

电传同向旋转螺旋桨飞机飞行特性研究

徐乐^{1,2}, 唐瑞琳³, 赵海³, 詹浩¹

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.中国人民解放军 95960 部队, 陕西 西安 710089;
3.航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

摘 要:电传操纵系统的应用对提升螺旋桨飞机的飞行品质特性具有重要意义。面向电传同向旋转螺旋桨飞机需求,研究了该类飞机的动力学特性,深入分析了区别于常规涡扇动力飞机的纵横向以及耦合特性;进一步对飞行过程中的油门、加减速、速度不稳定以及操纵耦合响应特征进行了论述,提炼出电传同向旋转螺旋桨飞机的模态特性并给出了模态特征参数的取值范围;针对螺旋桨以及滑流的影响,给出了电传螺旋桨飞机的增稳设计策略,针对该类飞机的方向舵自动配平和单发失效自动补偿功能控制需求进行了研究分析。结果表明,由于滑流和螺旋桨上直接力和力矩的影响,加入电传飞控系统后,同向旋转螺旋桨飞机的飞行动力学特性和操纵特性与常规电传飞机存在区别,在飞行过程中需要引入额外的增稳和配平功能来降低飞行员负荷,提高飞行品质特性。

关 键 词:同向旋转;螺旋桨飞机;电传飞控;飞行品质;飞行特性

中图分类号:V212.12

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)02-0259-10

螺旋桨动力系统以其低油耗和强环境适应性在通用和特种飞行器上得到了广泛应用。相比涡扇发动机,由于螺旋桨桨盘面积大、来流被螺旋桨加速并形成螺旋状的滑流,导致螺旋桨飞机的本体飞行特性表现出飞发强耦合、左右不对称的特点。对于飞行员来讲,螺旋桨飞机驾驶员的操纵负荷更大,在增减动力、改变飞机起降/巡航构型、调整飞行状态时需要时刻进行副翼和方向舵的操纵,不断调整其配平位,在监控俯仰角、升降速率、飞行高度的基础上密切关注侧滑仪、滚转角、罗盘等设备和参数的响应变化。对于飞行员和飞行控制系统的挑战更大,在进行特性环境的高增益任务时,极易出现因为驾驶员负荷过重带来的任务执行偏移甚至影响飞行安全。

针对以上问题,可行的解决策略为引入电传操纵。其主要优势体现在:

1) 操纵简单化:飞行员由操纵舵面变为操纵飞机响应,由于在操纵预期的连锁响应中“舵面”环节

由电传飞行控制系统所替代,需要飞行员通过训练建立的飞机响应预判更简洁,对飞行员预判能力的需求降低,并且飞机响应更加精准;可将操纵装置的力和行程独立于舵面铰链力矩和偏度进行设计,并适用于操纵,减轻飞行员的体力负荷;

2) 操纵安全化:当飞机接近飞行包线边界时,电传飞行控制系统指令舵面不再响应飞行员试图超出飞行包线的操纵或者是在飞行包线边界附近改变操纵指令的模式,使飞机不会超出飞行包线,并进行适当的语音或灯光图像告警;

3) 操纵一致化:可采用多参数调节,在不同高度-速度、构型下,将同样操纵对应的飞行响应保持一致或者基本一致。

目前电传飞行控制系统在当代飞机设计中已经得到普及并逐渐成熟,如 F-16^[1]、A-400M^[2] 等,在新研制的民用飞机中,电传飞控系统也成为了“标准配置”,如空客全系列客机^[3-7]、B-777^[8]、B-787^[9] 等。

电传飞机的飞行品质主要遵循 GJB-185、GJB-2874、MIL-HDBK-1797、MIL-F-8785C 等规范进行设计和考核,而实际上这些规范已由“要求”演变为“指导”^[10],同时其也有一定的局限性。一方面对

于特殊的飞机类型,存在指标与飞行员评价不符的情况^[11-12],另一方面只针对飞机的不同飞行阶段,而不针对具体的飞行任务,直接利用常规飞行品质规范来评定某些特定任务的飞行品质,会存在评定结果的可信性问题^[13]。因此需要基于任务对飞行品质进行评估,以避免品质评估与飞机实际使用的脱节^[14-15]。

然而,当前电传飞行控制系统的应用型号绝大部分都是涡扇动力飞机,螺旋桨类飞机只有 A-400M 引入了电传飞控,但其螺旋桨是对转形式。而同向旋转的螺旋桨飞机中,大部分是机械操纵系统,如塞斯纳-172^[16]等;少部分采用的电传飞行控制系统只是将“操纵”与“舵面”的机械连接变成了电气连接,如 ATR-72^[17]、PC-12^[18]等。飞行员实质上操纵的还是舵面,因此没有完全实现“操纵简单化”和“操纵安全化”,没有发挥出电传飞行控制系统的全部优势,也就不是严格意义上的电传螺旋桨飞机。

针对当前同向旋转电传螺旋桨飞机飞行特性研究欠缺的现状,本文结合电传飞行控制系统对飞行品质的影响原理和同向旋转螺旋桨飞机的本体飞行特性,面向常规飞行任务开展电传螺旋桨飞机理想模态特性和设计特性分析,并提出电传螺旋桨飞机控制特性相关指标,最后针对性探讨电传螺旋桨单发失效场景下的电传自动补偿应用场景。

1 同向旋转螺旋桨飞机飞行动力学模型

由于螺旋桨和滑流的因素,螺旋桨飞机在飞行动力学和飞行特性上与涡扇飞机不同。以 C-130 为例,其螺旋桨旋转方向如图 1 所示。这种同向旋转的螺旋桨使得飞机的纵、横航向以及耦合动力学特性表现出特殊的规律形式。

