系统确实具有很强的抗御外界风切变场的鲁棒性。

二、逆动力学控制的一般理论

对于一般的动力学系统

$$\dot{x}(t) = A(x) + B(x)u(t) \quad (1a)$$

$$y = Cx \quad (1b)$$

其中, $x = (n \times 1)$ 维状态矢量; $u = (m \times 1)$ 维控制矢量; $y = (m \times 1)$ 维输出矢量; $A(x) = (n \times 1)$ 维矩阵; $B(x) = (n \times m)$ 维矩阵; $C = (m \times n)$ 维常数矩阵 ($m \leq n$)。

定义 k 阶微分算子 $L_A^k(\cdot)$ 为

$$L_A^k(x) = \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{k-1}(x) \right] A(x) \quad (2a)$$

$$L_A^0(x) = x \quad (2b)$$

$$L_A^1(x) = A(x) \quad (2c)$$

微分矢量 y 的每个元素足够的次数,直到其表达式中有控制变量 u 出现。

$$\dot{y}_i = C_i \dot{x} = C_i A(x) + C_i B(x)u = C_i L_A^1(x) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^0(x) \right] B(x)u \quad (3a)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}_i &= C_i \ddot{x} = C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^1(x) \right] A(x) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^1(x) \right] B(x) u \\ &= C_i L_A^2(x) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^1(x) \right] B(x) u \end{aligned} \quad (3b)$$

...

$$\begin{aligned} y_i^{(j)} &= C_i x^{(j)} = C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{j-1}(x) \right] A(x) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{j-1}(x) \right] B(x) u \\ &= C_i L_A^j(x) + C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{j-1}(x) \right] B(x) u \end{aligned} \quad (3c)$$

系统(1)的微分阶次 d_i 可以定义为

$$d_i = \min \left\{ j : C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{j-1}(x) \right] B(x) \neq 0; \quad j = 1, 2, \dots, n \right\} \quad (4)$$

对输出矢量 y 的 m 个元素逐个微分适当的次数,可以得到输出矢量满足的动力学方程。

$$y^{(d)} = \begin{bmatrix} y_1^{(d_1)} \\ y_2^{(d_2)} \\ \dots \\ y_m^{(d_m)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 L_A^{d_1}(x) \\ C_2 L_A^{d_2}(x) \\ \dots \\ C_m L_A^{d_m}(x) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_1 \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_1-1}(x) \\ C_2 \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_2-1}(x) \\ \dots \\ C_m \frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_m-1}(x) \end{bmatrix} B(x) u \quad (5)$$

记

$$A_i^*(x) = C_i L_A^{d_i}(x) \quad (6a)$$

$$B_i^*(x) = C_i \left[\frac{\partial}{\partial x} L_A^{d_i-1}(x) \right] B(x) \quad (6b)$$

(5) 式可以改写成

$$y^{(d)} = A^*(x) + B^*(x) u \quad (7)$$

对于一般的系统(1),若在实数空间 R 域内存在控制规律

$$u(t) = -F(x) + G(x)v(t) \quad (8)$$

其中, $v(t) = (m \times 1)$ 维矢量,使得输入矢量的第 i 个分量 v_i 仅仅影响输出矢量的第 i 个分量 y_i , $i = 1, 2, \dots, m$, 则称原系统在 R 域内被 u 解耦控制。控制律(8)存在的充要条件是 $B^*(x)$ 在 R 域内可逆^[14]。

当 $B^*(x)$ 可逆时,可以构造一组矩阵

$$G(x) = [B^*(x)]^{-1} \quad (9a)$$

$$F(x) = [B^*(x)]^{-1}A^*(x) \quad (9b)$$

将(8)式、(9)式代入(7)式, 可将其重新写成简单的解耦形式

$$y^{(d)} = v \quad (10)$$

即 y 被 u 解耦控制。这时原系统的逆系统模型可表达成

$$\dot{x} = [A(x) - B(x)F(x)] + B(x)G(x)v(t) \quad (11a)$$

$$u(t) = -F(x) + G(x)v(t) \quad (11b)$$

其中, $v = y^{(d)}$ 是逆系统的输入, u 是逆系统的输出。

为了改善输出矢量 y 的反应特性, 输入矢量 v 可以选取为

$$v = - \sum_{i=0}^{d-1} P_i y^{(i)} + P_0 y_c \quad (12)$$

$y^{(i)}$ 是输出矢量的 i 阶导数, P_i 可以选取为 $m \times m$ 维常数对角阵, y_c 是系统新的输入矢量, 取为输出矢量的指令值, 由此得到系统解耦后的线性定常方程。

$$y^{(d)} + P_{d-1}y^{(d-1)} + \dots + P_0y = P_0y_c \quad (13)$$

显见, 只要适当地选取系数矩阵 $P_i (i = 0, 1, \dots, d-1)$, 方程(13)具有稳态解 y_c 。将(9)式、(12)式代入(8)式, 即得到一般系统的逆动力学控制律。

