

文章编号:1000-6893(2008)04-0853-06

农林飞机近地作业飞行的横航向稳定特性

乐挺¹, 王立新¹, 况龙²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

(2. 洪都航空工业集团, 江西 南昌 330024)

Lateral Stability of an Agriculture Aircraft During Low-altitude Flight Operation

Yue Ting, Wang Lixin, Kuang Long

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China)

摘要: 分析了地面效应对飞机产生附加滚转和偏航力矩的气动新机理,研究了农林飞机近地作业飞行时横航向气动特性随高度的变化规律,推导了考虑地面效应影响时的飞机横航向静稳定性新准则,并分析了不同飞行高度时这些静稳定性的变化趋势。采用地效区内飞机的运动方程,计算并分析了农林飞机不同作业高度下的横航向模态特性及变化规律,并进行了模态特性的简化和验证分析。

关键词: 农林飞机;近地;地面效应;模态简化;横航向稳定性

中图分类号: V212 **文献标识码:** A

Abstract: The new aerodynamic principle of additional rolling and yaw moment of aircraft in ground effect is analyzed. And the lateral aerodynamics' changing regularity with height of an agriculture aircraft during low-altitude flight operation is presented. A new criterion of lateral static stability in ground effect is deduced, and the change trend of lateral static stability on different heights is analyzed. Using the lateral equations of aircraft in ground effect, the properties of lateral modes of an agriculture aircraft with variations of height during low-altitude flight operation are calculated, and the modes' changing regularity is analyzed. The lateral modes are approximately simplified and the rationality is verified by numerical simulation.

Key words: agriculture aircraft; low-altitude; ground effect; mode simplification; lateral stability

农林飞机在进行空中施肥、喷撒农药等飞行作业时,为了提高作业效率,往往飞行高度较低,通常只有几米,因而会受到地面效应的影响。

对于常规布局飞机,受地面效应影响时,飞机的升力增大,低头力矩增大,使得纵向稳定特性受到很大的影响^[1-2]。然而,农林飞机近地飞行时,若存在滚转或侧滑扰动,地面效应对飞机纵向气动力的影响会间接地改变横航向气动特性,导致横航向气动特性和稳定特性也会受到影响。

通常,地面效应对飞机横航向稳定性的影响往往不被关注。然而,由于农林飞机作业飞行高度通常较低,若受到扰动后产生的滚转角过大,机翼有可能会触地,其飞行安全性将受到影响。因此,农林飞机近地作业飞行时,需要具有较强的横航向抗干扰能力,开展其横航向稳定特性的研究也是很有必要的。

本文结合某型农林飞机带地面效应的风洞试验数据,分析了地面效应对其横航向气动特性以及横航向静稳定性和动稳定性的影响新机理。研究结果对于农林飞机的气动布局设计和操稳特性分析均具有一定的参考价值。

1 近地飞行的横航向气动特性

1.1 地面效应产生的附加横航向力矩

无地面效应时,如果飞机仅转动滚转角 ϕ ,并且其他方向的运动受到约束,飞机上的气动力不会有变化,即滚转力矩系数对滚转角的导数 $C_{l\phi}=0$ 。

假设飞机在平衡状态时受到外界非对称干扰,产生一个小的倾斜角,若 $\Delta\phi<0$,则升力和重力的合力作用将使飞机向左侧滑, $\Delta\beta<0$ 。若不存在地面效应,飞机上将产生 $\Delta L=qSbC_{l\beta}\Delta\beta$ 的右滚力矩来减小 $\Delta\phi$,其中: q 为动压; S 为机翼参考面积; b 为机翼展长。受到地面效应影响后,由于左