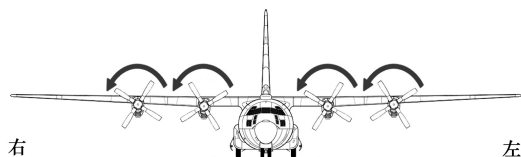


图 1 C-130 螺旋桨旋转方向示意图

其中,上、下行桨叶和左、右行桨叶是指当前时刻桨叶线速度指向飞机上、下或左、右的桨叶,如图

2 所示。

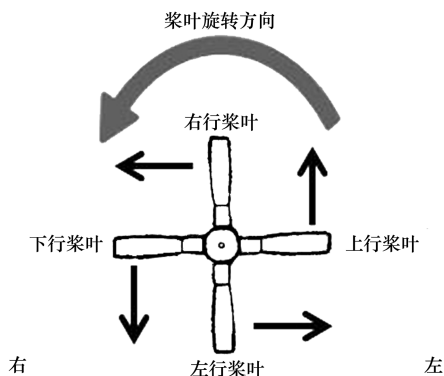


图 2 上、下行和左、右行桨叶示意图

1.1 航向特性

飞机通常以正迎角进行飞行。当迎角为正时,下行桨叶和上行桨叶的受力如图 3 所示。

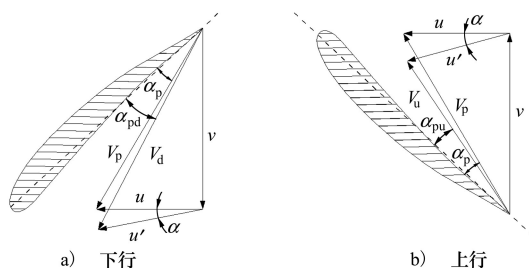


图 3 上、下行桨叶等效桨叶迎角示意图

其中 u 为迎角 0° 时的飞机速度; u' 为迎角 α 时 ($\alpha > 0$) 的飞机速度,数值与 u 相同; v 为桨叶剖面旋转的线速度; V_p 为飞机迎角 0° 的桨叶合速度, V_d 为飞机迎角 α 时下行桨叶的合速度, V_u 为飞机迎角 α 时上行桨叶的合速度; α_p 为飞机迎角 0° 时的桨叶迎角, α_{pd} 为飞机迎角 α 时下行桨叶的桨叶迎角, α_{pu} 为飞机迎角 α 时上行桨叶的桨叶迎角。由图 3 可见,飞机迎角为正时,桨叶迎角为

$$\alpha_{pd} = \alpha_p + \arctan \frac{u}{v} - \arctan \frac{u \cos \alpha}{v + u \sin \alpha} > \alpha_p > \alpha_{pu}$$

$$\arctan \frac{u}{v} - \arctan \frac{u \cos \alpha}{v - u \sin \alpha} = \alpha_{pu} \quad (1)$$

桨叶的合速度为

$$\begin{aligned} V_d &= \sqrt{(u \cos \alpha)^2 + (v + u \sin \alpha)^2} > V_p = \\ &\sqrt{u^2 + v^2} > \sqrt{(u \cos \alpha)^2 + (v - u \sin \alpha)^2} = V_u \end{aligned} \quad (2)$$

由于下行桨叶的迎角和合速度都比上行桨叶大,因此下行桨叶的升力(即拉力)比上行桨叶大,

故螺旋桨的拉力产生了左偏力矩;而螺旋桨滑流的旋转方向和螺旋桨相同,同时受流场左右压力不对称的影响,柱状滑流会向右侧发展,并在垂尾处形成左侧滑,使垂尾产生相对全机左偏力矩,如图 4 所示。可见,螺旋桨拉力和滑流对于飞机都会产生左偏力矩,而且在飞机构型不变的情况下,该左偏力矩的大小随发动机油门和飞机迎角的变化而变化。

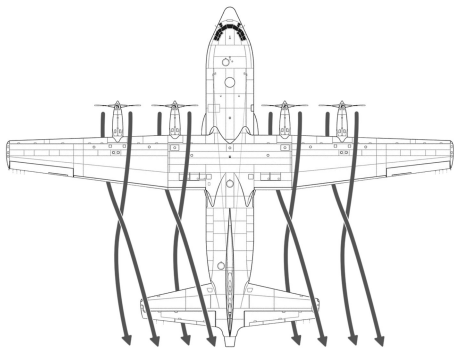


图 4 螺旋桨滑流俯视示意图

1.2 纵向特性

如 1.1 节所述,下行桨叶的升力(即拉力)大于上行桨叶,其升致阻力也就更大,因此整个桨盘受到的阻力垂直向上,为飞机提供了向上的法向力(见图 5)。如果桨面位于飞机重心之前,则该法向力产生抬头力矩,同时该抬头力矩随飞机迎角增大而增大,所以位于飞机重心前的螺旋桨使飞机的纵向静稳定性降低,且油门越大降低得越多^[19-20]。因此,螺旋桨对纵向稳定性的影响以法向力为主,滑流对平尾的影响则为次要因素。同时,因为螺旋桨加速了远端来流,位于滑流区的部分机翼升力增大,且该气流经过机翼后下洗平尾产生抬头力矩。

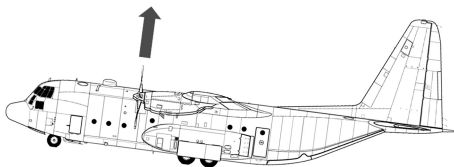


图 5 螺旋桨法向力示意图

1.3 横向特性

桨叶的升致阻力使飞机受到与螺旋桨旋转方向相反的反扭力矩,对于 C-130 是左滚力矩。另外,滑流的旋转方向与螺旋桨一致,因此在滑流区的机翼部分,左侧的等效迎角比右侧大,对应的升力也就更

