

# Experimental Study on the Ground Effect of Rotor Lift

Donghui Chen, Shanyuan Jiang, Yihua Xu, Yuhao Wang, Jinchao Xiong, Yun Luo

Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi  
Email: 250008967@qq.com

Received: Oct. 22<sup>nd</sup>, 2018; accepted: Nov. 7<sup>th</sup>, 2018; published: Nov. 14<sup>th</sup>, 2018

---

## Abstract

There have been several decades of research on the ground effect of rotor, and a lot of theoretical and experimental research results have been published. This kind of research is still continuing, mainly because of its practical value [1]. The rotorcraft has obvious ground effect when hovering near the ground or flying forward at low speed, which has a strong influence on the aerodynamic load of the aircraft. In order to research the ground effect problem of rotor aircraft, a ground efficiency simulation force measuring system is designed by using various sizes of the rotor model. The rotor hovering altitude was simulated, the lift of rotor was measured by force measuring system and the particle smoke device was installed to capture the dynamic flow field under the rotor. The experimental results show that when the rotor hovers below 1.2 times the diameter of the rotor, the ground effect is significant, and obvious vortex fountain phenomenon is observed. The experimental results have some reference value for the selection of dynamic system, the design of control and stability system, and the use of ground effect to improve the bearing capacity of rotorcraft.

## Keywords

Ground-Effect, Rotorcraft, Hover, Force Measuring System

---

# 旋翼升力地效特性实验研究

陈冬慧, 江善元, 徐义华, 王雨豪, 熊进超, 罗云

南昌航空大学, 江西 南昌  
Email: 250008967@qq.com

收稿日期: 2018年10月22日; 录用日期: 2018年11月7日; 发布日期: 2018年11月14日

---

## 摘要

关于旋翼地面效应的研究已有几十年历史,发表了大量的理论研究及试验研究成果。这类研究至今仍在继

续中,究其原因,主要是其实用价值[1]。旋翼飞行器在近地悬停或低速前飞时有明显的地面效应,对飞行器的气动载荷有强烈影响。本文针对旋翼飞行器的地面效应问题,采用多种尺寸的旋翼模型进行悬停地效实验,为此设计了模拟地效测力实验台,利用平台模拟旋翼悬停离地高度,测力试验台测量旋翼升力大小并安装了粒子发烟装置,拍摄了旋翼下方的动态流场。试验结果表明:当旋翼悬停离地高度在1.2倍旋翼直径以下时,地面效应影响显著,并观测到明显的涡旋喷泉流现象。试验结果对旋翼飞行器动力系统选择,控制增稳系统设计以及利用地面效应优势提高承载能力的飞行器具有一定参考价值。

## 关键词

地面效应, 旋翼, 悬停, 测力系统

Copyright © 2018 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

旋翼飞行器是主要由旋翼作为气动部件的飞行器,可以进行前飞、悬停、垂直起降的各种操纵,适合在靠近地面的环境例如丛林、街巷和室内等环境执行各种任务,有巨大的军用和民用前景。旋翼在进行侦察或监视的任务过程中,为了更加隐蔽需要贴近地面飞行,因此地效对其飞行质量影响显著[2]。

在旋翼飞行器靠近效应面时,发生阻力变小和升力变大,并且升阻比迅速升高的现象,这种现象称为地面效应[3]。地面效应产生有两个原因:第一,旋翼下方的气流向下的时候受到地面的阻拦,流速变慢,使得旋翼下表面压力变大,受到了上载荷作用,升力增加;第二,旋翼旋转时产生向下的气流,气流向受到地面的阻拦,扰乱了旋翼下表面的空气涡流场,旋翼飞行器的诱导阻力减小[4]。最后可以得出旋翼飞行器受到地面效应时飞行器升力变大而阻力变小并且旋翼飞行器的升阻比得到改善。如下图 1 为美国西科斯基公司使用烟雾流做的旋翼在无地面效应和有地面效应两种状态下的气动实验图,对比无地效图(a)和有地效图(b)的两张图可以看出地面效应对旋翼的尾流的影响非常明显。

