

直升机高原悬停地面效应的研究

田磊*, 刘国强, 李亮明

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 本文基于直升机飞行高原试验结果对不同海拔高度下直升机的地面效应进行了分析。通过对不同海拔高度、不同重量、不同离地高度下直升机悬停实验得到的 $C_t \sim M_k$ 曲线进行分析, 提出了适合高原环境下飞行试验的直升机地面效应函数模型。基于该模型给出了海拔高度对直升机地面效应影响的数值结果, 对后续直升机高原试飞有重要意义。

关键词: 直升机; 地面效应; 飞行试验; 悬停; 高原

中图分类号: V217+.31

文献标志码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 07-0039-05

地面效应是指飞行器在贴近地面或水面进行低空飞行时, 由于地面或水面的干扰, 使地面或水面与飞行器升力面之间的气流受到压缩, 从而增大了机翼升力并同时减少阻力的一种空气动力特性^[1]。就直升机而言, 当直升机在贴近地面悬停或低速前飞时由于其旋翼下洗气流由于受到地面的阻挡, 相当于在旋翼下方形成了一个“气垫”而无形中增大了旋翼拉力。因此, 在相同飞行重量下, 直升机在地效范围内的需用功率小于地效外。直升机因任务需要, 如执行运输、救护、吊装飞行时, 经常需要进行近地面飞行, 而地面效应的存在直接影响了直升机性能品质特性, 研究其规律作用对提升直升机使用性能有着实际的意义^[2]。

我国地域辽阔, 但地势复杂, 主要地形为高原和山地, 其中高海拔区域面积占近 1/3。而直升机在高原飞行中随机场海拔高度的不同, 在相同离地高度下, 大气密度及直升机旋翼桨盘载荷与平原相比有很大的改变。随海拔高度增高, 大气密度减小, 地面效应影响和其作用范围将会发生变化^[3]。而地面效应的误判对直升机性能品质的评估有着重大的影响, 但目前对高原环境下直升机地面效应的研究几乎没有。

本文通过直升机飞行试验实测得到不同重量、不同海拔高度下直升机悬停大气条件、旋翼转速、发动机扭矩等参数, 结合已有结论, 给出了不同海拔高度下旋翼拉力及功率系数的地面效应修正公式, 对直升机高原试飞有着重要意义。

1 地面效应理论分析

由于近地面旋翼气流的复杂性, 很难通过理论分析对地面效应进行具体的描述。目前, 国内外对地面效应的研究主要通过数值模拟仿真及飞行试验来完成。根据已有的研究表明, 随着旋翼离地高度的增加, 地效逐渐减小, 当旋翼离地高度大于等于旋翼直径时, 地面效应影响可以忽略。Chesseman 和 Bennett^[4]对地面效应的影响进行了简单的理论和试验分析, 并基于试验结果对地效范围内旋翼拉力的变化用式 (1) 表示:

$$\frac{T}{T_{\infty}} = \frac{1}{1 - \frac{1}{16} \left(\frac{R}{h_r} \right)^2} \quad (1)$$

Hayden^[5]根据直升机近地面悬停性能试验, 给出了地效对功率的影响系数, 忽略悬停时侧向诱导功率损失, 则地效范围内功率系数的变化可用式 (2) 表示:

$$\frac{M_K}{M_{K\infty}} = \frac{1}{0.9976 + 0.1175 \left(\frac{R}{h_r} \right)^2} \quad (2)$$

其他学者分别基于不同的影响因素, 通过仿真及实验对地面效应进行了进一步的研究与探索^[6]。这些研究已明确表明, 地面效应除了受旋翼离地高度的影响外, 还受直升机旋翼桨盘载荷和大气密度等其他条件的影响, 而这些因素与海拔高度息息相关。

收稿日期: 2016-05-23; 退修日期: 2016-05-31; 录用日期: 2015-06-03

* 通讯作者. Tel.: 13484472690 E-mail: 461413609@qq.com

引用格式: TIAN Lei, LIU Guoqiang, LI Liangming. Helicopter ground effect on plateau based on hover [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (07): 39-43. 田磊, 刘国强, 李亮明. 直升机高原悬停地面效应的研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (07): 39-43.