大,由于机翼升力分布的不对称,产生了右滚力矩,同时滑流在垂尾处形成左侧滑,垂尾相对于全机也产生了右滚力矩。

螺旋桨的反扭力矩和滑流产生的滚转力矩方向相反,其大小均与油门大小和飞机迎角有关,所以二者会同时增减并相互抵消,因此全机剩余的滚转力矩较小,且随飞行状态变化不大。

1.4 耦合特性

对于同向旋转螺旋桨飞机,在侧滑情况下,左行桨叶和右行桨叶的升力(即拉力)会出现不一致的现象,当左侧滑时,如图 6 所示。

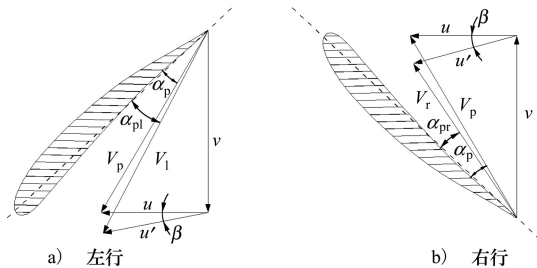


图 6 左、右行桨叶等效桨叶迎角示意图

图 6 中 V_l 为飞机侧滑角为 β 时左行桨叶的合速度, V_r 为飞机侧滑角为 β 时右行桨叶的合速度, α_{pl} 为飞机侧滑角为 β 时左行桨叶的桨叶迎角, α_{pr} 为飞机侧滑角为 β 时右行桨叶的桨叶迎角。此时飞机为左侧滑时,桨叶迎角为

$$\alpha_{pl} = \alpha_p + \arctan \frac{u}{v} - \arctan \frac{u \cos \beta}{v + u \sin \beta} > \alpha_p > \alpha_{pr} + \arctan \frac{u}{v} - \arctan \frac{u \cos \beta}{v - u \sin \beta} = \alpha_{pr} \quad (3)$$

桨叶的合速度为

$$V_l = \sqrt{(u \cos \beta)^2 + (v + u \sin \beta)^2} > V_p = \sqrt{u^2 + v^2} > \sqrt{(u \cos \beta)^2 + (v - u \sin \beta)^2} = V_r \quad (4)$$

由于左行桨叶的桨叶迎角和桨叶合速度比右行桨叶大,左行桨叶的升力(即拉力)比右行桨叶大,所以螺旋桨的拉力产生抬头力矩;同时由于左行桨叶升致阻力更大,桨盘给飞机提供了向右的侧力,如果桨面位于重心前,则该向右的侧力会产生右偏航力矩,并随左侧滑的增大而增大,所以对于桨面位于重心前的飞机,螺旋桨使飞机的航向稳定性降低,且油门越大降低得越多。

当飞机受到扰动发生左侧滑时,螺旋桨使飞机抬头,迎角增大。由 1.1 节所述,迎角增大,螺旋桨

产生左偏力矩,从而抑制左侧滑的发展,随着左侧滑的减小,迎角也逐渐停止增大。在所有舵面保持在配平位的情况下,迎角和侧滑角满足(5)式所示关系。

$$\begin{cases} C_{n\beta} \cdot \Delta\beta + C_{nr} \cdot r + C_{n\alpha}(\Delta\alpha) = I_{zz} \cdot \Delta\ddot{\beta} \\ C_{m\alpha} \cdot \Delta\alpha + C_{mq} \cdot q + C_{m\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_{m\beta}(\Delta\beta) = I_{yy} \cdot \Delta\ddot{\alpha} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $C_{n\alpha}(\Delta\alpha)$ 和 $C_{m\beta}(\Delta\beta)$ 为螺旋桨偏航/俯仰力矩与迎角/侧滑角的关系。以 $C_{m\beta}(\Delta\beta)$ 为例,螺旋桨某一截面的拉力为

$$C_{m\beta}(\Delta\beta) = \frac{\rho}{2}(u + \Delta u)^2 C_{lp} \Delta\beta \Delta s = \frac{\rho}{2} C_{lp} \Delta s (\Delta\beta u^2 + o(\Delta\beta)) \quad (6)$$

所以 $\Delta\beta \propto C_{m\beta}(\Delta\beta) \approx k_{\Delta\beta} \cdot \Delta\beta$, 同理可得 $\Delta\alpha \propto C_{n\alpha}(\Delta\alpha) \approx k_{\Delta\alpha} \cdot \Delta\alpha$ 。同时,当飞机气动角受到小扰动情况下,飞机主要表征为姿态变化,航迹未响应。因此(5)式可以写为

$$\begin{cases} C_{n\beta} \cdot \Delta\beta + C_{nr} \cdot \dot{\beta} + k_{\Delta\alpha} \cdot \Delta\alpha = I_{zz} \cdot \Delta\ddot{\beta} \\ C_{m\alpha} \cdot \Delta\alpha + (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \cdot \dot{\alpha} + k_{\Delta\beta} \cdot \Delta\beta = I_{yy} \cdot \Delta\ddot{\alpha} \end{cases} \quad (7)$$

由上述关系可知,迎角和侧滑角的耦合关系至少为 4 阶,同时因为迎角主要表征短周期模态、侧滑角主要表征荷兰滚模态,所以这种耦合也是短周期-荷兰滚的模态耦合。

2 螺旋桨飞机飞行操纵特性分析

2.1 油门特性

相比涡扇动力飞机,螺旋桨飞机的特异性飞行性能是由螺旋桨导致的,当飞机调整油门角度时,螺旋桨飞机本体特性会因为螺旋桨的影响而变化,导致出现不同于涡扇飞机的动态响应特征。

低速时加大油门和高速时减小油门都会引起机翼绕流速度的变化,此时即使速度和迎角没有变化,机翼升力也会改变,所以加减油门后航迹和高度的变化会更快。而低速时通常迎角较大,如 1.2 节所述,迎角越大法向力越大,若螺旋桨在飞机重心之前,法向力会产生抬头力矩。该现象在降落时表现得更加明显。若进入跑道后将油门快速减小到最低,和涡扇飞机减速平漂不同,螺旋桨飞机会首先掉高度并低头,这种低高度下的快速下降现象使得飞