综合上述分析, 推导逆动力学控制系统方法的结构框图如图 1 所示。

三、飞机的飞行运动描述

在飞机的体轴和地轴组成的混合坐标系下, 可以列写出飞机在变化风场中飞行的纵向动力学运动模型。这些运动方程可以表达成矩阵形式。

$$\Delta \dot{x} = A(\Delta x) + B\Delta u(t) + E(\Delta w) \quad (14a)$$

$$\Delta y = C\Delta x + D\Delta w \quad (14b)$$

其中, Δx 是扰动状态矢量; Δu 是扰动控制矢量; Δw 是纵向扰动风速矢量。风扰矢量在惯性轴系下描述, 并假设其在飞机的纵向和展向的分布是一致的。

$$\Delta x = (\Delta u_a, \Delta w_a, \Delta q, \Delta \theta, \Delta \delta_T)^T \quad (15a)$$

$$\Delta u = (\Delta \delta_e, \Delta \delta_T)^T \quad (15b)$$

$$\Delta w = (\Delta w_x, \Delta w_z)^T \quad (15c)$$

$$\Delta y = (\Delta u_e, \Delta h)^T \quad (15d)$$

上式中, Δu_x , Δw_x 和 Δu_z 分别是相对速度和绝对速度在飞机体轴系下的分量; Δh 是飞机偏离名义飞行航迹的高度差; Δw_x 和 Δw_z 分别是水平风和垂直风分量。并定义 $\Delta w_x > 0$ 为顺风, $\Delta w_z > 0$ 为垂直下降风。

模拟研究的飞机是一架重量为 5700kg 的试验飞机 Do. 228。对于飞机穿越风场的起飞飞行, 用于逆动力学控制器设计的线化参考平衡状态定义为“状态 1”。其状态参数为飞机遭遇到风切变场的起始飞行高度 H_0 为 15.24m(50ft), 配平襟翼角 δ_f 为 5° , 油门设置 δ_{T_0} 为 100° , 升降舵偏度 δ_{δ_0} 为 0° , 飞行速度 v_0 为 61.2m/s(120kt), 航迹爬升角 γ_0 为 9.16° 。为了考察控制器在非设计飞行条件下的鲁棒性, 试验时也考虑了定义为“状态 2”的另一参考起飞飞行平衡状态。其状态参数为飞机遭遇到低空风切变的起始飞行高度 H_0 为 15.24m(50ft), 配平襟翼角 δ_f 为 5° , 油门设置 δ_{T_0} 为 100° , 升降舵偏度 δ_{δ_0} 为 0° , 飞行速度 v_0 为 56.1m/s(110kt), 航迹爬升角 δ_0 为 10.01° 。

对于飞机穿越风切变场的下滑着陆飞行, 用于逆动力学控制器设计的线化参考平衡状态定义为“状态 3”。其状态参数为飞机遭遇到低空风切变的起始飞行高度 H_0 为 152.4m(500ft), 配平襟翼角 δ_f 为 30° , 油门设置 δ_{T_0} 为 25.3° , 升降舵偏度 δ_{δ_0} 为 0° , 飞行速度 v_0 为 42.33m/s(83kt), 航迹下滑角 γ_0 为 -3° , 飞行迎角 $\alpha = 2.95^\circ$ 。为了考察设计控制器用于非设计飞行条件下的鲁棒性, 本文也考虑了定义为“状态 4”的另一着陆飞行平衡状态。其状态参数为飞机遭遇到低空风切变的起始飞行高度 H_0 为 152.4m(500ft), 配平襟翼角 δ_f 为 20° , 油门设置 δ_{T_0} 为 23° , 升降舵偏度 δ_{δ_0} 为 0° , 下滑飞行速度 v_0 为 44.37m/s(87kt), 航迹下滑角 γ_0 为 -3° , 飞行迎角 $\alpha_0 = 3.99^\circ$ 。着陆时的安全高度转换点 h_{ms} 为 15.24m(50ft)。两种基准状态下飞机的自然模态特性综合列于表 1。

表 1 Do. 228 飞机的自然模态特性

| 飞行条件 | 起飞 | | 着陆 | |
|--------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| | 短周期 | 长周期 | 短周期 | 长周期 |
| 模态 | | | | |
| 特征值 | $-1.4143 \pm 2.1240i$ | $-0.0063 \pm 0.1673i$ | $-1.0081 \pm 1.4565i$ | $-0.0144 \pm 0.2483i$ |
| ξ | 0.5542 | 0.0376 | 0.5691 | 0.0579 |
| ω_n (rad/s) | 2.5518 | 0.1674 | 1.7713 | 0.2487 |
| ω (rad/s) | 2.1240 | 0.1673 | 1.4565 | 0.2483 |
| $T_{1/2}, T_2$ (s) | 0.4900 | 110.0 | 0.6874 | 48.1250 |
| T (s) | 2.9567 | 37.5374 | 4.3117 | 25.2920 |

