

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.03.007

涡轮螺旋桨飞机单发自转状态的运动分析

徐彦军* 王 瑞

(海军航空大学 航空基础学院, 烟台 264001)

摘 要: 多发涡轮螺旋桨飞机单发停车, 螺旋桨进入自转状态产生负拉力, 这一特情必将危及飞行安全。首先说明螺旋桨自转工作状态, 负拉力产生机理和随飞行速度的变化规律; 然后分析螺旋桨不同工作状态下, 滑流对机翼升阻力的影响, 并应用螺旋桨载荷系数推算两翼升阻力差及横航向力矩, 以此解决此种状态气动数据资料的不足问题; 在此基础上, 建立飞机全动力学方程, 根据实际舵面输入, 仿真解算飞机的动态响应过程, 与实际飞参数据进行对比; 最后讨论分析得到此种特情影响飞行安全的主要因素是机翼升阻力差引起的横航向力矩和副翼效能减小等。研究结果对涡轮螺旋桨飞机设计阶段尽量避免特情发生和飞行阶段合理处置特情, 保障安全具有借鉴意义。

关键词: 涡轮螺旋桨; 单发停车; 螺旋桨自转

中图分类号: V249

文献标识码: A

OSID:



0 引言

涡轮螺旋桨飞机由于其技术成熟、低速经济性好, 在军民航空中大量使用。载重量较大的涡轮螺旋桨飞机多采用多台发动机, 安装于机翼两侧。飞行中如果出现发动机故障停车, 要通过自动顺桨或人工顺桨来减小螺旋桨阻力和不平衡力矩, 保障飞行安全。如果由于某种原因, 发动机停车后螺旋桨没能顺桨, 失去动力的螺旋桨就会进入到自转状态, 产生很大的负拉力和不平衡力矩。由于螺旋桨自转状态发生的概率较小, 所以对此分析研究的不多, 但此种状态控制飞机困难, 危险性大, 有必要进行分析研究。

1 螺旋桨自转和负拉力

涡轮螺旋桨飞机动力装置的一个主要特点, 就是在飞行中螺旋桨可能产生较大的负拉力。飞行中当由于某种原因使得涡轮带动发动机转子旋转的功率不足时, 转速调节器一面尽量保持转速不变, 一面使螺旋桨桨叶角变小。因而桨叶迎角减

小, 甚至变为负迎角, 在新的飞行条件下保持发动机转轴上的力矩平衡时, 如图 1 所示, 螺旋桨产生负拉力^[1-2]。通常把螺旋桨产生负拉力这种工作状态, 叫做自转工作状态。

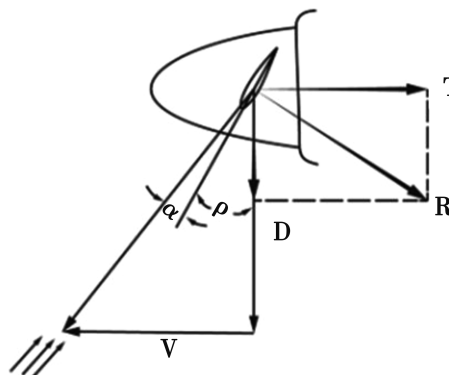


图 1 自转时螺旋桨的空气动力

发动机空中停车时, 涡轮螺旋桨飞机克服负拉力危险影响的可靠办法, 是迅速将螺旋桨顺桨。所谓顺桨, 就是在发动机空中停车后, 通过专门机构, 将桨叶角增大到 90° 左右。此时, 螺旋桨只能产生很小的阻力。

* 通信作者. E-mail: 13898951867@163.com

引用格式: 徐彦军, 王瑞. 涡轮螺旋桨飞机单发自转状态的运动分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(3):43-48. XU Y J, WANG R. Motion analysis on turboprop aircraft with single propeller auto-rotate after the engine failed[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(3):43-48(in Chinese).