行员难以及时处置,造成飞机重着陆甚至发生安全事故。

滑流和螺旋桨直接力矩对飞机偏航的影响是一致的,因此加减油门会导致飞机出现明显的偏航响应。以 C-130 为例,加油门会使飞机左偏产生右侧滑,由于耦合特性会产生低头力矩,部分抵消法向力所导致的抬头,同时产生向左的侧力,桨盘向左的侧力与飞机右侧滑引起向左的侧力叠加,使飞机的航向向左偏转。

而螺旋桨的反扭力矩和滑流产生的滚转力矩方向相反,因此加减油门产生的滚转响应较小,飞行过程中副翼的配平量也不会出现太大变化。

2.2 加减速特性

发动机功率越大,螺旋桨飞机的特性与涡扇飞机的差别就越大。在整个飞行剖面中,发动机功率最大值出现在起飞/复飞阶段,此时发动机工作在起飞功率,且还有收襟翼、收起落架等飞机构型上的变化,改变滑流对于全机绕流的影响,从而引起迎角和侧滑的变化。

飞机加速起飞时处于低速阶段,动压较小,迎角较大,油门从需用功率增加到额定功率。而飞机减速降落时,速度大、动压大,迎角较小,但油门可以从额定功率状态拉回到空中慢车。此时油门特性并没有减弱,甚至比加速时更大。

2.3 速度不稳定性

螺旋桨飞机在低速时推油门至额定功率进行加速。在该过程的初始阶段,由于螺旋桨的法向力和滑流的下洗增大,必须推杆才能使飞机不爬升,这与常规操纵习惯是相符的。在加速过程中,静稳定的涡扇飞机在不操纵时迎角不变,速度增大后为了保持升力不变必须减小飞机升力系数,即推杆减小迎角。而螺旋桨飞机则不同,存在 2 个使飞机低头的因素:①速度增大后螺旋桨的拉力减小,相同迎角下它的法向力也会减小,而与 C-130 的布局类似,其螺旋桨法向力提供抬头力矩,法向力减小使飞机低头迎角减小导致法向力进一步减小;②速度增大拉力减小,这意味着滑流增升作用减弱,经过机翼后下洗角减小,因此在平尾处产生的抬头力矩减小。如果导致迎角减小的速度大于加速过程中平飞迎角减小的速度,那么飞机的航迹倾角会减小、高度降低,速度会继续增大,呈现出速度不稳定的特性。此时需要拉杆操纵,这与常规操纵习惯相反。

对于螺旋桨飞机,布局紧凑且配备大功率发动

机容易出现速度不稳定性,因为螺旋桨提供了大部分的全机俯仰力矩,在加速过程中该力矩减小过快就会产生速度不稳定现象。

2.4 操纵响应耦合性

在 1.1 节和 1.4 节中说明了螺旋桨飞机在受扰情况下出现耦合特性的原因,基于同样的机理,在飞机操纵时也会有耦合响应现象,即推拉杆操纵会引起飞机的偏航,脚蹬操纵会引起飞机的俯仰,这一特性在起降过程中尤为明显。起飞时拉杆建立迎角,飞机会左偏,使飞机偏离跑道延长线;着陆近地时拉平飞机也会左偏,使本已完成的对中在最后时刻发生偏离;在大侧风着陆近地或接地时,脚蹬操作使飞机对准跑道方向,同时引起飞机俯仰姿态变化。若螺旋桨飞机的耦合特性较强,会严重干扰起降安全,需要飞行员经过大量训练分析建立预判意识并在操纵中进行主动补偿,减小耦合操纵带来的负面影响。

3 电传螺旋桨飞机模态特性分析

由于同向旋转的螺旋桨导致飞发强耦合和左右不对称,螺旋桨飞机飞行员监控和操纵的飞行状态参数比涡扇飞机飞行员更多,留给螺旋桨飞机飞行员对各个飞行状态参数响应监控和进行补偿的时间变短,这对螺旋桨飞机的模态特性提出了更高的要求。

3.1 短周期模态

纵向短周期运动是影响飞机纵向飞行品质的关键因素,而具有飞行控制系统的纵向短周期运动特性通常可以等效为二阶系统,如(8)~(9)式所示。

$$\frac{q}{F_e} = \frac{K_q \left(s + \frac{1}{T_{\theta 2}} \right)}{s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{nsp} s + \omega_{nsp}^2} e^{-\tau_q s} \quad (8)$$

$$\frac{n_z}{F_e} = \frac{K_{n_z}}{s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{nsp} s + \omega_{nsp}^2} e^{-\tau_{n_z} s} \quad (9)$$

式中: F_e 为纵向操纵力; $\frac{1}{T_{\theta 2}}$ 为高频俯仰姿态零点; ξ_{sp} 为短周期模态阻尼比; ω_{nsp} 为短周期模态频率; q 为俯仰角速率; τ_q 为 q 传递函数等效延迟时间; K_q 为 q 传递函数的等效增益; n_z 为法向过载; τ_{n_z} 为 n_z 传递函数等效延迟时间; K_{n_z} 为 n_z 传递函数的等效增益。

按照国标要求的飞行品质标准,短周期阻尼比 ξ_{sp} 在巡航阶段一级品质为 0.30 ~ 2.0,在战斗或起

降阶段一级品质为 0.35 ~ 1.30。当 $\sigma_{n_z} \geq 10\%$ 时飞行员能够感受到较明显的过载超调及乘坐品质变差,因此选择法向过载超调量不超过 10% 作为法向过载响应约束,如(10)式所示。

$$\sigma_{n_z} = e^{-\frac{\xi_{sp} \pi}{\sqrt{1-\xi_{sp}^2}}} \leq 10\% \quad (10)$$

解算可得 $\xi_{sp} \geq 0.59$, 而当 $\xi_{sp} \geq 1.0$ 时法向过载建立比飞行员期望的稍慢,因此选取 $0.59 \leq \xi_{sp} < 1.0$ 。

