

一种可倾转动力螺桨飞机的定载静稳定性研究

窦炳耀^{1,*}, 陈涛¹, 王维军²

1. 中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

2. 北京航空航天大学, 北京 100083

摘要: 以一类通过重心前动力倾转实现短距起降的螺桨飞机为研究对象, 研究其实现短距起降的可行性, 推导了低速阶段该类飞机定载静稳定性表达式, 并对其进行验证分析。结果表明: 为满足定载静稳定性, 重心前倾转矢量力的大小、位置以及倾转角之间相互约束, 推重比 $\frac{T}{W}$ 和倾转角 θ 越大, 矢量力距离焦点/重心越近。该结论可为同类飞机设计提供参考。

关键词: 螺桨飞机; 可倾转动力; 短距起降; 定载静稳定性

中图分类号: V212.5

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 03-0014-04

起飞、着陆距离在300m以内的飞机总称为短距起降飞机。短距起降飞机是未来航空器发展的重要趋势之一, 它综合了固定翼飞行器的飞行快、航程远与机动性能强的巡航优势, 同时有效缩短起降阶段起飞着陆距离, 兼顾巡航与起降性能。相对于垂直起降飞行器, 短距起降对动力需求更小, 航程更远。

短距起降有多种实现方式, 其中采用矢量推力是一种常见的方式。然而由于推进系统复杂, 技术难度高, 短距起降飞机的研制经历了大量的失败, 少数得到验证, 极少数得以装备。目前成功应用于型号并且可以进行高效短距起降的战斗机仅有英国以“飞马”推力转向涡扇发动机为动力的鹞式、苏联采用升力发动机和推力转向相结合的雅克-38“铁匠”和美国采用轴耦合升力风扇的F35-B“联合攻击战斗机”^[1]。倾转旋翼机是在类似于固定翼飞机的机翼两翼尖处各装一套可在水平位置与垂直位置之间转动的旋翼螺桨组件, 兼顾直升机和螺桨固定翼飞机的优势, 目前成功投入实际使用的只有美国贝尔直升机公司的方案^[2], 以V-22为其代表, 同样经历了漫长的研制和反复。目前国内在短距起降方面研究较少, 应用通常仅见于一些创意类比赛的无人机。

相比其它飞机, 螺桨飞机具有其独特的优势^[3], 如低速状态拉力大, 燃油效率高, 航程远等。因而, 研究可短距起降的螺桨飞机具有重要的现实意义和实用价值。

在研究飞行器性能和轨迹特性中, 静稳定性是一项重要的基础研究内容, 是飞机设计的重要指标, 其中定载静稳定性是它的重要组成部分。飞行器在过载为1, 即飞行器作定直平时受扰动后有无恢复到原来平衡状态的趋势, 称之为定载静稳定性。因为在实际飞行中, 在扰动作用下, 不仅飞行迎角会发生变化, 而且飞行速度也会发生变化, 定载静稳定性研究内容同时兼顾到迎角变化和飞行速度变化, 因而更能客观全面得表征飞机的受扰恢复能力, 关系飞机安全, 因此定载静稳定性的研究具有重要的意义。

以一种可倾转动力螺桨飞机为例, 分析其实现短距起降的可行性, 着重对其定载静稳定性问题进行研究。

1 可倾转动力螺桨飞机设计方案

研究对象为设计的一种无人机, 如图1所示。

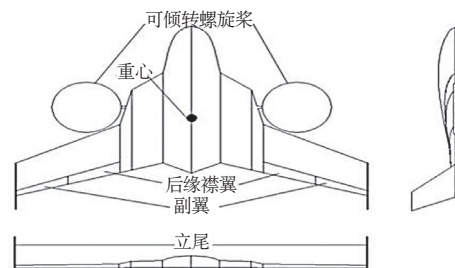


图1 无人机方案

Fig.1 The layout of the UAV

收稿日期: 2015-11-11; 退修日期: 2015-12-24; 录用日期: 2016-01-18

*通讯作者. Tel.: 029-86832752 E-mail: dsxd0117@163.com

引用格式: DOU Bingyao, CHEN Tao, WANG Weijun. Study on load-fixed static stability of the tilting power propeller plane [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(03): 14-17. 窦炳耀, 陈涛, 王维军. 一种可倾转动力螺桨飞机的定载静稳定性研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(03): 14-17.