四、控制设计

对于飞机穿越低空风切变的飞行控制问题, 飞机的飞行航迹和飞行空速对于飞机的飞行安全非常重要。对于设计的控制系统, 要求其在没有风时能够正常地控制飞机的飞行, 在飞机遭遇到外界风场时能够保证飞机的飞行安全。此外, 对于飞机穿越风切变场的着陆飞行, 要求其触地点和预定点尽可能的近, 而且飞机在触地时具有合理的惯性速度和下降速率。为了稳定飞机的飞行航迹, 飞机的飞行高度和惯性飞行速度可以选取为控制输出, 发动机油门和升降舵偏度选取为控制输入。本文涉及的飞行导引控制问题就是合理地设计控制系统使飞机能够尽可能精确地跟踪以下两个输出变量,

$$y_1(x) = \Delta h = h(x) - h_n(x) \quad (16a)$$

$$y_2(x) = \Delta u_x = u_x(x) - u_{en} \quad (16b)$$

同时要满足各种控制边界及最小安全飞行空速的限制。

$$v_a \geq v_{\min} \quad (17)$$

其中, $h_n(x)$ 和 $u_n(x)$ 两个变量确定飞机的名义飞行航迹。 v_a 为飞机的飞行空速, 为了防止飞机的飞行失速, 最小的安全飞行空速可以定义为 $v_{\min} = 38.25\text{m/s}(75\text{kt})$ 。

设计飞行控制系统时, 飞机的飞行高度指令值 Δh_c 选择为 0。合适的 $(\Delta u_c)_c$ 指令值的大小需要根据飞机遭遇到低空风切变的结构特性来选取。由于飞机在低空飞行时其飞行速度较低, 飞机遭遇到风切变场特别是顺风风切变场时, 若飞机要保持惯性飞行速度, 其飞行空速必将大大降低并可能小于允许的最小安全空速。为了保证飞机的可控性, 防止飞机的飞行失速, 必须控制飞机的飞行空速大于其最小的安全飞行速度 v_{\min} , 所以指令 $(\Delta u_c)_c$ 必须选取为水平风速的函数。

$$(\Delta u_c)_c = \begin{cases} 0; & \Delta w_x < 0 \\ \lambda \Delta w_x; & \Delta w_x > 0 \end{cases} \quad (18)$$

λ 值大小的选择表示设计的控制器在控制飞机保证最小空速限制和跟踪名义飞行航迹二者之间的加权折衷。若选择大的 λ 值, 一旦飞机空速减小, 控制器会立刻操纵飞机使其空速增加, 飞机最小安全飞行空速的约束条件可以得到满足, 但飞机可能会偏离预定的名义飞行航迹。另一方面, 若选择过小的 λ 值, 控制系统主要操纵飞机使其跟踪名义的飞行航迹, 而安全飞行空速的限制有可能得不到满足。一种保守的处理方法是把 $(\Delta u_c)_c$ 选择为顺风风速的最大值, 特别是当顺风风速为常数时。

一般地说, 对于飞机的起飞飞行问题, 名义的飞行空速远大于允许的最小安全空速, 在遭遇到的风切变场不是特别强的时候, 最小的空速约束并不是一个严重的问题, 通常 λ 可以选取为 0。但是对于飞机的下滑着陆问题, 由于飞机的飞行速度非常低, 选择 λ 值时必须兼顾考虑上述两方面的因素。在本文设计的控制系统中 λ 可以选取为 0.65。

利用飞机的运动方程, 分别对 Δu_c 微分二次, Δh 微分三次, 可以为飞机的起飞和着陆飞行分别设计两组控制系统。在控制设计的一般理论中已经提及, 逆动力学控制律存在的充要条件为 $B^*(x)$ 可逆, 因此设计控制律时必须避开任何可能引起 $B^*(x)$ 奇异的飞机飞行状态。对于本文涉及的飞机起飞和着陆问题, $|B^*(x)|$ 均为正常数, 所以针对这些飞行状态都能为飞机构造其逆动力学控制器。

至于控制律中的常数对角矩阵, 本文根据被控飞机飞越风切变场的反应特性来选取。这些系数决定了系统(13)的闭环特征根, 选取的常数矩阵对角元素列于表 2。

表 2 控制律的常数对角矩阵的元素

| 元素 飞行条件 | P_{u1} | P_{u0} | P_{h2} | P_{h1} | P_{h0} |
|------------|----------|----------|----------|----------|----------|
| 起飞 | 0.45 | 1.65 | 0.55 | 0.65 | 1.05 |
| 着陆 | 2.45 | 0.25 | 6.25 | 2.75 | 14.25 |