3.2 操纵期望参数(CAP)要求

操纵期望参数 CAP 如(11)式所示。

$$n_{CAP} = \frac{\omega_{nsp}^2}{n_z / \alpha} \quad (11)$$

式中, n_z / α 为单位迎角变化所引起的纵向过载,能够反映飞机的航迹变化滞后于姿态变化的特性,而 ω_{nsp} 影响飞机姿态及航迹响应的快速性。在飞行试验过程中,当飞机 n_z / α 小于 3.8g/rad 或 ω_{nsp} 小于 1.49 rad/s 时,在操纵过程中容易出现轨迹响应可预测性不佳或响应及时性不足的问题,难以达到一级飞行品质要求。同时,当 CAP 小于 0.42 时飞行员在操纵过程中容易出现灵敏度较低、稳态响应不好预测等问题,导致轨迹精确控制完成效果较差,也难以达到一级品质要求。因此选取 CAP 不小于 0.42, n_z / α 不小于 3.8 和 ω_{nsp} 不小于 1.49 的约束条件。

3.3 滚转模态

GJB-2874-97 规定,对于轻小型飞机,其滚转模态时间常数一级品质不大于 1 s,轰运类飞机不大于 1.4 s;同时滚转模态时间常数也并不是越快越好,例如 NT-33 变稳机的滚转模态时间常数不应小于 0.33 s^[21]。而在实际试飞中,如果飞机达到一级品质标准但接近边界,也不能给飞行员带来良好的体验,此时滚转角速率收敛过慢需要飞行员进行额外补偿。而对于某些飞机,滚转模态时间常数即使小于 0.33 s,也不会带来品质的下降。NT-33 变稳机滚转模态时间常数过小导致评价过低的原因表现在锯齿状响应上,若飞机的最大滚转角速率较小,而松杆后立刻停止滚转,这会给飞行员造成一种滚转能力和制止滚转不匹配的印象,滚转通道呈现出“过稳”的特性,反之则显得“稳定性不足”。

飞行中对滚转模态时间常数的需求主要来自于滚转快速截获,即以飞机最大角速率滚转到指定滚转角,考核杆反复修正的次数。在进行这种试飞操纵时,通常会提前 ϕ_{pre} 松杆,滚转角速率通过时间常数收敛,如果经历了滚转模态时间常数后又滚转了

ϕ_{pre} 到达指定滚转角,则不需要再次操纵;滚转过大或者过小都需要再次补偿操纵。

若飞机最大滚转角速率为 p_{max} , 滚转时间常数为 T_r , 则松杆后滚转角速率随时间变化为

$$p = p_{\text{max}} e^{-t/T_r} \quad (12)$$

若经历了滚转模态时间常数后刚好到达指定滚转角,则

$$\phi_{\text{pre}} = \int_0^{\infty} p_{\text{max}} e^{-t/T_r} dt = p_{\text{max}} T_r \quad (13)$$

由此可见,理想的滚转模态时间常数与提前松杆的滚转角呈正比,与飞机最大滚转角速率呈反比。若某飞机最大滚转角速率为 $20^\circ/\text{s}$, 飞行员习惯到达指定滚转角前 5° 松杆,那么理想的滚转模态时间常数为 0.25 s 。

3.4 荷兰滚模态

实际飞行中采用脚蹬倍脉冲操纵并观察飞机侧滑角响应对荷兰滚模态进行评估。在完成脚蹬输入后,如果侧滑角只有一次振荡或者一次超调,那么飞行员会认为荷兰滚模态为“重阻尼”;如果侧滑角振荡有 2 次或以上,则认定荷兰滚模态阻尼不够。进行脚蹬倍脉冲操纵时,飞行员认为初始振荡 10% 以内都可以来自大气扰动,那么振荡次数 N 和荷兰滚阻尼 ξ_d 存在 (14) 式和 (15) 式所示关系。

$$N = \frac{t_s}{T_d} \quad (14)$$

其中调整时间

$$t_s = \frac{1}{\xi_d \omega_n} \ln \frac{1}{\Delta \sqrt{1 - \xi_d^2}} \approx \frac{2.3}{\xi_d \omega_n}, \Delta = 0.1$$

振荡周期 $T_d = 2\pi/\omega_n \sqrt{1 - \xi_d^2}$, 因此

$$N = \frac{1.15 \sqrt{1 - \xi_d^2}}{\pi \xi_d} \quad (15)$$

令 $N = 1$, 则有 $\xi_d = 0.344$ 。

按照标准规定,荷兰滚阻尼不能太大,若 $\xi_d > 1$, 飞机在理论上就不再具有典型的荷兰滚模态特性,这不符合飞行员对飞机动态特性的认知习惯。而实际试飞时,如果脚蹬倍脉冲下侧滑角没有明显超调,也认为不具有典型荷兰滚模态,所以超调量 σ_p 为

$$\sigma_p = e^{-\frac{\xi_d \pi}{\sqrt{1 - \xi_d^2}}} > 10\% \quad (16)$$

由此可得 $\xi_d < 0.59$, 因此最终取值范围为 $0.344 < \xi_d < 0.59$ 。

3.5 螺旋模态

螺旋模态主要表现为形成稳定滚转后滚转角的持续变化。虽然螺旋模态为慢变化,即使发散只要倍幅时间足够大,飞行员也可进行补偿,但作为电传飞机,形成稳定滚转后希望滚转角不再变化——无论是减小或增大。因此螺旋模态的理想情况是中立稳定,即螺旋模态特征根为 0。即使在实际设计时很难达到精准的零值,绝对值也应该足够小。螺旋模态中立稳定对于具有松杆滚转姿态保持功能的电传飞机也同样重要,过于稳定或过于不稳定的螺旋模态使松杆滚转姿态保持初始阶段出现回调或超调,也会迫使飞行员进行补偿操纵。

4 电传螺旋桨飞机增稳设计分析

大多数螺旋桨发动机都采用恒转速变桨距的方式改变拉力大小,但是装机后螺旋桨拉力无法测量,另外滑流效应与飞机尺寸相关,缩比模型的风洞试验结果对全尺寸构型的参考价值有限。因此,很难根据发动机状态确定滑流的影响大小,也无法进一步判定飞机舵面的偏转规律。