顺桨装置发生故障的情况是少见的,但也可能出现。如果没有顺桨,发动机停车后,涡轮扭矩迅速减小,以致旋转轴上的力矩不平衡,转速有下降的趋势。为了尽量保持发动机转速不变,调速器控制桨叶角很快减小,形成负迎角,螺旋桨进入自转工作状态,并产生负拉力。如果停车时发动机能够维持平衡转速,则螺旋桨在调速器的控制之下;如果停车时不能维持平衡转速,则螺旋桨以小于平衡转速的转速自转。因此,负拉力产生的具体情况,与螺旋桨能否维持平衡转速有关^[3]。而螺旋桨能否维持平衡转速,则与停车时的飞行速度有关。螺旋桨开始脱离调速器控制的飞行速度,叫“调速器控制速度”。大于此速度,螺旋桨能够维持恒定转速,负拉力随着速度的增大而减小;小于此速度,螺旋桨变距到限动桨叶角位置,无法维持恒定转速,负拉力随着速度的减小而减小。

2 横航向不平衡力矩

涡轮螺旋桨飞机多是低亚音速飞机,特点是大展弦比,翼载荷小,升阻比较大,螺旋桨自转产生的负拉力往往比当时正常工作螺旋桨的拉力还要大,这必然会带来飞机动力不足,从而转入下降飞行。但相比于动力不足,横航向力矩不平衡带来的危害更大^[4],因为动力不足引起的轨迹和速度的变化相对较慢,而力矩不平衡带来的飞机姿态变化却比较快,处置不好就会危及飞行安全。

螺旋桨自转状态,由于两侧螺旋桨拉力和机翼流场不对称,横航向力矩会使飞机状态很快发生变化。横向力矩主要包括副翼偏转引起的操纵力矩、侧滑引起的横侧稳定力矩、方向舵偏转引起的滚转力矩、滚转阻尼力矩以及两侧不对称的螺旋桨工作状态的机翼升力差引起的滚转力矩。航向力矩主要包括方向舵偏转引起操纵力矩、副翼偏转引起的偏转力矩、侧滑引起的航向稳定力矩、偏转阻尼力矩以及不对称拉力力矩。

上述力矩,对于具体机型,相应的气动实验和计算曲线会查到其中的数据参数,但对于两侧不对称的螺旋桨工作状态的机翼升力差引起的滚转力矩,没有相应的数据参数,此方面的参考文献所能给出的实验数据也就是螺旋桨顺桨状态两翼的升力系数差,而对于螺旋桨自转负拉力状态的研究少,可参考的直接数据很难获取。

发动机工作时,螺旋桨滑流吹过一部分机翼,使流

过这部分机翼的气流速度加快,因而升力、阻力都有所增大。因为升、阻力公式中所用的速度是指飞机与远前方相对气流的速度,而不是机翼某部分的局部气流速度。所以通常把螺旋桨滑流对升、阻力的影响,归纳到升力、阻力系数的变化中去。即由于螺旋桨滑流的影响,升、阻力系数变化了,而升力远大于阻力,因此升力系数的变化对飞机动态的影响必须考虑。

飞行条件不同,螺旋桨滑流所引起的升、阻力系数增加量也不同。速度小、油门大(起飞时),螺旋桨引起机翼相对气流速度有明显增加,因而升、阻力系数增加的多。而在大速度、小油门情况下,螺旋桨引起机翼相对气流速度增量较小,升、阻力系数增加的也少。通常用螺旋桨载荷系数来描述当时的飞行条件。螺旋桨载荷系数可按式计算^[5-7]。

$$\sigma = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_{\text{桨盘}}} \quad (1)$$

式中, T 、 ρ 、 V 和 $S_{\text{桨盘}}$ 分别为螺旋桨拉力、空气密度、飞行速度和桨盘面积。

针对不同螺旋桨工作状态,计算其载荷系数,进而获取升、阻力系数变化。对于单台发动机停车螺旋桨自转的负拉力状态,可以用这一侧螺旋桨的拉力和(可能为负值),代入公式中,得到载荷系数。图2是某型运输机的载荷系数对升力系数和升阻比