该型飞机的当量机翼面积 $S = 12.9 \text{ m}^2$ ，外露机翼面积 $S_e = 10.7 \text{ m}^2$ ，展长 $b = 9.4 \text{ m}$ ，后掠角 $\chi_0 = 20^\circ$ ， $\chi_{1/4} = 18^\circ$ ，上反角 $\psi = 0^\circ$ 。

该型无人机主要采用螺旋桨作动力，为了实现短距起落，该动力装置位于重心前面，可绕机体轴 Y 向（垂直于飞机竖直面）倾转。在巡航阶段，动力不倾转，产生推力；在起降阶段，当动力绕 Y 轴旋转 θ 角时，其在机体 X 轴向动力分量提供平飞加速动力，其在沿体轴 Z 轴的动力分量提供直接升力 F ，以平衡增升装置引起的低头力矩，同时承担部分升力需求，有效降低起降速度。由于动力可倾转，理想情况下，不同速度、高度、襟翼构型情况下，会对应一个最佳的动力倾转角，此时，可获得动力在两轴方向的最佳分配。该项“重心前布置矢量力”可适用于常规布局或者飞翼布局，尤其是飞翼布局，由于矢量力起抬头力矩作用，故可以使用襟翼增升装置，会大大提升短距起降性能。

2 定载静稳定性公式推导

定载静稳定性与定载纵向力矩曲线在平衡点处的斜率有关，由于在扰动过程中，飞行器的迎角和速度都发生变化，因此作用在飞行器上的纵向力矩是迎角和速度的函数： $C_m = f(\alpha, V)$ 。

由参考文献[4]知，定载静稳定性的导数表达式为：

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{1}{2C_{L\alpha}C_{L\alpha}} [C_{m\alpha}(C_{LV} + 2C_{L\alpha}) - C_{L\alpha}C_{mV}] \quad (1)$$

式中：前飞速度 V 的导数无量纲化因子定义为：

$$\hat{V} = \frac{V}{V_*}, C_{mV} = \frac{\partial C_m}{\partial \hat{V}}, C_{LV} = \frac{\partial C_L}{\partial \hat{V}} \quad (2)$$

式中下标*表示满足定载条件下的配平速度，为基准（未扰动）运动量。

为了得到前述矢量力大小及其作用点位置之间的稳定性约束关系，作如下假设：

(1) 重心距平均气动弦前缘的无量纲距离是 h ，向后为正；定速焦点位置 h_n ，矢量力 T 的作用点距前缘的位置表示为 h_r ，并假设三点都在飞机体轴 X 轴上，如图2所示。

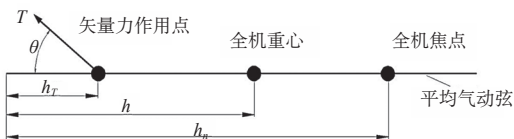


图2 特征点定义

Fig.2 Definition of the key point

(2) 该矢量力与飞机迎角无关；

(3) 起降阶段为低速阶段，一般不考虑速度对气动系数的影响。

设该矢量力 T 无量纲系数定义为（ T 为推力时，定义为正）：

$$C_T = \frac{T}{0.5\rho V^2 S} \quad (3)$$

假设倾转角为 θ ，考虑加入矢量力 T 后，式(1)的各项相关导数的变化。设螺旋桨力在升力方向的分量 $T \sin \theta$ 与现有升力 L' 合成总升力 L ，且产生抬头力矩与现有俯仰力矩合成总俯仰力矩 M 。此时，纵向的相关导数分别由两部分相加组成，一部分为原有气动系数分量，另一部分为动力分量。为了便于区分，原有气动系数导数均以上标“ $'$ ”加以标识。

$$C_L = \frac{L' + T \sin \theta}{0.5\rho V^2 S} = C_L' + C_T \sin \theta \quad (4)$$

由式(2)，可知：

$$C_{T\alpha} = \frac{\partial \frac{T}{0.5\rho V^2 S}}{\partial \alpha} = 0 \quad (5)$$

从而有：

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha}' + C_{T\alpha} = C_{L\alpha}' \quad (6)$$

$$C_{m\alpha} = C_{m\alpha}' + C_{T\alpha}(h - h_r) = C_{m\alpha}' = C_{L\alpha}'(h - h_n) \quad (7)$$

对于螺旋桨飞机，在定常直线飞行过程中，可认为功率保持不变，即 $T \cdot V = \text{const}$ 。

上式对 V 求偏导数得到：

$$(\partial T / \partial V)_* = -T_* / V_* \quad (8)$$

结合式(3)与式(8)可以得到：

$$C_{TV} = \left(\frac{\partial C_T}{\partial \hat{V}} \right)_* = V_* \left(\frac{\partial C_T}{\partial V} \right)_* = \frac{(\partial T / \partial V)_*}{0.5\rho V S} - 2C_T = -3C_T \quad (9)$$

由式(4)，可知：

$$C_{LV}' = C_{mV}' = 0 \quad (10)$$

综合式(9)、式(10)可知：

$$C_{LV} = C_{LV}' + C_{TV} \sin \theta = -3C_T \sin \theta \quad (11)$$

$$C_{mV} = C_{mV}' + C_{TV} \sin \theta (h - h_r) = -3C_T \sin \theta (h - h_r) \quad (12)$$