当前电传飞行控制系统均采用差量控制,即飞机状态和指令存在差值时才会驱动舵面偏转对飞机进行修正控制,这意味着即便是电传飞行控制也不能完全消除螺旋桨飞机的独特飞行特性,但可以通过增稳控制使状态差量小到飞行员可以接受甚至不易察觉的程度。

4.1 速度稳定

速度不稳定特性导致飞机俯仰运动情况与速度稳定飞机的运动情况相反,迫使飞行员必须通过完全相反的驾驶杆操纵动作进行修正,极大地增大了飞行员操作负担,若飞行员操作不当,往往会导致严重后果。为了确保飞行安全,同时减轻飞行员操作负担,采取中性速度稳定功能结合松杆后的俯仰姿态保持功能处理该问题。法向过载与迎角的近似关系如 (17) 式所示。

$$\frac{n_z}{\alpha} = \frac{V}{g} \frac{1}{T_{\theta 2}} \quad (17)$$

对于某一飞行状态, $V, T_{\theta 2}$ 一定,当 α 增大时 n_z 也增大,当 α 减小时 n_z 也减小。

中性速度稳定功能自动配平法向过载为平飞过载 (即 $\int \Delta n_z dt = 0$), 若飞机受到扰动后 V 增大则 n_z 增

加,此时中性速度稳定功能指令升降舵自动下偏,使 $\Delta n_z = 0$,同时 α 减小;若飞机受到扰动后 V 减小则 n_z 也减小,此时中性速度稳定功能指令升降舵自动上偏,使 $\Delta n_z = 0$,同时 α 增加。

松杆后的俯仰姿态保护功能使飞机受到扰动后无论 V 增大还是减小,通过 $\int \Delta \theta dt = 0$ 自动偏转升降舵使飞机俯仰姿态保持不变。若 V 增大,由于 α 减小, $\gamma = \theta - \alpha$ 增大,则 $\dot{H} = V \sin \gamma > 0$, H 上升;若 V 减小,由于 α 增大, $\gamma = \theta - \alpha$ 减小,则 $\dot{H} = V \sin \gamma < 0$, H 下降。

通过中性速度稳定功能结合松杆后俯仰姿态保持功能,将速度不稳定特性变为速度稳定特性。

4.2 航向增稳

因为滑流和螺旋桨直接力矩对飞机偏航的影响是一致的,所以油门变化对飞机的航向影响较大。需要指出的是,螺旋桨飞机的航向稳定性不能由荷兰滚的阻尼和频率进行评估,因为这些参数并不只和表征航向稳定性的 $\bar{N}_\beta$ 相关,还和动导数 $\bar{N}_r$ 相关,如(18)式所示。

$$\begin{cases} \omega_{n,d} = \sqrt{\bar{N}_\beta - \bar{N}_\beta \bar{Y}_r + \bar{N}_r \bar{Y}_\beta} \\ \xi_d = -\frac{\bar{N}_r + \bar{Y}_\beta}{2\omega_{n,d}} \end{cases} \quad (18)$$

事实上,荷兰滚阻尼、频率只描述了受扰后侧滑收敛的过程,而没有表征出受扰后侧滑的大小,如图 7 所示。

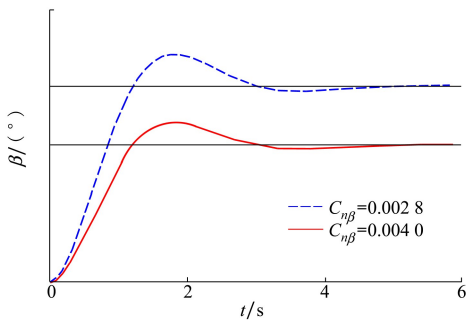


图 7 相同油门变化、荷兰滚模态下不同航向稳定性的侧滑响应曲线

螺旋桨飞机航向稳定性的要求不仅与飞机本体有关,还与发动机功率有关,无论是发动机的直接偏航力矩还是滑流引起的偏航力矩,对于螺旋桨飞机而言都是很大的偏航扰动。假设油门变化导致的偏航力矩为 ΔN ,则

$$\Delta N = \Delta \beta C_{n\beta} Q S b \quad (19)$$

式中, Q, S, b 分别为动压、参考面积、展长,在某个状态下都是定值。若减小 $\Delta \beta$,螺旋桨飞机应配置动力合适的发动机或者采用滑流导致偏航力矩较小的布局形式,减小 ΔN 值,否则只能通过电传飞控系统等效增强航向稳定性。

因为发动机油门变化对飞机的偏航影响最大,所以用加、减速时侧滑偏离配平值的极值对航向稳定性进行评估。一般情况下该值小于 2° ,此时认为飞机的航向稳定性足够。

4.3 纵横解耦

纵横解耦不仅有利于飞行员对单一自由度进行精确操纵,对飞机本体的稳定运动也有重要作用。如 1.4 节所述,若迎角和侧滑角形成了较强的耦合效应,短周期-荷兰滚的模态耦合非常显著,飞机飞行动力学特性会表现出一个复杂的 4 阶系统,并且该 4 阶系统极不稳定,容易出现三轴耦合振荡。

对于螺旋桨飞机,纵横耦合链表现为:迎角变化-偏航力矩变化-侧滑变化-俯仰力矩变化-迎角变化,故减弱其中任何一个环节的关系,都能使纵横耦合效应减弱。在实际飞行中,飞机改变方向大多是通过滚转而非偏航操纵执行,而为了改变高度和速度,迎角需要不断调整,因此只减弱偏航力矩引起的侧滑变化——即提高航向稳定性,是一种在全飞行包线广泛适用的方法,其优势在于不会同时增强飞机的静稳定性。当然如果大侧风着陆时需要最后蹬舵修正,侧滑过多引起俯仰变化,可单独针对着陆的高度、速度、构型等效增强飞机的静稳定性,以减小迎角的变化。