收稿日期:2007-06-22; 修订日期:2008-01-22

通讯作者:乐挺 E-mail:yueting_buaa@sina.com

右机翼距离地面的高度不同,使得两边机翼的气动力不同,将产生附加的滚转力矩,从而会减小 $\Delta\phi$ ^[3]。

存在地面效应时,当飞机滚转角 $\Delta\phi < 0$ 时,左右机翼的高度平均变化为 $\Delta H \approx \bar{y}\phi$,左机翼的升力增量为 $C_{LH}\bar{y}\phi$,右机翼升力减小 $C_{LH}\bar{y}\phi$,其中 C_{LH} 为升力系数对高度的导数。这样,就形成一个向右的滚转恢复力矩 $2C_{LH}\bar{y}^2\phi$,其作用等效于 $C_{i\phi}\phi$,则

$$C_{i\phi} = 2C_{LH}\bar{y}^2 \quad (1)$$

式中: $\bar{y} = 2y/b$, y 为单个机翼的平均气动力作用点到机身纵轴的距离,如图 1 所示。

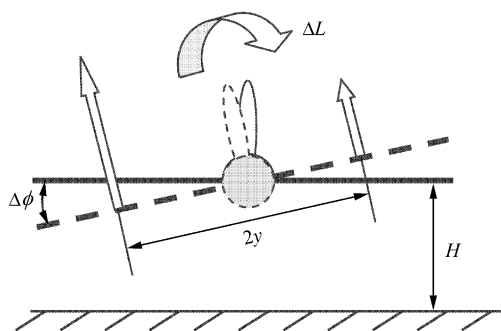


图 1 受地效影响时 $C_{i\phi}$ 导数产生机理

Fig. 1 Produce of $C_{i\phi}$ in ground effect

由式(1)可知,在地效区内飞机倾斜后产生的滚转恢复力矩大小和高度导数 C_{LH} 有关, $|C_{LH}|$ 越大, $|C_{i\phi}|$ 越大。

由于左右机翼距地面的高度不同,导致两边机翼的升力不同,两边机翼的阻力也出现了差异。 $\Delta\phi < 0$ 时,左机翼高度比右机翼低,由于地面效应的影响,虽然左机翼的升致阻力增大,但其诱导阻力会明显减小,使得其总的阻力将小于右机翼,这样就会产生一个向右的偏航力矩,即偏航力矩系数对滚转角的导数 $C_{n\phi} < 0$ 。

1.2 近地作业飞行时的气动特性分析

飞机近地飞行时,除了 $C_{i\phi} \neq 0$ 外,其横航向其他气动导数也会受到地面效应的影响。图 2 为风洞试验所测得的某型农林飞机近地飞行时偏航力矩系数 C_n ,滚转力矩系数 C_l ,侧力系数 C_y 随侧滑角 β 变化的气动力曲线(拉力系数 $C_T = 0.287$,襟翼偏角 $\delta_F = 0^\circ$,迎角 $\alpha = 4^\circ$, c 为机翼平均气动弦长)。

从图 2 可以看出,近地飞行时,地面效应对飞机的滚转力矩影响较大,对偏航力矩和侧力的影响则相对较小。将试验数据处理后可得到横航向相应的气动导数,如表 1 所示。

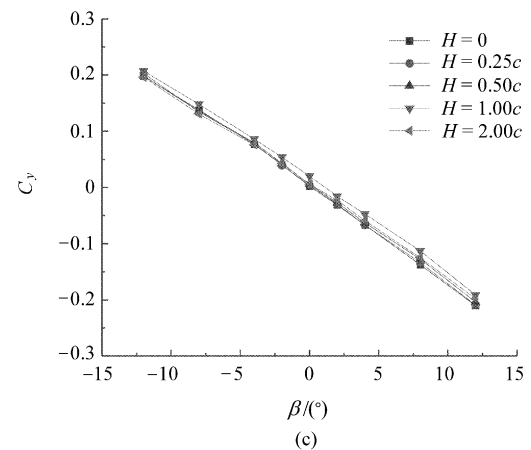
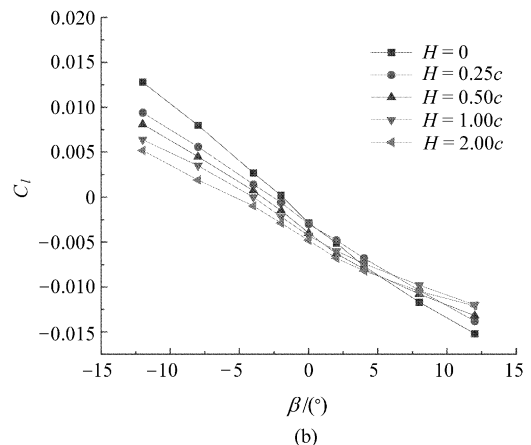
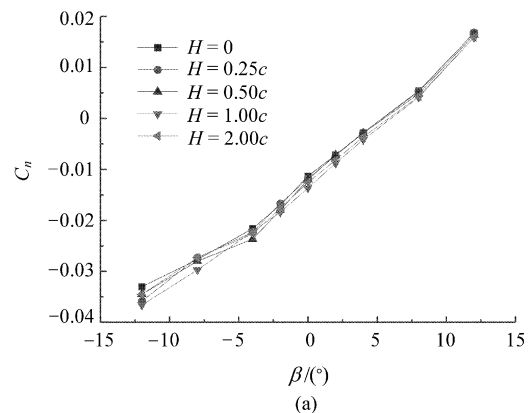