五、模拟器试验和结果讨论

为了考察设计的逆动力学控制器用于抑制外界风切变场的有效性, 在飞行模拟器试验中考虑了以下两个通用的一般风切变模型。

模型 1: 这一风切变模型取自文献 [15], 它模拟了低空风切变的三个风场分量。模拟的风速变化类似于真实大气中测得的强烈对流扰动风场的风速分布。示意图如图 2 所示, 其中 v_{∞} 取为 10m/s, 风

切变场分布在半径为 600m, 高度为 300m 的柱形空间里。这是一个风场分布固定于空间的风切变模型。不同的空间位置, 风切变场具有不同的风扰强度。为了测试飞机能够穿越比较强的风切变剖面着陆的飞行控制问题, 飞机遭遇到风切变场的起始飞行高度取为 304.8m(1000ft)。

模型 2: 在这一风切变模型中, 风速变化是时间而非位置的函数。

水平风速给定为

$$\Delta w_x = -\Delta w_{\infty} \sin(2\pi t/T_0) \quad (19a)$$

垂直风速给定为

$$\Delta w_z = \Delta w_{\infty} [1 - \cos(2\pi t/T_0)]/2 \quad (19b)$$

上式中, Δw_{∞} 和 $\Delta w_{z\infty}$ 是反映风切变强度的给定常数。本文中的 Δw_{∞} 和 $\Delta w_{z\infty}$ 分别取为 12m/s (24kt) 和 8m/s (16kt)。 T_0 是飞机穿越风切变场的飞行时间, 它取决于风场的分布范围, 通常 T_0 可以选取为 60s。

在相对恶劣的天气条件下, 风切变场中常伴随着有随机大气紊流的存在。在本文的飞行模拟器试验中, 同时也考虑了取自 MIL-F-8785B(30 m) 相当严重的大气紊流模型。紊流强度 $\sigma_{wg} = 1.43\text{m/s}$ 。飞机在飞行中遭遇到这一强度的紊流的概率大约为 10%。

在六自由度飞行模拟器上, 本文考察了逆动力学控制器抵御外界风切变扰动的能力。模拟器示意图如图 3 所示。进行模拟器验证试验时, 假设飞机在遭遇到风切变场之前为配平平衡状态。飞机的纵向运动由自动控制器操纵, 横侧运动通过飞行员人工操纵来消除。此外, 本文也测试了飞行员人工操纵飞机穿越风切变场的控制能力, 并比较了自动控制系统和飞行员在飞机遭遇到低空风切变时操纵对策上的差异。

1. 起飞飞行

飞机在起飞时, 特别是在低空风切变中起飞时, 通常发动机设置为满油门状态, 所以仅仅升降舵偏度 $\Delta\delta$ 由设计的控制律决定。飞机穿越风切变场起飞的试验结果在图 4 和图 5 中给出。

对于本文涉及的两个风切变模型, 由自动控制器操纵的飞机能够持续爬升穿越风切变场, 且飞机的飞行航迹比飞行员人工操纵的飞机飞行航迹更接近于预定的名义起飞航迹。对于强度相对弱的风切变模型 1, 当自动控制器接通时, 试验飞行员几乎感觉不到外界风场的影响。对于相对强的风切变模型 2, 当飞行员人工操纵飞机的飞行运动时, 由于风切变扰动的影响, 飞机飞行偏离预定的名义起飞航迹。逆风中飞机的飞行高度大大增加, 顺风飞行高度又大大降低, 存在着不可避免的高度损失, 这些结果如图 4(g) 所示。自动控制器操纵飞机飞行的试验结果表明, 设计的自动控制器具有足够的鲁棒性把飞机的飞行高度偏差抑制在一定的范围之内, 被控飞机在风切变中仍然能够平稳地爬升。如图 5(a) 所示, 这时飞机的最小飞行空速为 45.9m/s(90kt), 大于限制的最小安全飞行速度 v_{\min} 。

2. 穿越着陆飞行

飞机穿越风切变着陆飞行的试验结果如图 6 和图 7 所示。从图中显见, 当飞行员操纵飞机的飞行时, 由于风切变场的影响飞机飞行偏离原来预定的下滑航迹, 逆风中飞行高度大大增加, 顺风和下击气流中飞行高度又大大降低。从自动控制器操纵飞机的飞行试验结果可见, 即使对于强度相对强的风切变场, 设计的控制器仍具有足够的鲁棒性把飞机飞行航迹的偏差抑制在一定的小范围之内。