5 电传螺旋桨飞机特殊功能控制需求

螺旋桨飞机的左右不对称性对方向舵的功能控制提出了额外要求;同时螺旋桨动力与涡扇发动机有本质区别,单发失效自动补偿功能的实现存在显著的客观约束。

5.1 方向舵自动配平

提高飞机飞行品质的途径有 2 种,一种是飞机的动态响应与飞行员的预期相一致,另一种是不需要飞行员操纵。

涡扇电传飞机通常具有俯仰保持、滚转保持功能,能自动在不同状态下使用升降舵和副翼对飞机进行配平,大大减轻飞行员的负担。而螺旋桨飞机

在定常平飞时升降舵、副翼以及方向舵均不在中立位,所以电传螺旋桨飞机应具备方向舵自动配平功能。这一功能对于提升电传螺旋桨飞机飞行品质很重要,因为螺旋桨飞机在飞行时需要不断调整方向舵配平位置,自动配平能极大减少飞行员工作量。

由于滑流对飞机影响难以测量,方向舵也只能被动地根据飞机状态进行自动配平,这一过程也必然存在动态特性。配平一般要求是快速且不能振荡,配平速度可以与当前差量大致呈正比;同时方向舵的自动配平不设置额外的条件。即无论飞行员是否进行操纵都应进行自动配平,否则达不到配平减轻操纵负荷的目的。

5.2 单发失效自动补偿

当前电传涡扇飞机一般都具有非对称推力补偿(TAC)功能,当单台发动机失效时,方向舵能够进行自动偏转,使飞机不会产生大的偏航。借助于这一功能,飞机在单发失效时不会出现大的瞬态姿态改变,飞行员就不会因惊慌而引起误操纵,处置特情时也不会控制飞机上分散太多的精力,可以从容地进行关发、灭火、备降通讯等程序,因此单发失效自动补偿对于提高飞行安全具有很大的意义。涡扇发动机的转数和推力具有强相关关系,非对称推力补偿功能也是基于此产生偏航力矩,再由动压和方向舵舵效得到对应的方向舵偏度,从而主动偏转方向舵对左右发动机不对称推力进行平衡。因此具有非对称推力补偿功能的涡扇飞机在单发失效时的动态姿态改变很小。此外该功能是一种开环的前馈控制,由于发动机转数和推力之间的关系及方向舵舵效数据无法绝对地精准(为了避免数据不准确导致过大的方向舵偏度,标准规定这一功能的方向舵偏度权限不能超过70%),这种补偿只是大致的,最后的余量需要飞行员操纵修正。

对于螺旋桨飞机,其发动机大多数通过变桨距改变拉力大小,桨叶角、扭矩压力等参数也不能简单地与螺旋桨拉力形成强相关性,难以采用涡扇飞机非对称推力补偿的思路进行前馈控制。但若电传飞控系统具有方向舵自动配平功能,且该功能不依赖

于发动机,那也能实现单发失效时的自动补偿。由于方向舵自动配平只有反馈没有前馈,所以飞机必然具有较大的动态响应,但是只要该响应值范围较小,飞行员是可以接受的。一般来说,该动态响应的决定因素有三方面:①滚转和侧滑出现动态响应后,有明显停止的趋势;②若平飞时遭遇单发失效,在不操纵的情况下,滚转角不能超过 15° ,侧滑不能超过限制值;③飞行员操纵干预下飞机动态响应能更小,且操纵负担不大。

6 结 论

通过电传飞控系统对飞行特性的改善,螺旋桨飞机也可实现操纵飞机响应,并无须对响应进行补偿和配平,从而降低操纵负荷、避免飞行事故。

本文从动力学建模、飞行特性、模态特性、特殊性增稳设计以及电传功能需求等方面开展了全面的研究讨论,主要结论有:

1) 螺旋桨飞机特性的影响因素包括滑流、螺旋桨直接力和直接力矩,主要改变了飞机的稳定性、产生三轴的耦合性和左右不对称,且影响程度随油门变化;

2) 油门变化使螺旋桨飞机三轴耦合会分散飞行员的精力,因此相对涡扇飞机,螺旋桨飞机模态特性要求更高;

3) 电传飞控系统采用被动式的差量控制,不能对油门/滑流的变化、耦合响应进行主动补偿,虽然无法实现对滑流的完全抑制和完全解耦,但是通过增稳控制的方式可以减小油门变化的响应和三轴耦合,使其达到飞行员可以接受甚至忽略的程度。此外增稳控制还可避免短周期-荷兰滚模态耦合引起的振荡;

4) 方向舵自动配平功能对螺旋桨飞机正常飞行和单发失效都很重要,可大幅提高飞行品质和保障飞行安全,是螺旋桨飞机电传飞控系统不可或缺的功能。

参考文献:

- [1] LOCKHEED Martin. F-16C/D flight manual[EB/OL]. (2002-10-15)[2024-03-11]. <https://publicintelligence.net/hellenic-air-force-f-16cd-flight-manuals/>
- [2] European Aviation Safety Agency. EASA type-certificate data sheet for airbus A400M[EB/OL]. (2015-12-17)[2024-03-11].