图 2 某型农林飞机不同高度近地飞行时的横航向气动特性

Fig. 2 Lateral aerodynamics of agriculture aircraft with variations of height in ground effect

表 1 某型农林飞机不同高度近地飞行时的气动导数比较
Table 1 Lateral static derivatives of agriculture aircraft with variations of height in ground effect

H/c	$C_{y\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{l\beta}$
0	-1.025 7	0.120 3	-0.075 1
0.25	-1.019 9	0.122 0	-0.059 0
0.50	-0.991 3	0.123 2	-0.057 3
1.00	-0.963 8	0.124 9	-0.053 3
2.00	-0.958 1	0.127 0	-0.052 4

可见,随着高度的降低, $|C_{l\beta}|$ 和 $|C_{y\beta}|$ 的数值增大,而 $|C_{n\beta}|$ 数值却逐渐减小。这3个 β 导数的变化主要是由于地面效应对机翼的气动力影响而造成的。

当飞机产生侧滑时,由于上反角的存在,使得两边机翼存在升力差,从而产生稳定的横滚力矩,且上反角引起的横滚力矩与 $C_{L\alpha}$ 成正比;机翼的后掠有利于产生稳定的滚转力矩,其增量和 C_L 成正比^[4]。在正常地效区内随着高度的降低,由于地面效应的增升作用,飞机的 $C_{L\alpha}$ 和 C_L 都逐渐增大^[1]。因此,侧滑角一定时产生的稳定滚转力矩将更大,使得 $|C_{l\beta}|$ 的数值增大。

$|C_{y\beta}|$ 的数值随着高度的减小而增大的主要原因是:当飞机正侧滑时,机翼上反角的存在使得左右两边机翼产生附加的升力,从而存在向左的侧力分量,如图3所示。随着高度的降低, $C_{L\alpha}$ 逐渐增大,存在侧滑时左右两边机翼的升力差也越大,从而产生更大的侧力分量,导致 $|C_{y\beta}|$ 的数值随着高度的降低而稍有增大。

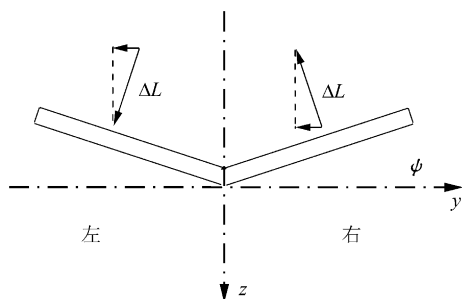


图3 由机翼上反产生的侧力

Fig. 3 Side force on the wing by dihedral angle

由于 $|C_{y\beta}|$ 随着高度的降低而增大,并且增加的侧力位于飞机重心之前,因而会产生不稳定的偏航力矩,使得 $|C_{n\beta}|$ 数值随着高度的降低而稍稍减小。