2 地面效应试飞研究

2.1 试飞方法及试验条件

为了获得不同海拔高度下直升机地面效应影响参数,分别选取不同高原机场进行直升机近地面自由悬停试验。试验以某型直升机为试验机,结合高原试飞,进行不同重量、不同高度组合时的悬停飞行试验,机场选择2000~4500m等海拔高度,涵盖我国大部分高原机场高度。悬停高度选择0~30m内6个试验点,确保试验条件覆盖了有地效悬停和无地效悬停。在每个高度试验点进行稳定悬停,得到悬停飞行试验的数据结果,包括不同悬停状态的直升机重量、离地高度、发动机扭矩、功率与旋翼转速等参数^[7]。

2.2 试飞结果及分析

由飞行试验得到不同离地高度 h_r 下直升机实际飞行重量 G (旋翼拉力)、大气密度 ρ 及功率 P ,并通过无量纲化得到其 $C_t \sim M_k$ 曲线^[8],如图1所示。 C_t 、 M_k 定义如下:

$$C_t = \frac{G}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2(R\Omega)^2} \quad (3)$$

$$M_k = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2(R\Omega)^3} \quad (4)$$

式中: R 为旋翼半径, Ω 为旋翼转速。

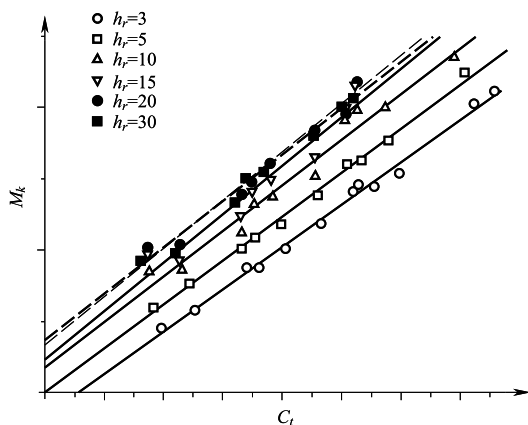


图1 直升机高原试飞 $C_t \sim M_k$ 曲线

Fig.1 The $C_t \sim M_k$ curve by helicopter plateau flight test

图1中通过 C_t 的选取可反映不同大气条件、飞行重量下直升机悬停状态试飞结果,结合不同离地高度 h_r 下对应拉力与功率的关系可量化地面效应的影响。在 $h_r=0\sim 10$ m高度范围内,相同拉力系数下,随离地高度的增加,所需功率明显改变,地面效应影响显著。在 $h_r=20\sim 30$ m时,其功率系数随离地高度改变基本不变,地效影响可以忽略。在

$h_r=10\sim 20$ m时,此范围属于地效内至地效外过渡区,由图1可以看出 C_t 较小时,相同拉力系数下其需用功率受地效影响较大。随着旋翼拉力系数的改变,其地效范围并不是一个恒定值,受旋翼运动参数、大气条件等多种因素的影响。

2.3 函数模型的选取及优化

为了进一步量化高原环境下地面效应的影响,选取式(1)、式(2)作为函数模型对数据进行拟合。考虑地面效应受环境影响的改变,可不失一般性的选取其系数为 A 、 B ,

分别选取等拉力系数的 $\frac{h_r}{R} \sim \frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}$ 曲线和等功率系数的

$\frac{h_r}{R} \sim \frac{T}{T_\infty}$ 曲线,即:

$$\frac{T}{T_\infty} = \frac{C_t}{C_{t\infty}} = \frac{1}{A_0 - B_0 \left(\frac{R}{h_r}\right)^2} \quad (5)$$

$$\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}} = \frac{M_k}{M_{k\infty}} = \frac{1}{A'_0 + B'_0 \left(\frac{R}{h_r}\right)^2} \quad (6)$$

其结果如图2、图3所示。由图中可以看出,该拟合函数模型与试飞数据差异较大,拟合精度较低,残差较大(见表1、表2),无法对试飞结果进行准确的描述。原函数模型的提出验证均是基于平原环境下进行的,并未考虑到外界环境变化对模型的影响。且随着海拔高度增加,外界环境改变,拉力系数、功率系数增大,拟合误差增大,说明该函数模型不适用于高原飞行数据的处理。基于原函数模型,结合地面效应变化的一般规律及高原环境的影响,可以提出以下2点对其进行合理优化。