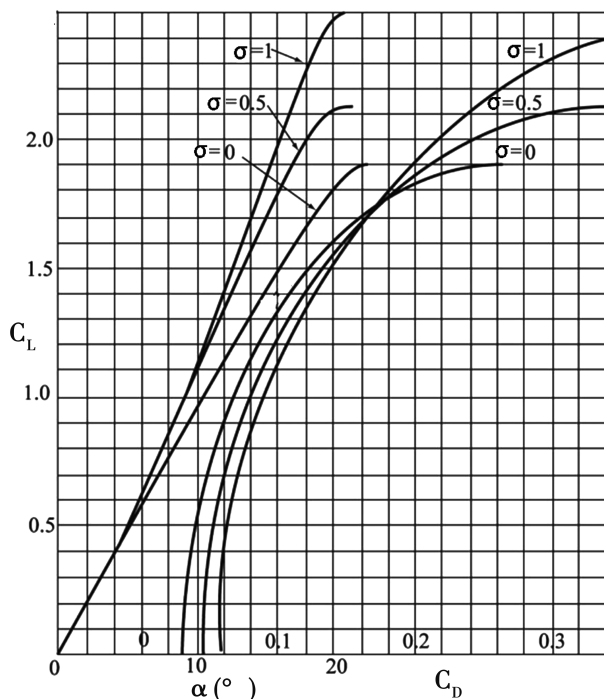


图2 发动机工作对飞机升阻力的影响

的影响曲线。根据左右两翼的载荷系数差,就可以得到两翼升、阻力系数的变化,进而求出两翼的升阻力差。

确定不同工作状态螺旋桨对机翼升、阻力的影响后,还要确定升、阻力作用点的位置。由于这种影响是发动机的单发停车自转引起的,其作用点可以确定在安装发动机的机翼位置,这样就可以得到其对飞机横侧和航向力矩的影响,并分析飞机在单发停车自转条件下的动态响应过程。

3 全量仿真解算

发动机停车螺旋桨自转并产生负拉力,会对飞机带来很大的作用力和力矩变化,飞行员也会及时输入操纵来平衡这种力和力矩带来的不平衡响应。对此过程进行仿真计算,在机体轴上,建立如下全量六自由度质心移动和转动的动力学方程^[8-9]。

$$\begin{cases} m\left(\frac{du}{dt}+qw-rv\right)=F_x \\ m\left(\frac{dv}{dt}+ru-pw\right)=F_y \\ m\left(\frac{dw}{dt}+pv-qu\right)=F_z \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} I_x p + (I_z - I_y) qr - I_{zx} (pq + r) = L \\ I_y q + (I_x - I_z) rp - I_{zy} (p^2 + r^2) = M \\ I_z r + (I_y - I_x) pq - I_{zx} (qr + p) = N \end{cases} \quad (3)$$

式(2)是质心移动动力学方程,式中, u 、 v 、 w 分别为速度在三个机体轴的分量, F_x 、 F_y 、 F_z 分别为外力在三个机体轴的分量, p 、 q 、 r 分别为角速度在三个机体轴的分量。式(3)是质心移动转动动力学方程,式中, I_x 、 I_y 、 I_z 分别为飞机绕三个机体轴的转动惯量, I_{zx} 为飞机相对 Oz 与 Ox 轴的惯性积, L 、 M 、 N 分别为外力矩在三个机体轴的分量。

本算例仿真一次实际特情以及飞行员的实际操纵,左侧一台发动机停车,螺旋桨进入自转状态,飞行员在3~4 s压杆、蹬舵到底,控制飞机姿态,并增加好发油门保持飞行速度。仿真和飞参曲线从停车开始计时,到停车后10 s。图3至图6给出了几个重要飞行参数的仿真和飞参对比曲