2 静稳定性分析

受地面效应影响时,飞机的横航向静稳定性定义如下:飞机在平衡状态下受到外界非对称干扰后,使其产生一个小的倾斜运动,若飞机具有减小滚转角度的趋势,则横向是静稳定的;同样,若飞机具有消除侧滑角度的趋势,则航向是静稳定的。

无地面效应时,滚转角的减小是通过侧滑角 β 来反映其变化趋势的,是间接反映。而飞机近地飞行受地面效应影响时,除了通过侧滑角 β 来

减小滚转角外,滚转角的变化将直接产生滚转恢复力矩来减小滚转角。

飞机贴近地面飞行时,平衡状态下的横航向气动力不仅与侧滑角 β 有关,而且与滚转角 ϕ 有关^[5]:

$$\Delta C_l = C_{l\phi} \Delta \phi + C_{l\beta} \Delta \beta \quad (2)$$

$$\Delta C_n = C_{n\phi} \Delta \phi + C_{n\beta} \Delta \beta \quad (3)$$

将式(2)、式(3)消掉 $\Delta \phi$ 后,得

$$\Delta C_l = (C_{l\beta} - \frac{C_{l\phi}}{C_{n\phi}} C_{n\beta}) \Delta \beta + \frac{C_{l\phi}}{C_{n\phi}} \Delta C_n$$

$$\Delta C_n = (C_{n\beta} - \frac{C_{n\phi}}{C_{l\phi}} C_{l\beta}) \Delta \beta + \frac{C_{n\phi}}{C_{l\phi}} \Delta C_l$$

根据定义得到横向静稳定性条件为

$$C_{l\beta} - \frac{C_{l\phi}}{C_{n\phi}} C_{n\beta} < 0 \quad (4)$$

航向静稳定性条件为

$$C_{n\beta} - \frac{C_{n\phi}}{C_{l\phi}} C_{l\beta} > 0 \quad (5)$$

式(4)中, $\frac{C_{l\phi}}{C_{n\phi}} C_{n\beta} > 0$, 此项有利于横向静稳定性,由于 $C_{n\phi}$ 的数值较小, $|C_{l\phi}|$ 的增大会大大增加横向静稳定性。因此,横向静稳定性主要取决于 $|C_{l\beta}|$ 和 $|C_{l\phi}|$, 且地效区内 $|C_{l\beta}|$ 和 $|C_{l\phi}|$ 都随着高度的减小而增大,即横向静稳定性增大。

式(5)中,由于 $\frac{C_{n\phi}}{C_{l\phi}} C_{l\beta} < 0$, 此项同样会增强航向静稳定性。但由于 $C_{n\phi}$ 的数值相对于 $C_{l\phi}$ 较小,此项对航向静稳定性的影响很小,即航向静稳定性仍主要取决于 $C_{n\beta}$ 。

在地效区内,横向静稳定性和航向静稳定性归结为 $C_{l\beta} C_{n\phi} - C_{n\beta} C_{l\phi} > 0$ 。由于导数 $C_{l\beta} < 0$, $C_{n\beta} > 0$, $C_{l\phi} < 0$, $C_{n\phi} < 0$, 但数值很小,所以一般情况下,考虑地面效应影响时正常布局飞机的横航向仍均是静稳定的,并且 $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$, $C_{l\phi}$, $C_{n\phi}$ 中每一个导数数值的增大都有利于横航向静稳定性。农林飞机近地作业飞行时,随着高度的降低, $|C_{l\beta}|$, $|C_{y\beta}|$ 及 $|C_{l\phi}|$ 都增大,有利于其横航向的静稳定性,而 $|C_{n\beta}|$ 随着高度的降低逐渐减小,其对横航向的静稳定性是不利的,但是随着高度的降低, $|C_{n\beta}|$ 的变化很小,因而高度降低时对横航向静稳定性的影响不会很大。某型农林飞机各个高度的横航向静稳定性计算结果如图4所示,可见其横航向的静稳定性随着高度的下降而增强。