对于强度相对弱的风切变模型 1, 当飞行员操纵飞机时, 其偏离名义航迹的最大高度差为 70 m, 而自动控制器操纵飞机时, 其下滑航迹几乎和名义航迹完全一致, 详细结果见图 6(g)。对于强度相对强的风切变模型 2, 共做了四次飞行员操纵飞机穿越风切变场的试验, 其中有两次着陆失败。在另外两次勉强成功的着陆飞行中, 如图 7(g) 所示, 飞机离地的最小飞行高度小于 6m, 可以想象若在真实的飞行

中这也是极其危险的。从自动控制器操纵飞机穿越风切变场着陆的试验结果可以看到,在保证飞机的飞行空速大于最小许可值的前提下,其飞行航迹与名义着陆航迹的最大偏差约为5m,而且飞机着陆接地点的位置几乎和预定的名义接地点的位置完全一致。这些试验结果表明,即使对于相对强的风切变场,自动控制器也能够保证飞机的飞行安全,被控飞机可以较精确地跟踪其名义的着陆航迹。

大量的模拟器试验结果表明,设计自动控制系统时要折衷考虑即使飞机满足最小空速约束的条件,又使飞机能够近似地跟踪其名义着陆航迹。一般地讲,增大许可的最小着陆速度 v_{\min} ,需要飞机更多的控制能量用于其飞行空速的控制,而用于控制飞机跟踪名义着陆航迹的能量较少。但设计控制律时如果采用过小的 v_{\min} 值,可能会造成控制的飞机在迅速变化的风切变场中飞行时失速。比较这些试验结果可以得到,飞机起飞时的安全空速约束没有穿越风切变着陆时那么严重。

另外,飞行模拟器的试验结果还表明,飞机的控制边界限制了其能够抵御外界风切变场的能力。若飞机在起飞时遭遇到非常强烈的下击暴流,由于飞机本身能量的限制,飞机不能穿过风切变场持续地爬升,这会造成飞机不可避免的飞行高度损失。对于飞机穿越风场着陆而言,由于强的下击暴流会引起飞机大的高度损失,因此要使飞机能够跟踪名义的着陆航迹,必须要有大的推力补偿,这很容易引起飞机的油门达到饱和。由于发动机油门上下边界的限制,在强的顺风风场中,若要飞机既满足最小空速约束的条件,又要跟踪其飞行地速则非常困难,飞机很容易就偏离预定的名义着陆航迹。飞机的这些控制边界决定了其能够抵御的下击暴流的能量。对于一些强的下击暴流飞机是不能穿越着陆的。

最后本文考察了控制器在非设计飞行条件下抗御外界风切变场的有效性。分别采用这两组设计的控制系统,飞机在非设计条件“状态2”和“状态4”下的反应历程分别和设计条件“状态1”和“状态3”下的几乎相同。虽然这些状态不是用于控制器设计的基准状态,但控制器对于外界风切变场仍具有足够的鲁棒性。由于飞机在“状态4”的飞行速度大于在基准条件“状态3”的飞行速度,因此飞机以“状态4”飞行着陆时具有更强的抵御风切变的能力。大量的试验结果表明,设计的飞行控制系统对于不同的风切变模型和不同的飞机飞行条件确实具有很强的鲁棒性。

六、结 论

本文较详细地研究了飞机穿越风切变场飞行的控制策略。在最小空速的约束下,为使飞机能够近似地跟踪名义的飞行航迹,本文采用逆动力学控制理论为试验研究飞机 Do. 228 的起飞和着陆飞行分别设计了两套自动控制系统。设计时不用考虑外界风切变场的结构和强度。六自由度飞行模拟器的试验结果表明,对于不同的风切变模型,设计的控制器能够保证飞机穿越风切变场的飞行安全,使飞机尽可能精确地跟踪名义的飞行航迹。

设计飞行控制器时,最小空速约束值大小的选择要折衷考虑既要使飞机尽可能精确地跟踪名义的飞行航迹,又要防止空速过低而导致飞机出现失速和尾旋。飞机控制量的饱和限制了任何控制方案抵御外界扰动的能力。对于飞机的起飞飞行而言,非常强的下击暴流会引起其飞行高度的损失。对于飞机的下滑着陆而言,非常强的下击暴流飞机是不能穿越着陆的。

模拟器的试验结果还表明,设计的控制器对于含有一定能量和一定尺寸范围内的风切变场,以及随着飞行条件而变化的模型参数都具有很好的鲁棒性。这些控制系统可以使飞机抵御中等到相对强的风切变场,大大地提高了飞机遭遇到低空风切变场的飞行安全。

致 谢

这一研究项目是在日本国立航空宇宙技术研究所开展的。研究经费由日本政府科学技术厅特别研究员资助支持,作者深表谢意。研究中始终得到飞行实验部部长坂东俊夫先生、联络员增位和也先生以及冈田典秋先生的大力支持和帮助。在飞行模拟器试验中,飞行员中村胜先生、照井祐之先生和试验工程师船引先生给予了大力的合作和帮助。在数值计算中石川和敏先生在许多软件的应用上给予了