线,图中曲线1是仿真曲线,曲线2是飞参曲线。发动机停车对飞机初始阶段影响最剧烈的是横航向响应。图3是坡度变化时间历程曲线,可见,在两翼升力差和侧滑引起的横侧稳定力矩的作用下,飞机坡度持续增加。图4是侧滑角变化时间历程曲线,发动机停车后,在不对称拉力作用下,开始出现右侧滑,飞行员蹬舵后,又出现左侧滑。图5是高度变化时间历程曲线,随着坡度逐渐增大,飞行高度开始降低。图6是速度变化时间历程曲线,发动机停车拉力减小,速度也开始有所减小,6 s后随着好发拉力增大,特别是坡度增大,飞机开始下掉高度,在重力作用下,飞行速度又开始增加。

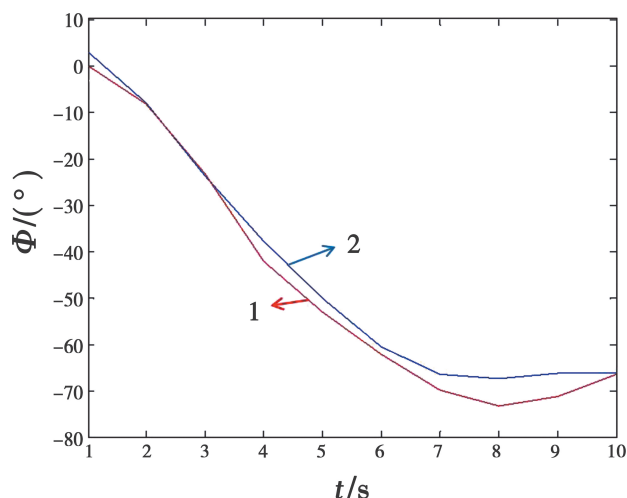


图3 滚转角变化的时间历程

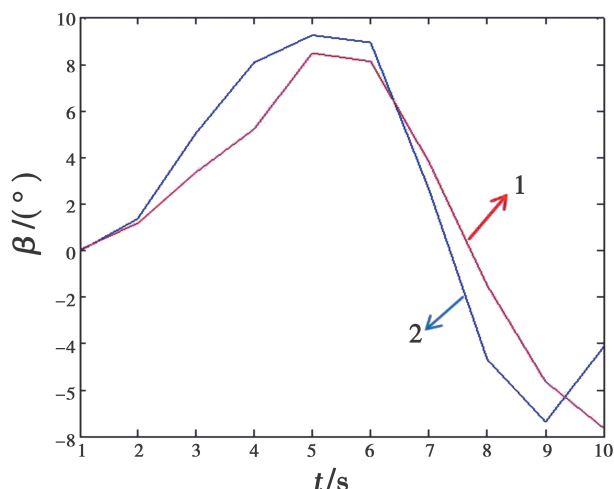


图4 侧滑角变化的时间历程

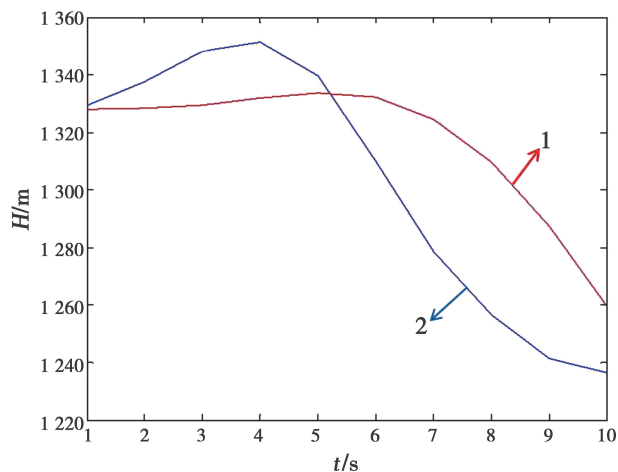


图5 高度变化的时间历程

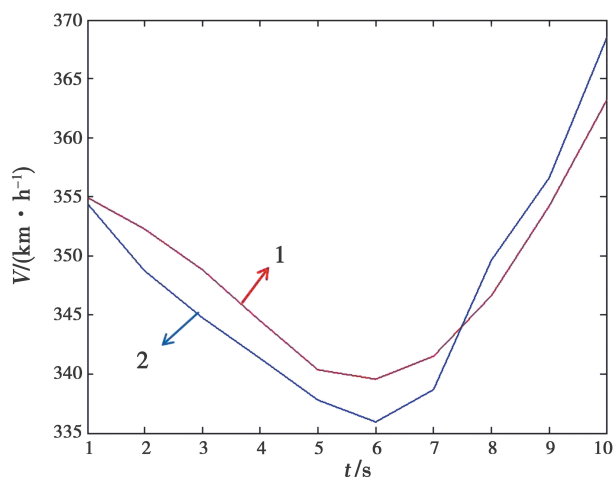


图6 速度变化的时间历程

4 仿真结果与飞参对比分析及滚转可控迎角边界

仿真结果与飞参对比,可以看出,两者比较接近,特别是代表横航向飞机响应的滚转角和侧滑角响应,两者基本一致,这说明,本文前面对螺旋桨自转状态下,应用螺旋桨载荷系数负值推算的两翼升、阻力系数的变化,和由此而引起的横航向力矩的变化是正确的。