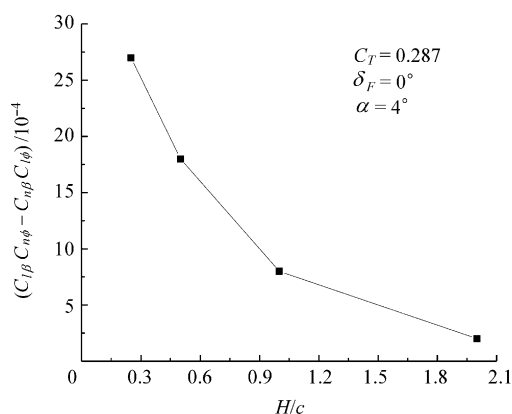


图4 某型农林飞机近地飞行横航向静稳定性

Fig. 4 Lateral static stability of agriculture aircraft during low-altitude flight

3 动稳定性

飞机近地定直平飞时,由于受到地面效应的影响,其运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Y}_\beta & \bar{Y}_p & \bar{Y}_r - 1 & g/V_0 \\ \bar{L}_\beta & \bar{L}_p & \bar{L}_r & \bar{L}_\phi \\ \bar{N}_\beta & \bar{N}_p & \bar{N}_r & \bar{N}_\phi \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \bar{Y}_{\delta_a} \\ \bar{L}_{\delta_a} & \bar{L}_{\delta_r} \\ \bar{N}_{\delta_a} & \bar{N}_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $\bar{L}_i = \frac{L_i + (I_{xz}/I_z)N_i}{I_x - I_{xz}^2/I_z}$, $\bar{N}_i = \frac{N_i + (I_{xz}/I_z)L_i}{I_x - I_{xz}^2/I_z}$, $i \in \{\beta, \phi, p, r, \delta_a, \delta_r\}$; I_x, I_y 为转动惯量, I_{xz} 为惯性积; p, r 为滚转和偏航角速度; δ_a, δ_r 分别为副翼和方向舵偏角。

3.1 模态简化分析

(1) 滚转模态

滚转收敛模态主要表现在扰动恢复的初始阶段,且近似认为 $\Delta\beta = \Delta r = 0$,忽略 $C_{y\beta}$ 和 C_{yr} 后,由式(6)简化可以得到

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{L}_p & \bar{L}_\phi \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

其特征方程为 $\lambda^2 - \bar{L}_p\lambda - \bar{L}_\phi = 0$ 。则滚转模态的近似特征根为

$$\lambda_r = \frac{\bar{L}_p - \sqrt{\bar{L}_p^2 + 4\bar{L}_\phi}}{2} \quad (8)$$

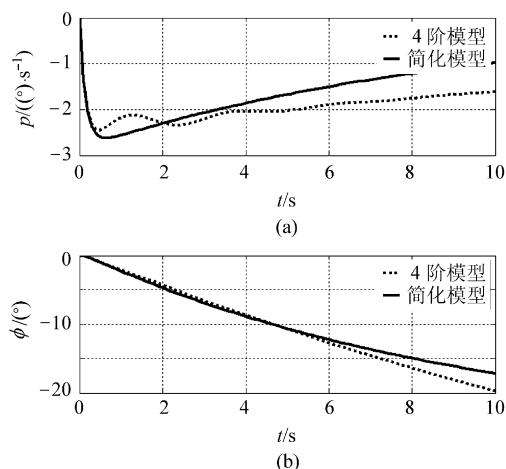
实际上经过验算,另外一个特征根 $\lambda = \frac{\bar{L}_p + \sqrt{\bar{L}_p^2 + 4\bar{L}_\phi}}{2}$ 为螺旋模态特征根的近似值。

式(8)中, $\frac{1}{2}(\bar{L}_p + \sqrt{\bar{L}_p^2 + 4\bar{L}_\phi}) < 0$,因此,

$$|\lambda_r| = \left| \frac{\bar{L}_p - \sqrt{\bar{L}_p^2 + 4\bar{L}_\phi}}{2} \right| < |\bar{L}_p|, \text{ 而 } |\bar{L}_p| \text{ 为无地}$$