热情的帮助。作者一并致谢。此外，作者还要感谢日本航空宇宙技术研究所合作部部长高泽金吾博士和其他日本朋友为这次中日航空科技合作项目的顺利开展所付出的努力。

参 考 文 献

REFERENCES

- [1] A. Miele, T. Wang, W. W. Melvin and R. L. Bowles, "Gamma Guidance Schemes for Flight in a Windshear", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 11, No. 4(1987), pp. 320-327.
- [2] A. Miele, T. Wang, W. W. Melvin, "Optimization and Acceleration Guidance of Flight Trajectories in a Windshear", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 10, No. 4(1987), pp. 368-377.
- [3] A. Miele, T. Wang, W. W. Melvin, "Overview of Optimal Trajectories for Flight in Windshear", *Control and Dynamic System*, Vol. 34, Part 1, 1990, pp. 81-123.
- [4] G. Leitmann, S. Pandey, "Aircraft Control for Flight in an Uncertain Environment; Takeoff in Windshear", *J. Optim. Theory and Appl.* Vol. 70, No. 1(1991), pp. 25-55.
- [5] Y. H. Chen, and S. Pandey, "Robust Control Strategy for Take off Performance in a Windshear", *Optim. Control Appl. and Methods*, Vol. 10, No. 1(1989), pp. 65-79.
- [6] G. Leitmann, S. Pandey, "Aircraft Control under Conditions of Windshear", *Control and Dynamic Systems*, Vol. 34, Part 1, 1990, pp. 1-79.
- [7] G. Leitmann, S. Pandey, "Adaptive Control of Aircraft in Windshear", *International J. Robust and Nonlinear Control*, Vol. 3, No. 2(1993), pp. 133-153.
- [8] A. Miele, T. Wang, and W. W. Melvin, "Penetration Landing Guidance Trajectories in the Presence of Windshear", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 12, No. 6(1989), pp. 806-814.
- [9] M. L. Psiaki and R. F. Stengel, "Optimal Aircraft Performance During Microburst Encounter", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 14, No. 2(1991), pp. 440-446.
- [10] M. L. Psiaki and K. Park, "Thrust Laws for Microburst Wind Shear Penetration", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, No. 4(1992), pp. 968-975.
- [11] R. J. White, "Effect of Wind Shear on Airspeed During Airplane Landing Approach", *J. aircraft*, Vol. 29, No. 2(1992), pp. 237-242.
- [12] M. N. Wagdi, "An Active Control System for Aircraft During Landing Approach in Wind Shear", *AIAA-84-0239*, 1984.
- [13] P. Y. Chu, Jr. A. E. Bryson, "Control of Aircraft Landing Approach in Wind Shear", *AIAA-87-0632*, 1987.
- [14] L. Wang, Z. Hu, "Nonlinear Decoupling Control Study for Aircraft Maneuvering Flight", *Chinese J. Aeronautics*, Vol. 6, No. 3(1993), pp. 170-177.
- [15] T. Bando, K. Tanaka, C. Hynes and G. Hardy, "Windshear Endurance Capability for Power-Lift Aircraft", *AIAA-93-3670*, 1993.
- [16] Y. Zhao, Jr. A. E. Bryson, "Approach Guidance in a Downburst", *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, 4(1992), pp. 893-900.
- [17] A. B. Markov, "The Landing Approach in Variable Winds; Curved Glidepath Geometries and Worstcase Wind Modeling", *UTIAS No. 254*, 1981.