从计算曲线和飞参曲线可以明显看出,发动机停车螺旋桨自转的初始阶段,飞机由于质量相对较大,其速度和高度变化相对缓和,但坡度却有明显的增大,而且持续增加,即使飞行员压杆,坡度也不好控制,停车 10 s 后,坡度甚至达到 $60^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 。而姿态控制是飞行员最为关注的,也与飞行安全密切相关,因为滚转坡度的增加必然会引起飞机后面俯角

的增大。理论计算表明,滚转坡度增加最主要原因就是停车螺旋桨自转引起两翼升力差明显增大。另外,向好发一侧蹬舵引起的交叉操纵力矩也起到了滚转加剧的作用。

另一个需要着重考虑的问题就是副翼效能,副翼位于机翼后部,在较大迎角下,由于气流分离,副翼效能会显著下降。较大迎角下,舵面效能都要降低,但相对于升降舵和方向舵,副翼的效能下降的最明显^[10],甚至副翼操纵力矩不足以克服飞机的滚转加剧力矩。

这就提出了一个问题,此种状态下的滚转可控迎角边界的确定。从前面的分析可以看出,滚转可控的核心是副翼操纵力矩够不够,而副翼操纵力矩此种状态需要克服的力矩有两翼升力差力矩、蹬舵引起的滚转力矩以及侧滑引起的稳定力矩。合理的假设是发生单发停车自转后,飞行员蹬舵到底,压杆到底,由于航向操纵力矩能够平衡拉力差力矩,所以平均侧滑角可以设定为 0° ,不考虑稳定力矩的影响。基于上述假设就可以计算随着迎角变化,两种滚转力矩系数的变化曲线,并确定其迎角可控迎角边界。

图 7 是特情机型单发自转,压杆、蹬舵到底,无侧滑条件下,两翼升力差力矩、蹬舵引起的滚转力矩系数(曲线 1),压杆到底,滚转操纵力矩系数(曲线 2)随迎角变化曲线。可以看出,当迎角约 12° 时,压杆操纵力矩已经无法克服向坏发一侧滚转的不平衡力矩。图中两条曲线的交点对应的迎角就是特情机型此种条件下的滚转可控迎角边界。