面效应时滚转模态的特征根近似值。可以看出,存在地面效应时,滚转模态特征根的绝对值减小,滚转模态收敛变慢。但由于 \bar{L}_ϕ 比 \bar{L}_p 小很多,因此近地飞行时飞机的滚转模态特性改变并不大。

为了验证简化的合理性,通过副翼的操纵得到运动参数的时间历程曲线,可将简化后的滚转模态和4阶方程做比较,如图5。可以看出,与4阶方程相比,简化后的模型具有较好的精度。

图5 简化模型与4阶模型响应特性对比($H/c=1.0$; 副翼操纵: $\delta_a=1^\circ$)Fig. 5 Response property comparison of simplified mode and forth-order equation mode ($H/c=1.0$; aileron deflection: $\delta_a=1^\circ$)

从图6的滚转角速度对副翼脉冲扰动的时间响应可以看出,随着高度的降低,地面效应增强,滚转收敛变慢,但地效对滚转模态影响较小,与前文的简化分析一致。

(2) 荷兰滚模态

荷兰滚模态运动中,主要是偏航和侧滑的振荡,简化分析时若略去滚转力矩方程,则得不出导数 $C_{i\phi}$ 和 $C_{n\phi}$ 对荷兰滚模态的影响结果。因此,研究地面效应对荷兰滚模态的影响时,直接分析4阶状态方程的特征根更为方便。

(3) 螺旋模态

由于螺旋模态的特征根通常为接近零的小实

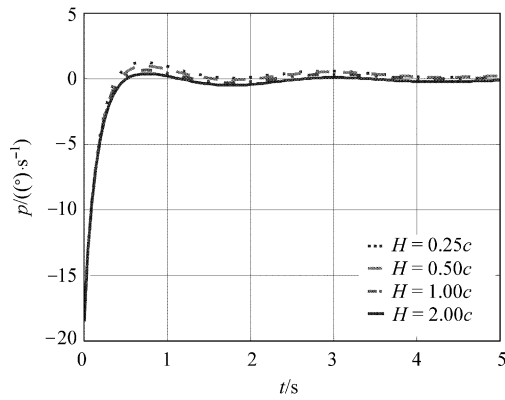


图 6 副翼脉冲扰动的滚转角速度响应($\delta_a=1^\circ$)
Fig. 6 Roll angular velocity responses to impulse of aileron ($\delta_a=1^\circ$)

根,忽略高阶项后,得到螺旋模态的近似根为

$$\lambda_s = -\frac{g(\bar{L}_\beta \bar{N}_r - \bar{L}_r \bar{N}_\beta) + V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_\phi - \bar{L}_\phi \bar{N}_\beta)}{V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_p - \bar{L}_p \bar{N}_\beta) - g\bar{L}_\beta} \quad (9)$$

不存在地面效应时,螺旋模态的近似特征根为

$$\lambda_s = -\frac{g(\bar{L}_\beta \bar{N}_r - \bar{L}_r \bar{N}_\beta)}{V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_p - \bar{L}_p \bar{N}_\beta) - g\bar{L}_\beta}$$

对于一般具有横航向静稳定性和正常阻尼特性的飞机, $V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_p - \bar{L}_p \bar{N}_\beta) - g\bar{L}_\beta > 0$,由式(9)可得,保证螺旋模态特征根为负时,应满足的条件为 $g(\bar{L}_\beta \bar{N}_r - \bar{L}_r \bar{N}_\beta) + V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_\phi - \bar{L}_\phi \bar{N}_\beta) > 0$ 。

将 $V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_\phi - \bar{L}_\phi \bar{N}_\beta)$ 展开后得

$$V_0(\bar{L}_\beta \bar{N}_\phi - \bar{L}_\phi \bar{N}_\beta) = \frac{1 - (I_{zx}/I_x)^2}{(I_x - I_{zx}^2/I_x)^2} qSb(C_{l\beta}C_{n\phi} - C_{n\beta}C_{l\phi}) \quad (10)$$