附图
FIGURES

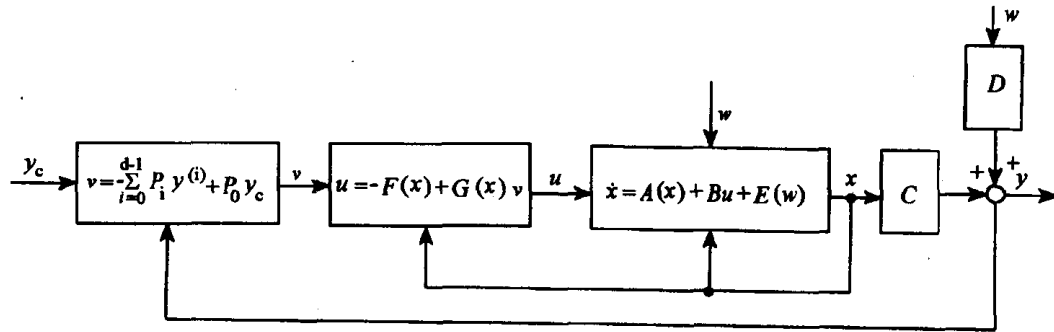


图1 逆动力学控制的结构框图

Fig. 1 Back Diagram of Inverse Dynamics Control

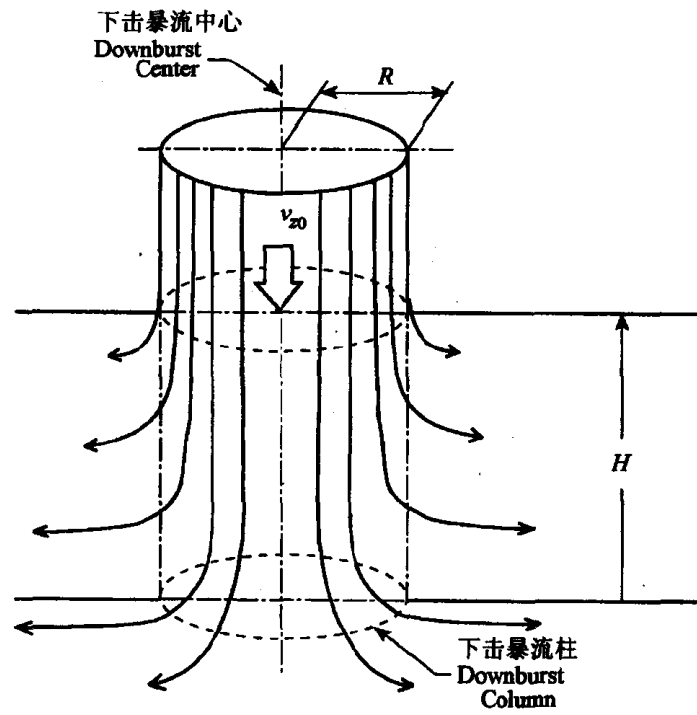


图2 风切变模型1的结构图

Fig. 2 Structure of Windshear Model M1

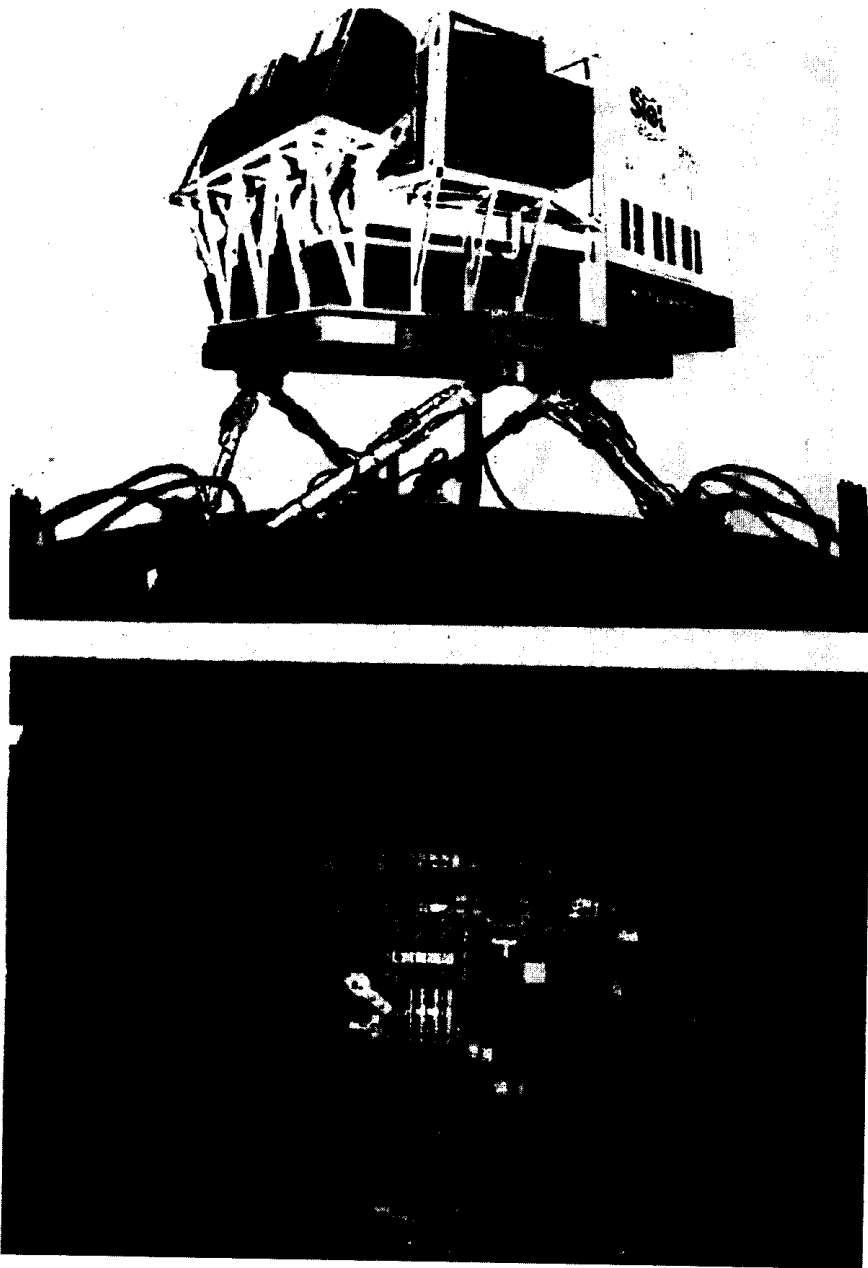