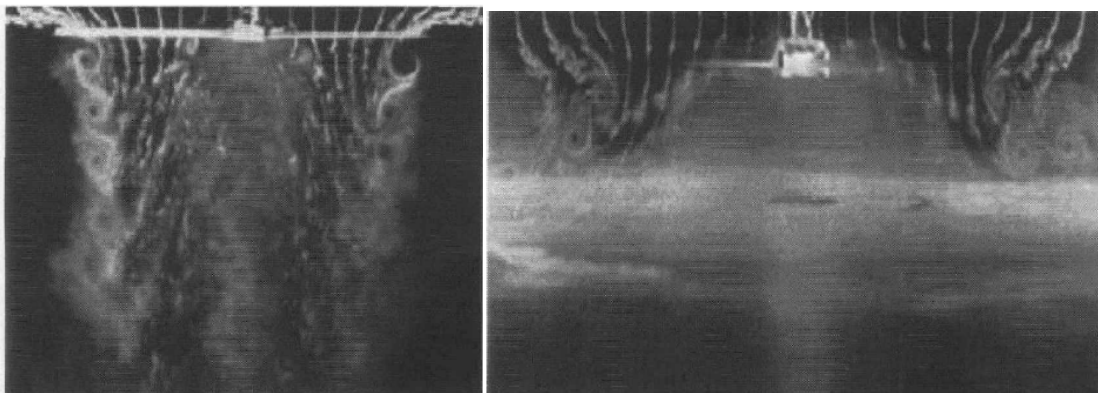


Figure 1. Smoke flow visualization of rotor wake in hovering condition. (a) No ground effect, (b) ground effect

图 1. 悬停状态下旋翼尾流的烟雾流显示。(a) 无地面效应, (b) 有地面效应

一般对地面效应及其气动力特性的研究方法有:数值模拟、试验方法和理论方法。其中,实验方法和数值模拟是最主要的两个研究手段[5]。因此,本文对地面效应进行了试验研究,本研究首先根据旋翼

空气动力特性和实验台的试验能力对地效模拟测力系统进行了实验设计；然后对不同尺寸旋翼进行不同高度的多次试验，研究旋翼空气动力特性和地面效应对旋翼空气动力的影响。

## 2. 地效实验设计

地效实验是用悬停旋翼在试验台进行的。旋翼模型地效试验台是南昌航空大学风洞试验中心新研制的布局紧凑、支撑方式简洁的试验台如图 2 所示。试验台由台架系统、动力系统、测量系统、控制系统组成。

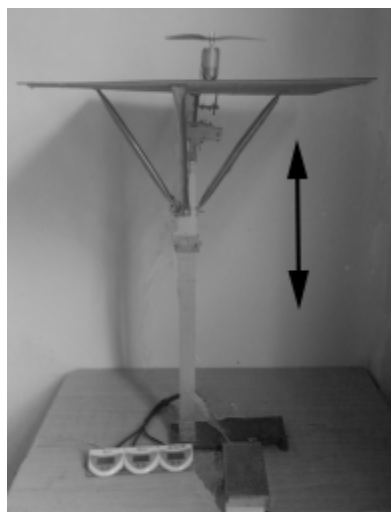


Figure 2. Diagrammatic sketch of the ground effect experiment system  
图 2. 地效实验系统装置示意图

该试验台采用长 700 mm, 宽 700 mm 的方形平台, 平台套在垂直立柱上, 进行上下移动, 以便模拟不同高度的地效试验。在立柱上配有可调节的卡扣, 使用螺丝固定, 方便上下移动平台, 使试验台能够较为真实的模拟地面运动。并且采用满足指标要求的小体积、大功率的电机通过自藕变压器柔和起动, 保证了试验台整体布局的优化。测量台安装在立柱顶端上, 电机垂直向上底部安装在测力台上。该试验台可完成旋翼模型的悬停地效试验。

由于模拟地面的移动平台尺寸有限, 旋翼模型尺寸也就相对较小, 为了升力测量结果误差不会很大, 将进行多次反复实验获得的数据进行对比分析, 以保证所测得的结果更加精确。为了能够充分使用移动平台模拟地面运动, 旋翼弦长应在平台尺寸大小范围内; 同时要采用尽量大的弦长的旋翼模型, 以充分体现地面效应, 便于测量升力。地效实验系统的设计首先要考虑旋翼所受的空气动力和测量的误差, 其次要分析地面效应试验的可行性。