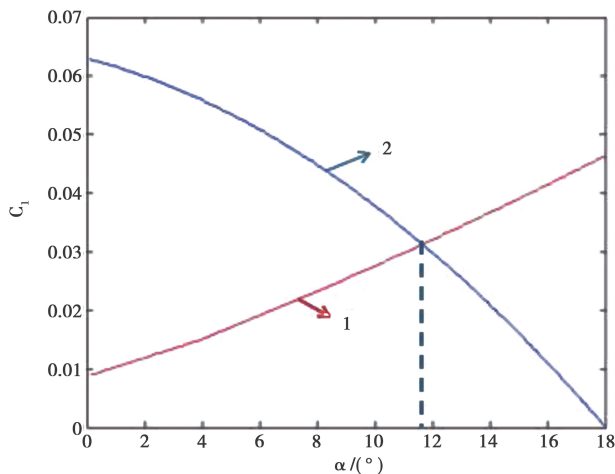


图7 滚转力矩系数随迎角的变化

5 结论

理论分析和飞行实践表明,本文利用螺旋桨载荷系数推算的螺旋桨自转状态下两翼升、阻力系数差,以及由此计算的横航向力矩是比较准确的。涡轮螺旋桨飞机单发停车螺旋桨进入自转状态,对飞行安全带来影响最大的就是力矩不平衡引起的飞机姿态的变化,而其最主要原因是两翼升力差引起的滚转力矩。

从飞机设计的角度,只要飞机迎角较小,即使是单发停车自转,操纵力矩仍然能够克服不平衡力矩,保持住飞机姿态。但在迎角较大情况下,超过滚转可控迎角时,由于舵面效能降低,操纵力矩就可能无法克服飞机的横侧滚转力矩,引起坡度的持续增大。驾驶员应掌握此种状态飞机所受力矩特点,采取合理的操控策略,以保证飞行安全。

参考文献:

- [1] 柳文林,康小伟. 飞机空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2022:155-161.
- [2] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:106-108.
- [3] 徐越,李聪,李盛文,等. 涡桨飞机螺旋桨风洞测力的

实验研究[J]. 黑龙江科技大学学报,2020,30(2):150-154.

- [4] 徐道琦,徐彦军,费景荣,等. 飞行动力学[M]. 北京:海潮出版社,2000:65-66.
- [5] 张刘,白俊强,李华星,等. 螺旋桨滑流与机翼之间气动干扰影响研究[J]. 航空计算技术,2012,42(2):87-91.
- [6] 李征初,王勋年,陈洪,等. 螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量,2000,14(2):44-48.
- [7] 杨小川,王运涛,王光学,等. 螺旋桨非定常滑流的高效数值模拟研究[J]. 空气动力学学报,2014,32(3):289-294.
- [8] 方振平. 飞机飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:74-76.
- [9] 刘孟诏. 飞机转动惯量及其估算[J]. 飞机设计,1997(1):13-20.
- [10] 刘沛清. 空气动力学[M]. 北京:科学出版社,2021:428-429.

作者简介

徐彦军 男,硕士,教授。主要研究方向:飞行力学。E-mail:13898951867@163.com

王 瑞 男,博士,副教授。主要研究方向:飞行控制系统。E-mail:wwse983@163.com

Motion analysis on turboprop aircraft with single propeller auto-rotate after the engine failed

XU Yanjun * WANG Rui

(Naval Aviation University Aviation Basic College, Yantai 264001, China)

Abstract: If the propeller auto rotates after one of engines on turboprop aircraft failed, the auto-rotate propeller will produce negative pulling force, which will endanger flight safety. Firstly, this article introduces the propeller auto-rotate states, negative pulling force mechanism, and changes law according to air speed, then analyzes the influences of slipstream on lifts and drags according to states of propellers, and apply the propeller load coefficient to calculate the difference in lift resistance and lateral heading moment between the two wings, in order to solve the problem of insufficient aerodynamic data in this state. Based on all above, the full state hydrodynamics were established. The dynamic states of airplane were simulated and calculated according to actual control surfaces inputs, and compared to actual flight data. Finally, it was discussed and analyzed that the main factors influencing flight safety due to this special situation were obtained, which are decreases of lateral directional moments and aileron efficiency caused by errors between lifts and drags on different wings. The conclusions are worth of reference to guarantee flight safety, both for turboprop aircraft design to avoid the situation and managing the situation in flight.

Keywords: turboprop aircraft; single engine fault; propeller auto-rotate

* Corresponding author. E-mail: 13898951867@163.com