图 3 六自由度飞行模拟器

Fig. 3 Six Degree - of - Freedom Flight Simulator

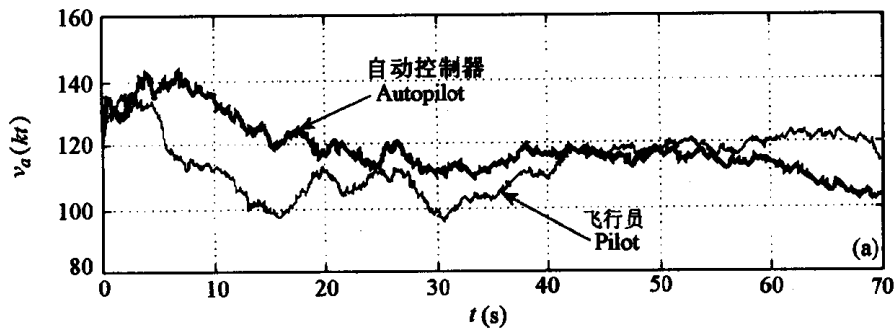


图 4 a

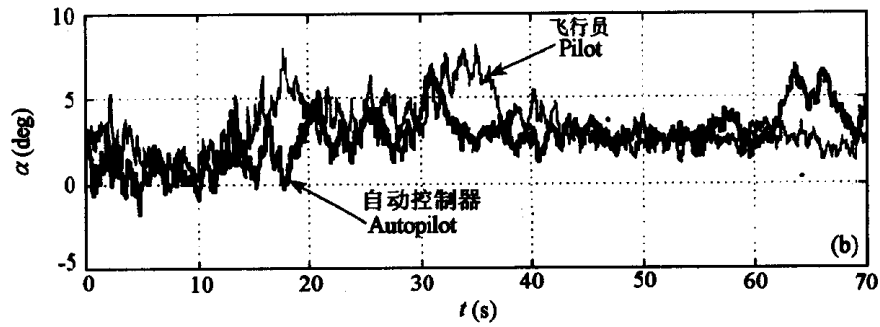


图 4 b

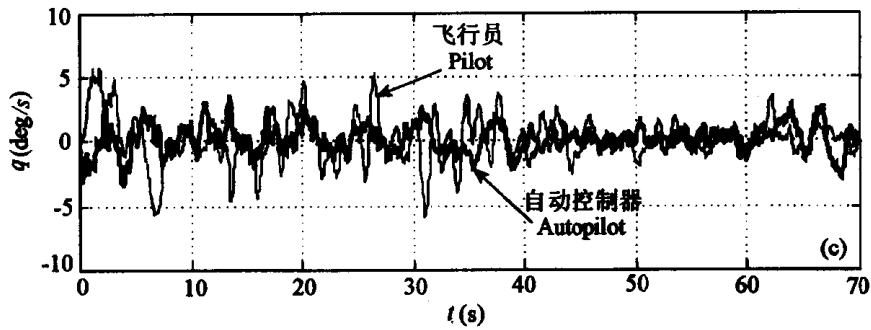


图 4 c

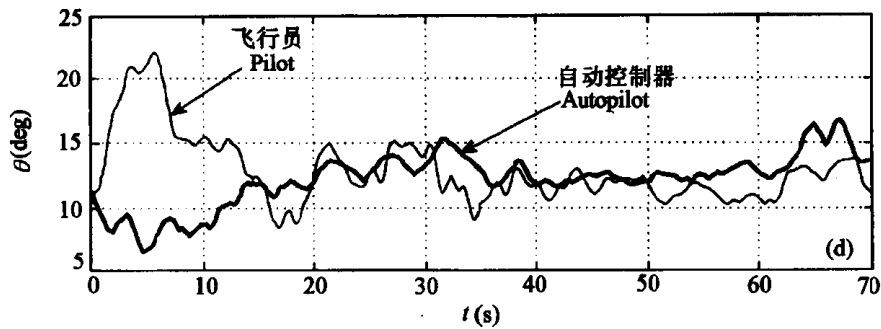


图 4 d