## 3. 地效实验设备与内容

### 3.1. 试验台主要性能

试验台主要的性能指标如下表 1 所示。

### 3.2. 动力系统

动力为一台 110W 的直流电机, 通过自藕变压器柔和起动。实验用电机如下图 3 所示, 实验用变压器如图 4 所示。

**Table 1.** Main performance indexes of test bed**表 1.** 试验台主要性能指标

内容	技术指标	内容	技术指标
台体尺寸	70 cm × 700 mm × 1500 mm	最大输出功率	110 W
模拟高度范围	100 mm~480 mm	攻角范围	-15°~15°
旋翼转速范围	0~5400 rpm		

**Figure 3.** The test rig equipped with motor**图 3.** 试验台配电机**Figure 4.** The test rig equipped with transformer**图 4.** 试验台配变压器

### 3.3. 测量系统

实验平台中配备的测量系统为三分力测量台主要是用于旋翼模型的气动测量如图 5 所示，其测量原理为：利用应变电阻效应将测力台受到的力学量转换为容易测量的电压量。该测力装置优势为测出的数据直观可靠并且线性变化比较好，数据传感比较稳定，不受温度湿度环境影响，精度高，量程适中。测量台主要技术指标为：最大量程 5 kg；精度 1 g。测量得到结果经过转换器进行模拟量到数字量的转换。最终结果通过显示器显示出相应的数值，测量结果显示器如图 6 所示。

### 3.4. 旋翼模型

试验使用旋翼模型的直径分别为 20.3 cm、25.4 cm、28.2 cm 为研究对象，实物如图 7 所示。



Figure 5. Dynamometer for test bed  
图 5. 试验台测力装置



Figure 6. Display for test bed  
图 6. 试验台显示器



Figure 7. The physical map of rotor model test  
图 7. 试验旋翼模型实物图

旋翼转速为 5400 转每分。旋翼具体数据按下表 2 中三组数据进行试验：

Table 2. Rotor model data  
表 2. 旋翼模型数据

组别	桨距/mm	桨叶片数 K	旋翼直径/cm
1 灰色	96.52	2	28.2
2 蓝色	114.3	2	25.4
3 橙色	152.4	2	20.3

### 3.5. 试验内容

1) 试验的主要目的是获得悬停状态下升力随距地面高度的变化关系, 根据前人理论研究推理, 旋翼距离地面的高度越小或者相对运动高度越小, 则地面效应就越明显[6], 其中相对高度为离地高度与旋翼直径之比。

2) 旋翼离地面的高度选取方法是能够获得明显的动态气动力输出。在悬停状态下旋翼离地的高度和地面效应的关系可以通过经验公式[7]:

$$\frac{T_H}{T_\infty} = 1.0 + 0.01x^{(1.0+0.5x)}$$

$$x = 4.0 - \frac{10}{3} \left[ \frac{H}{D} \right], \quad \left[ \frac{H}{D} \right] \leq 1.2$$

得出。

如图 8 所示, 在相对运动高度  $H/D$  小于 0.6 左右时, 地效变化的斜率较大, 在大于 0.6 时, 曲线变化也就是地效反应变得较为平缓, 所以为了得到比较明显的变化数据, 应该选择较小的旋翼离地高度。