由上述推导过程以及假设条件可知， α 导数主要体现在原有气动系数对迎角的导数，而 V 导数主要体现在动力分量对速度的导数。

将式(4)、式(6)、式(7)、式(11)、式(12)代入式(1)可以得到：

$$\begin{aligned} \left. \frac{dC_m}{dC_L} \right|_{n=1} &= \frac{1}{2C_{L\alpha} C_{L\alpha}} [C_{m\alpha}(C_{LV} + 2C_{L\alpha}) - C_{L\alpha} C_{mV}] \\ &= \frac{1}{2(C_{L\alpha}' + C_{T\alpha} \sin \theta)} [2C_{L\alpha}(h - h_n) + 3C_{T\alpha} \sin \theta (h_n - h_T)] \end{aligned} \quad (13)$$

定载静稳定性的稳定判据为 $\left. \frac{dC_m}{dC_L} \right|_{n=1} < 0$

由于式(11)中 $\frac{1}{2(C_{L\alpha}' + C_{T\alpha} \sin \theta)}$ 为正, 所以要满足上式, 有: $2C_{L\alpha}(h - h_n) + 3C_{T\alpha} \sin \theta (h_n - h_T) < 0$ 。
整理得到:

$$\frac{3}{2} \sin \theta \frac{C_{T\alpha}}{C_{L\alpha}} < \frac{(h_n - h)}{(h_n - h_T)} \quad (14)$$

3 定载静稳定性结果分析

因为关注的是满足定载静稳定性约束后的矢量力引入位置, 因此对式(14)变形如下:

$$\frac{(h_n - h_T)}{(h_n - h)} < \frac{1}{\frac{3}{2} \sin \theta \frac{C_{T\alpha}}{C_{L\alpha}}} = \frac{1}{\frac{3}{2} \sin \theta \frac{T}{L}} \quad (15)$$

由于在定直平飞过程中, 纵向满足力平衡 $L=W$, 故上式可以变形如下:

$$\frac{h_n - h_T}{h_n - h} < \frac{1}{\frac{3}{2} \sin \theta \frac{T}{W}} \quad (16)$$

式中: $h_n - h_T$ 为矢量力在体轴 X 上距焦点的无量纲化距离; $h_n - h$ 为重心距离焦点的无量纲化距离, 即纵向静稳定裕度; T/W 为该型飞机的推重比; θ 为螺旋桨矢量力相对水平轴的偏转。

对(16)式赋值进行计算, 结果如图3所示。图3中所示曲线为其上边界。

由图3可知: 在低速阶段, 欲满足定载静稳定性要求, 该矢量力在体轴 X 上的引入位置与推重比 T/W 和倾转角 θ 有关, 具体规律如下:

(1) 相同推重比 T/W 情况下, 倾转角 θ 越大, 则矢量力布置应越靠后, 距离焦点越近;

(2) 相同倾转角 θ 情况下, 推重比 T/W 越大, 则矢量力布置应越靠后, 距离焦点越近。

上述结论的物理解释如下:

由文献[4]可知, 定载静稳定性的通用表达式为:

$$\left. \frac{dC_m}{dC_L} \right|_{n=1} = \bar{x}_{c.g.} - \bar{x}_{ac,n=1}$$

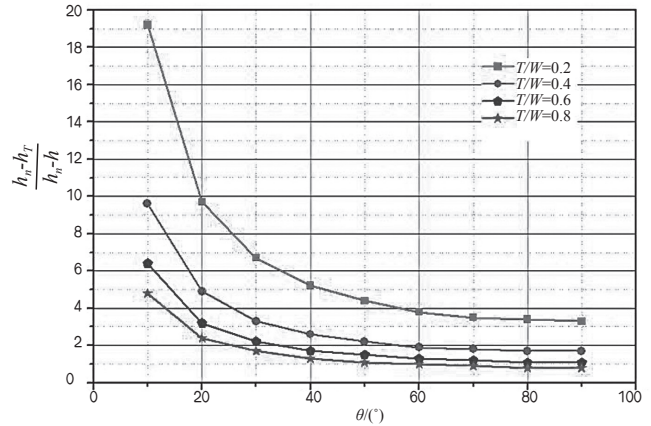


图3 矢量力位置约束关系图

Fig.3 The result of position of the vector force

式中: $\bar{x}_{ac,n=1}$ 为定载全机焦点位置。

当飞行器重心位于定载焦点之前时, 上式为负值, 满足定载静稳定性。当重心位于 $\bar{x}_{ac,n=1}$ 处时, 处于中立静稳定。由此易知, 由于在重心前引入矢量力, 该矢量力会将定载焦点向前拉动, 逐步靠近重心, 引起定载静不稳定。当推重比越大, 倾转角越大时, 其对焦点的影响量越明显。