- https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_EASA%20A%20169_%20Airbus_A400M_%20Iss_06.pdf
- [3] Airbus S A S. A318/A319/A320/A321 Flight Crew Training Manual[EB/OL]. (2008-07-08)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/27155522/a320-321-fctm-flight-crew-training-manual>
- [4] Airbus S A S. A330 Flight Manual[EB/OL]. (2013-04-10)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/27636022/airbus-a330-flight-manual-april-2013>
- [5] Airbus S A S. A330/A340 flight crew training manual[EB/OL]. (2007-01-09)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/26985276/airbus-a330-a340-fctm>
- [6] Airbus S A S. A350 aircraft flight crew training manual[EB/OL]. (2020-03-15)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/27625042/dokumen.pub-airbus-a350-flight-crew-operating-manual-vir>
- [7] Airbus S A S. A380 flight crew operating manual[EB/OL]. (2011-11-03)[2024-03-11]. <https://feismo.com/doc-viewer-v2>
- [8] Boeing Company. B777-300ER flight crew operations manual[EB/OL]. (2019-12-15)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/25610915/fcom-v1v2-b777-latam-brasil-rev24-tpr-41-rev-1>
- [9] Boeing Company. Boeing 787 flight crew training manual[EB/OL]. (2012-06-30)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/27491454/fctm-2012>
- [10] 董彦非, 荣康, 高杰. 飞机飞行品质规范发展综述[J]. 飞行力学, 2010, 28(5): 1-4
DONG Yanfei, RONG Kang, GAO Jie. Development of aircraft flying qualities specification[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(5): 1-4 (in Chinese)
- [11] 欧阳绍修, 刘振钦. 大型运输机横航向飞行品质要求探讨[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 12-14
OUYANG Shaoxiu, LIU Zhenqin. Inquire into lateral directional flying qualities of a large transpor[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 12-14 (in Chinese)
- [12] 李雅静, 刘旭华, 焦岗. 飞行品质准则与试飞员评述符合性探讨[J]. 航空科学技术, 2016, 27(5): 61-64
LI Yajing, LIU Xuhua, JIAO Gang. Discussion on conformity of pilot opinion and criteria evaluation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(5): 61-64 (in Chinese)
- [13] 张奇, 王立新, 郭有光. 常规准则对加油机飞行品质评定的适用性[J]. 飞行力学, 2017, 32(4): 1-5
ZHANG Qi, WANG Lixin, GUO Youguang. Applicability of conventional criteria in evaluating flying qualities of the tanker[J]. Flight Dynamics, 2017, 32(4): 1-5 (in Chinese)
- [14] 曹建彪, 王业光, 王世鹏, 等. 基于飞行任务的飞行品质评估方法[J]. 飞机设计, 2021, 41(2): 37-41
CAO Jianbiao, WANG Yeguang, WANG Shipeng, et al. Mission-oriented flying qualities evaluating method[J]. Aircraft Design, 2021, 41(2): 37-41 (in Chinese)
- [15] 侯天俊, 郭有光, 王立新. 基于任务的飞机大迎角飞行品质评定准则[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(9): 1736-1741
HOU Tianjun, GUO Youguang, WANG Lixin. Mission-oriented flying qualities criteria for high angle of attack aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(9): 1736-1741 (in Chinese)
- [16] Cessna Aircraft Company. Cessna 172R pilot's operating handbook and FAA approved airplane flight manual[EB/OL]. (1996-12-02)[2024-03-11]. <https://www.ebznr.be/wp-content/uploads/2018/04/POH-C172R.pdf>
- [17] Avions de Transport Regional. ATR 72 Flight crew operating manual[EB/OL]. (1999-07-15)[2024-03-11]. <https://sciarium.com/file/41550/>
- [18] Pilatus Aircraft Ltd. Pilot's information manual PC-12/47E MSN 2001 and UP[EB/OL]. (2021-10-29)[2024-03-11]. <https://studylib.net/doc/27610947/pilatus-pc-12-ngx-pilot-s-information-manual>
- [19] 李兴伟, 李聪, 徐传宝, 等. 螺旋桨滑流与平尾深失速效应耦合影响试验研究[J]. 实验流体力学, 2018, 32(1): 84-89
LI Xingwei, LI Cong, XU Chuanbao, et al. Experimental research on the coupling effect of propeller slipstream and flat tail deep stall on aerodynamic characteristics of airplane[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(1): 84-89 (in Chinese)
- [20] 吴大卫, 吴征, 张兰丁, 等. 螺旋桨推进式柔性翼飞机操稳特性研究与试飞[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(6): 726-732
WU Dawei, WU Zheng, ZHANG Landing, et al. Investigation and flight tests on control and stability of aircraft with after-mounted propeller and flexible wing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(6): 726-732 (in Chinese)

[21] 国防科学技术工业委员会. 电传操纵系统飞机的飞行品质[S]. GJB2874-97, 1997

Commission of Science Technology and Industry for National Defense. Flying qualities standard for airplane with fly-by-wire control system[S]. GJB2874-97, 1997 (in Chinese)

Investigation on the flight characteristics of fly-by-wire co-rotating propeller aircraft

XU Le^{1,2}, TANG Ruilin³, ZHAO Hai³, ZHAN Hao¹

1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.Unit 95960 of PLA, Xi'an 710089, China;
3.The First Aircraft Design Institute of AVIC, Xi'an 710089, China

Abstract: The application of a fly-by-wire control system is of great significance for enhancing the flight quality of a propeller aircraft. The dynamic characteristics of the fly-by-wire co-rotating propeller aircraft were investigated, and the longitudinal, lateral and coupling characteristics different from those of conventional turbofan aircraft were analyzed in some detail. The performances of throttle, acceleration and deceleration, speed instability and manipulation coupling response in the flight process were discussed in depth. The modal characteristics and parameter value range of the fly-by-wire co-rotating propeller aircraft were extracted. Then a stability enhancement design strategy for the propeller aircraft was proposed to address the influence of propellers and slipstream. Finally, the rudder automatic trim and single-engine failure automatic compensation functions for the propeller aircraft were analyzed. The study results indicate that, due to the influence of direct force and moment on propellers and slipstream, the fly-by-wire co-rotating propeller aircraft has different flight dynamic characteristics from those of the conventional fly-by-wire aircraft. Extra stability and trim functions should be added to its flight to reduce pilot load and improve flight quality.

Keywords: co-rotating; propeller aircraft; fly-by-wire control system; flight quality; flight characteristic

引用格式: 徐乐, 唐瑞琳, 赵海, 等. 电传同向旋转螺旋桨飞机飞行特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(2): 259-268
XU Le, TANG Ruilin, ZHAO Hai, et al. Investigation on the flight characteristics of fly-by-wire co-rotating propeller aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(2): 259-268 (in Chinese)