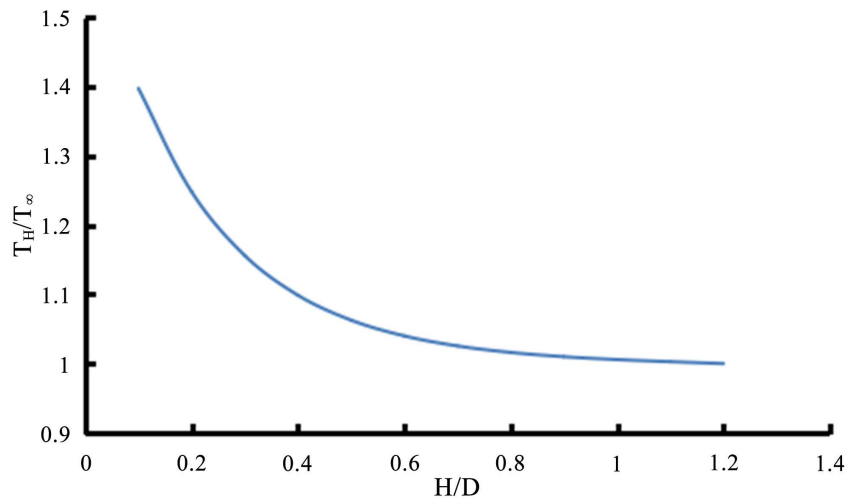


Figure 8. Ground effect with rotor lift height variation

图 8. 地面效应时升力随旋翼离地高度变化

3) 试验在风洞实验室中旋翼实验室进行。试验空间较大以保证周围的空气流畅, 获得不同高度的悬停状态下的旋翼性能数据, 以分析地面效应。

#### 4) 实验步骤

- 检查测力台、动力系统、数据采集系统和控制系统工作是否正常
- 调整模拟平台至需要的“地面”高度
- 在倾角为零的状态下, 采零
- 启动动力系统, 使旋翼转速升到工作转速
- 采集数值基本稳定后的升力数据
- 重复前两步, 做完同一高度的多次试验
- 将平台调整至下一个高度
- 重复以上步骤, 共 15 个不同“地面”高度

## 4. 试验结果与分析

### 4.1. 地面效应测量结果

通过实验测量得到不同尺寸大小的旋翼悬停在不同高度下所受到的升力大小, 图 9 给出了 3 种尺寸的旋翼模型在不同地面高度下所受的升力曲线, 每组尺寸的旋翼的不同高度都做了多次试验测量, 取得一组较为精确的数据, 做出曲线图, 图中横坐标为模型旋翼距离地面高度  $H$ , 纵坐标为旋翼模型所受的升力  $L$ 。图 10 则为旋翼有地效时的升力与无地效时的升力比与相对运动高度  $H/D$  的坐标关系, 纵坐标反映的无量次量  $L_H/L_\infty$ ,  $L_H$  为距离地面高度为  $H$  时的升力,  $L_\infty$  为地效不起作用时的升力。