由于地效区内飞机一般具有横航向静稳定

性,即 $C_{l\beta}C_{n\phi} - C_{n\beta}C_{l\phi} > 0$,因此式(10)大于零,从而增加螺旋模态的稳定性。

飞机受到横航向扰动后,在运动的后期,运动参数主要受螺旋模态特征根的影响,从图 7 的滚转角对副翼的脉冲扰动响应的历程来看,随着高度的降低,滚转角收敛逐步加快,即螺旋模态稳定性逐渐增强,与简化分析结果一致。

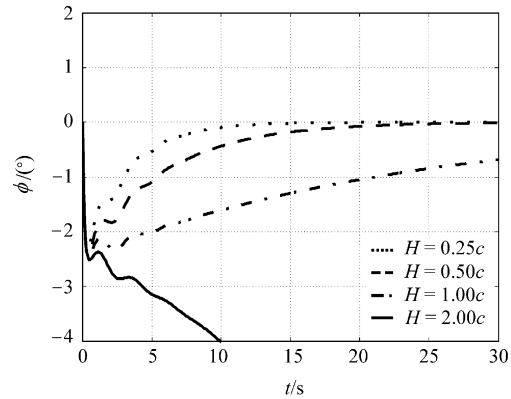


图 7 副翼脉冲扰动的滚转角响应($\delta_a=1^\circ$)
Fig. 7 Roll angle responses to impulse of aileron ($\delta_a=1^\circ$)

螺旋模态主要表现为滚转角 ϕ 和偏航角 ψ 的缓慢变化。地效区内当飞机滚转角 ϕ 改变时,由于存在地面效应,会产生一个使滚转角 ϕ 减小的滚转附加力矩,即对滚转角 ϕ 有抑制作用,因此增强螺旋模态的稳定性。

3.2 模态特性计算分析

由地效区内飞机横航向运动的状态方程可求出农林飞机在不同高度下近地作业飞行时的特征根,如表 2 所示。

表 2 某型农林飞机不同高度下近地飞行横航向模态特性

Table 2 Lateral mode characteristics of agriculture aircraft with variations of height in ground effect

H/c	特征值	荷兰滚				
		$\omega_n / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ζ	T/s		
0.25	-6.201 4	-0.529 4 ± 2.510 0i	-0.336 1	2.573 0	0.205 7	2.502 0
0.50	-6.379 8	-0.514 2 ± 2.514 1i	-0.177 3	2.574 0	0.199 8	2.497 9
1.00	-6.509 5	-0.514 0 ± 2.529 6i	-0.042 7	2.589 2	0.198 5	2.482 6
2.00	-6.616 1	-0.504 0 ± 2.537 9i	0.050 4	2.595 4	0.194 2	2.474 5

从表 2 的模态计算结果可以看出,农林飞机近地作业飞行时,随着高度降低,滚转模态特征根的绝对值逐渐变小。即地面效应越强烈,滚转模态收敛越慢,与滚转模态简化分析所得结论一致。

地面效应对螺旋模态的影响能够从特征根中很明显地反映出来。地面效应较弱时,螺旋模态

是不稳定的,而随着高度的降低,地面效应增强, $C_{l\beta}$ 的数值增大,使螺旋模态逐渐变成稳定的,与螺旋模态简化分析得到的规律一致。

在地效区内,随着高度的降低,农林飞机的荷兰滚模态的阻尼比逐渐增大,无阻尼自然频率逐渐减小。阻尼比增大是因为 $C_{l\beta}$ 对滚转的恢复作

用,抑制了 $C_{l\beta}$ 产生的滚转力矩引起的滚转运动,使滚转运动对偏航运动的干扰减小,导致地面效应强烈时荷兰滚的阻尼比增大;另外,荷兰滚模态的阻尼比和导数 $C_{y\beta}$ 有很大关系,由于 $|C_{y\beta}|$ 在地效区内随着高度的降低而增大,因此其增强了飞机的偏航运动,也使得阻尼比增大。无阻尼振荡频率和导数 $C_{n\beta}$ 有密切联系,在地效区内农林飞机的 $C_{n\beta}$ 导数随着高度的降低而减小,导致 ω_n 减小。