下面对低速阶段该动力引起的定载焦点变化量加以分析:

如果不计及动力对 V 导数的影响量, 即式(11)、式(12)均等于零, 则式(1)变为:

$$\begin{aligned} \left. \frac{dC_m}{dC_L} \right|_{n=1} &= \frac{1}{2C_{L\alpha} C_{L\alpha}} [C_{m\alpha}(0 + 2C_{L\alpha}) - C_{L\alpha} \cdot 0] \\ &= \frac{1}{2C_{L\alpha}} [2C_{L\alpha}(h - h_n)] \end{aligned} \quad (17)$$

若令上式等于零, 可以得出:

$$h = h_n \quad (18)$$

其意义为在低速阶段, 不考虑气动特性数据随速度 V 的变化量, 则定载焦点等同于定速焦点。

同理, 令式(13)等于零, 可以得出

$$h = h_n - \frac{3C_{T\alpha} \sin \theta (h_n - h_T)}{2C_{L\alpha}} = h_n - \frac{3}{2} \frac{T}{W} \sin \theta (h_n - h_T) \quad (19)$$

式(19)-式(18)可得:

$$\Delta h = -\frac{3T}{2W} \sin \theta (h_n - h_T) \quad (20)$$

式(20)为该动力对定载焦点的影响量, 其与推重比 T/W 和倾转角 θ 成正比。当推重比 T/W 和倾转角 θ 增大时, 定载焦点将由定速焦点向重心移动, 逐步由静稳定变中立稳定。

4 结束语

本文以一种可倾转动力螺旋桨飞机为研究对象, 着重研

究了其定载静稳定性问题。分析可知,为满足定载静稳定性的约束,该矢量力的大小、位置以及倾转角之间相互约束。矢量力距离焦点/重心不可太远,与推重比 T/W 和倾转角 θ 有关。当推重比越大,倾转角越大时,其距焦点/重心越近,否则,该类飞机将变为定载静不稳定。

对于同类采用重心前可倾转螺旋桨动力来实现短距起降的其他布局飞机,上述结论同样成立。对于机头前采用螺旋桨动力,且动力具有固定上拉角的布局,上述结论同样适用。因此,研究的结论对于满足条件的一类飞机设计均具有重要的参考价值。

AST

参考文献

- [1] 索德军,梁春华,张世福,等. S/VTOL战斗机及其推进系统的技术研究[J]. 航空发动机,2014, 40(4):7-13.
SUO Dejun, LIANG Chunhua, ZHANG Shifu, et al. Technology of short/vertical takeoff and landing fighter and propulsion system [J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 7-13. (in Chinese)
- [2] 蔡婧,蔡汝鸿. V-22“鱼鹰”倾转旋翼机研制历程与关键技术[J]. 航空科学技术,2013(3).
CAI Jing, CAI Ruhong. Development process and key

technologies of the V-22 osprey tilt-rotor aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(3). (in Chinese)

- [3] 龚晓亮. 螺旋桨滑流与机翼气动干扰数值模拟研究[J]. 航空计算技术,2012,42(1):77-80.
GONG Xiaoliang. Unsteady simulation method and actuator disk theory in numerical simulations of propeller's interference on wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1): 77-80. (in Chinese)
- [4] 方振平,陈万春,张曙光,等. 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. (in Chinese)
FANG Zhenping, CHEN Wanchun, ZHANG Shuguang, et al. Aircraft flight dynamic [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)

作者简介

窦炳耀(1987—)男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机设计。

Tel: 029-86832752 E-mail: dsxd0117@163.com

陈涛(1982—)男,工程师。主要研究方向:飞机设计。

王维军(1971—)男,博士,副教授。主要研究方向:飞行力学及飞行控制。

Study on Load-fixed Static Stability of the Tilting Power Propeller Plane

DOU Bingyao^{1,*}, CHEN Tao¹, WANG Weijun²

1.AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

2.Beijing Beihang University, Beijing 100083, China

Abstract: A type of propeller plane on which the power located in front of the CG can be tilted in order to achieve the objective of STOL (short take-off and landing) was researched and the feasibility of STOL was analyzed. The formula of the load-fixed static stability of the plane was derived, and was validated by test. The vector force, its location and the tilted angle can affect each other and load-fixed static stability. The bigger the value of T/W and tilted angle θ is, the nearer the location from CG is. The conclusion is useful to the airplane design.

Key Words: propeller plane; tilting power; short takeoff and landing; load-fixed static stability.

Received: 2015-11-11; Revised: 2015-12-24; Accepted: 2016-01-18

*Corresponding author. Tel.: 029-86832752 E-mail: dsxd0117@163.com