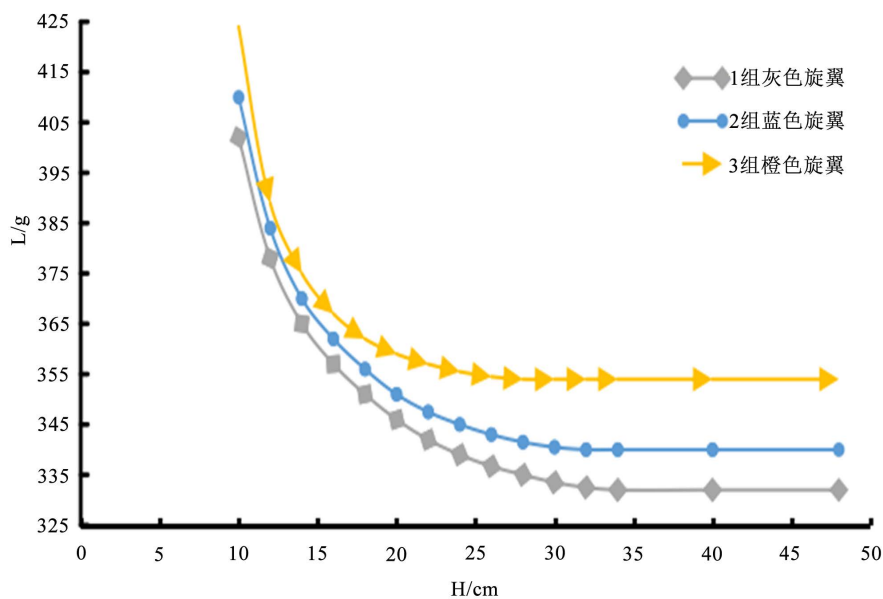


Figure 9. Variation of lift with rotor height in ground effect

图 9. 地效时升力随旋翼高度变化

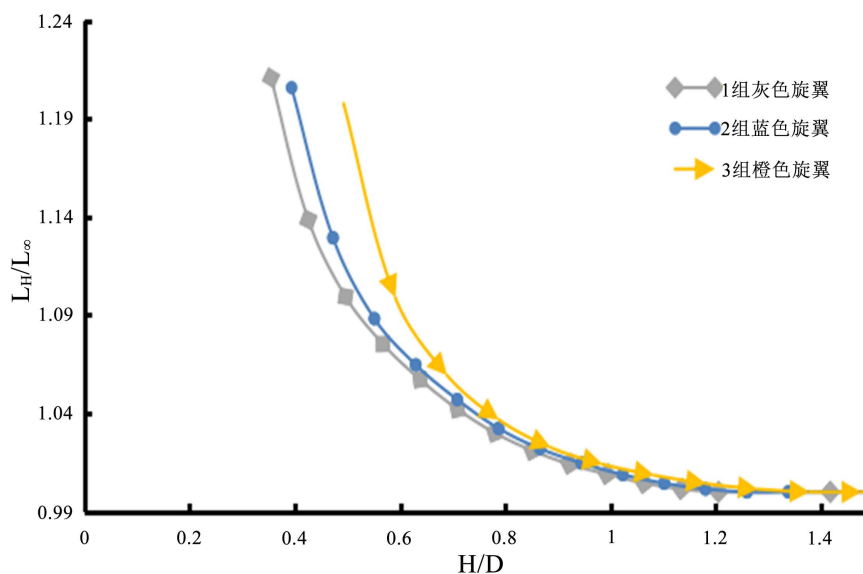


Figure 10.  $L_H/L_\infty$  and  $H/D$  relation curves

图 10.  $L_H/L_\infty$  与  $H/D$  关系曲线

## 4.2. 数据对比分析

本文通过试验旋翼模型在地效试验台进行悬停地效试验，将 3 种不同尺寸旋翼分别进行地效试验，得出气动数据，得出各相关气动曲线，如图 9~图 10 所示。对这两种曲线图分析如下：

1) 升力随高度变化的关系，如图 9 所示。从图中可知，3 种尺寸的旋翼曲线变化趋势基本相同，都是随着高度  $H$  的增加，升力逐渐变小。在高度 20 cm 左右前，升力变化的斜率较大，而在高度大于 20 cm 后，曲线变得较为平缓直至升力不变。因此可以分析出旋翼距离“地面”高度越低，地面效应越明显，而随着距离“地面”高度的增加，地面效应逐渐变缓直至地面效应消失。3 种旋翼受地面效应影响时的最大升力以及失去地面效应后的升力的大小不相同，并且曲线开始变缓的高度位置也不一样，这是由于旋翼的尺寸不一样，但是整体的曲线变化基本是一样的，因此可以分析出本次实验结果准确有效。

2)  $L_H/L_\infty$  随  $H/D$  变化关系曲线，如图 10 所示。从图中可知，3 种旋翼曲线变化整体都是随着高度的增加，地面效应变缓直至地面效应消失。1 组和 2 组的旋翼可以看出在  $H/D$  小于 0.6 时，地效变化的斜率较大，而大于 0.6 时，曲线变化较为平缓，与上一章的理论经验公式符合，实验结果准确有效。3 组的橙色旋翼曲线变化与另外两组不太一样，这是由于 3 组旋翼直径是 3 种旋翼中最小的，按照理论公式应该在高度  $H$  小于 12 cm 以前地面效应显著，但是由于试验台支持的最小地面高度为 10 cm，因此曲线变化并不全面，不加入对比分析。升力在  $H < 0.6$  时急剧增长的原因在于动态气垫压力的增加而导致的升力的增加。当  $H$  趋近于 0 时气垫中的压力可以达到理论上的最大值；地面效应还扰乱了旋翼下表面向上的空气涡流场，这样就降低了旋翼的诱导阻力[8]。

综上得出旋翼悬停时，地面效应随地面高度增加而减少直至消失；旋翼在地面高度约为旋翼直径的 0.6 倍时，地面效应变化曲线斜率较大，在地面高度为旋翼直径大于 0.6 倍至 1.2 倍左右时，地面效应变化曲线斜率变得比较平缓，在地面高度大于 1.2 倍后，地面效应消失，本次实验与理论大致相同。