导数 $C_{l\phi}$ 对横航向模态的影响很大,改变 $C_{l\phi}$ 的数值,得到农林飞机横航向根轨迹,如图8所示。从图8可以看出,随着高度的降低(即 $|C_{l\phi}|$ 增大),荷兰滚模态的特征根变化较小,滚转模态和螺旋模态特征根逐渐靠拢,即滚转收敛变慢,而螺旋模态变得更加稳定。

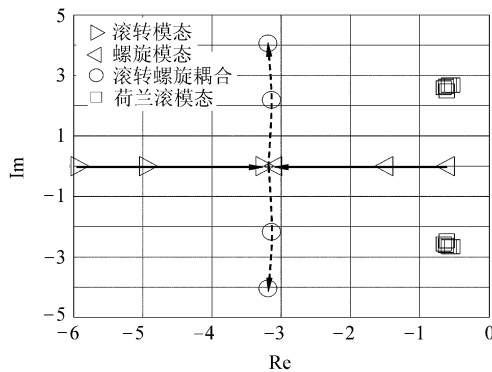


图8 $|C_{l\phi}|$ 增大时某型农林飞机滚转模态和螺旋模态的根轨迹

Fig. 8 Roll and spire modes' root locus of agriculture aircraft due to increase of $|C_{l\phi}|$

值得注意的是,若 $|C_{l\phi}|$ 增大到一定数值时,滚转模态和螺旋模态的特征根会逐渐靠拢后耦合成一对共轭复根,变成一种新的振荡模态,此时飞机的滚转操纵将变得迟钝,飞行品质下降。对于本文研究的这种通用小型飞机,地面效应并不很强烈,高度导数 C_{LH} 数值较小,因而 $C_{l\phi}$ 的数值也较小,不会出现滚转模态和螺旋模态耦合的情况。

4 结论

(1) 受地面效应影响时,若飞机存在滚转扰动,会出现 $C_{l\phi}$ 导数,且其与 C_{LH} 成正比。对于农林飞机,近地作业飞行时,随着高度的降低, $|C_{l\beta}|$, $|C_{y\beta}|$ 及 $|C_{l\phi}|$ 的数值都增大,而 $|C_{n\beta}|$ 数值却逐渐减小。

(2) 存在地面效应时,飞机的横航向静稳定性准则归结为 $C_{l\beta}C_{n\phi} - C_{n\beta}C_{l\phi} > 0$ 。而农林飞机近地作业飞行时,横航向静稳定性随着高度降低而增强。

(3) 受地面效应的影响,随着高度的降低,农林飞机滚转模态收敛变慢;螺旋模态的稳定性逐渐增强;荷兰滚模态的阻尼比逐渐增大,无阻尼振荡频率逐渐减小。理论上,当导数 $|C_{l\phi}|$ 增大到一定数值时,滚转模态和螺旋模态可能会耦合成一种新的振荡模态。

参 考 文 献

- [1] Chun H H, Chang C H. Longitudinal stability and dynamic motion of a small passenger WIG craft[J]. Ocean Engineering, 2002, 29(10):1145-1162.
- [2] 乐挺, 王立新. 地效飞机的纵向稳定性和气动布局特点研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(3): 5-8.
Yue Ting, Wang Lixin. A study on longitudinal stability and configuration characteristics of wing-in-ground crafts [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(3):5-8. (in Chinese)
- [3] 张红玲. 地效飞机巡航状态时的稳定性与操纵性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 1999.
Zhang Hongling. Research on the stability and maneuverability of wing-in-ground effect vehicles in airborne [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 1999. (in Chinese)
- [4] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Flight dynamics of aircraft [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [5] Gera J. Stability and control of wing-in-ground effect vehicles or wingships[R]. AIAA-95-0339, 1995.

作者简介:

乐挺(1982-) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学。
Tel:010-82338821
E-mail:yueting_buaa@sina.com

王立新(1965-) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行动力学与飞行控制等。
E-mail: bhu_wlx@tom.com

(责任编辑:刘振国)