## 4.3. 使用发烟装置地效测试结果

根据使用发烟器在地效时情况下观察，旋翼在接近模拟地面悬停时，旋翼旋转时产生的向下运动的气流遇到地面后会向周围和向上运动，这样就在旋翼下方汇合形成喷泉流，而向上运动的气流又使旋翼下表面压力增大，使得旋翼的升力增加。对比分析在悬停离地不同高度上的图像结果表明，旋翼在离地高度 10 cm 左右形成的喷泉流现象最是明显，图 11 为旋翼悬停时离地高度为 10 cm 的地效反应图像，在旋翼下方形成了一个较明显的喷泉流现象。

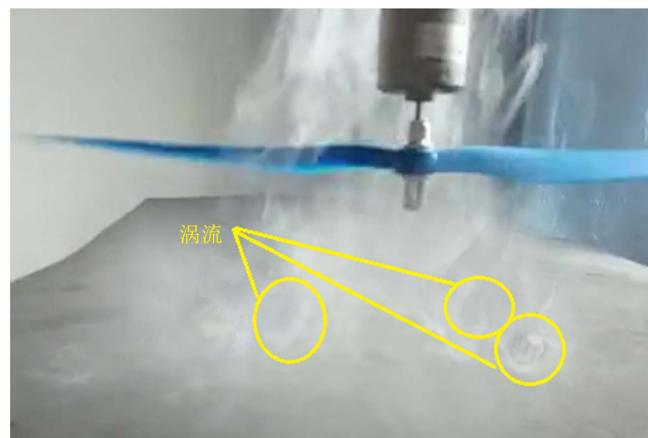


Figure 11. Ground effect image of rotor hovering height 10 cm  
图 11. 旋翼悬停离地高度 10 cm 的地效反应图像



## 5. 结论

1) 地效试验台可以比较真实的实现旋翼与效应面间的相对运动, 有助于地面效应试验研究, 且在地效中悬停的旋翼, 也可以视为处于地面干扰气流中运转的无地效旋翼。

2) 在距离地面较近悬停时, 由捕捉到的图像可以观测到明显的喷泉流现象, 该现象随着离地高度的增加而逐渐减弱。

3) 在悬停状态下, 地效随旋翼距离地面高度增加而减小。旋翼距地面高度  $H$  是直径  $D$  的 0.6 倍以下时, 地面效应显著; 离地高度在  $(0.6D, 1.2D)$  区间内, 随着高度的增加, 地面效应越来越弱, 地面效应趋于平缓; 当  $H$  大于  $1.2D$  后, 旋翼升力的基本保持不变, 地面效应消失。

## 基金项目

国家自然科学基金资助项目(51666012)。

## 参考文献

- [1] 高正, 戴世增, 杨金川. 悬停旋翼地面效应研究[J]. 飞行力学, 1988(3): 20-26.
- [2] 董龙雷, 朱龙飞. 四旋翼飞行器的地面效应分析[C]//第八届中国 CAE 工程分析技术年会暨 2012 全国计算机辅助工程(CAE)技术与应用高级研讨会论文集, 2012.
- [3] 杨美, 杨韡, 杨志刚. 地效翼地面粘性效应风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 82-86.
- [4] 王岱峰, 代钦. 近自由表面对称翼型气动特性的实验研究[J]. 水动力学研究与进展, 2010, 25(5): 703-710.
- [5] 应成炯, 杨韡, 杨志刚. 地面效应下机翼失速数值模拟[J]. 飞行力学, 2010, 28(5): 9-12.
- [6] 杨晖. 地效飞机的发展和展望[J]. 飞行力学, 2001(1): 13-17.
- [7] 李明, 王玉成. 直升机动态地效空气动力学试验研究[J]. 直升机技术, 2008(3): 116-120.
- [8] 袁红刚. 直升机旋翼模型气动特性试验研究[D]: [硕士学位论文]. 北京: 国防科学技术大学, 2007.

### 知网检索的两种方式:

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>  
下拉列表框选择: [ISSN], 输入期刊 ISSN: 2330-474X, 即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>  
左侧“国际文献总库”进入, 输入文章标题, 即可查询

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: [jast@hanspub.org](mailto:jast@hanspub.org)