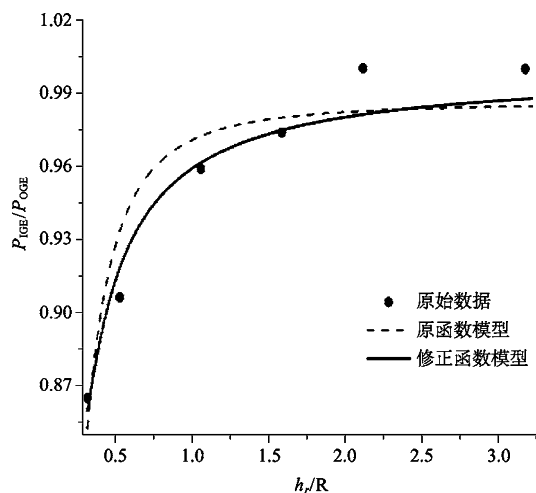


图2 地面效应功率变化曲线

Fig.2 The power curve with ground effect

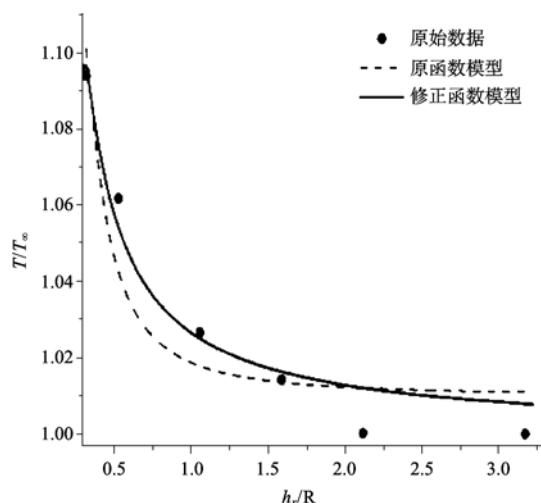


图3 地面效应拉力变化曲线
Fig.3 The tension curve with ground effect

(1) 理想旋翼离地高度为密度高度,与实际测量离地高度存在一定的差异,通过将 $\frac{R}{h_r} + c$ 代替原函数中 $\frac{R}{h_r}$ 对其进行修正。可得到式 (7)、式 (8)。

$$\frac{T}{T_{\infty}} = \frac{C_t}{C_{t\infty}} = \frac{1}{A_0 - B_0 \left(\frac{R}{h_r} + c \right)^2} \quad (7)$$

$$\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}} = \frac{M_K}{M_{K\infty}} = \frac{1}{A'_0 + B'_0 \left(\frac{R}{h_r} + c \right)^2} \quad (8)$$

(2) 当离地高度时 $h_r \gg R$ 时, $\frac{T}{T_{\infty}}$ 与 $\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}$ 趋近于 1, $\frac{R}{h_r}$

趋近于 0, 即式 (7)、式 (8) 中函数分母常数项 $A_0 - B_0 c^2$ 与 $A'_0 + B'_0 c^2$ 趋近于 1。式 (7)、式 (8) 化简可得式 (9)、式 (10) 函数模型:

$$\frac{T}{T_{\infty}} = \frac{C_t}{C_{t\infty}} = \frac{1}{1 - A \left(\frac{R}{h_r} \right) - B \left(\frac{R}{h_r} \right)^2} \quad (9)$$

$$\frac{P_{IGE}}{P_{OGE}} = \frac{M_K}{M_{K\infty}} = \frac{1}{1 + A' \left(\frac{R}{h_r} \right) + B' \left(\frac{R}{h_r} \right)^2} \quad (10)$$

图 2、图 3 分别为地面功率变化及拉力变化曲线,由图可以看出,在高度区域 ($h_r \leq 0.5R$),两种函数模型拟合曲线接近,与试飞数据结果具有很好的一致性。即在此高度区域,平原与高原地区地面效应变化规律基本一致。但在地效过渡区域 ($0.5R < h_r < 2R$) 及远离地效区域高度 ($h_r \geq 2R$),其拟合结果出现明显的差异,说明在此高度区域内高原环境对地面效应的影响显著,且明显改进后函数模型与实际试飞数据拟合结果更接近。不同拉力系数及不同功率系数函数拟合结果如表 1、表 2 所示,由表 1、表 2 的误差分析亦可以发现,在所有条件下,改进后函数模型的拟合精度均得到显著提高。

2.4 高原环境海拔高度变化对地面效应的影响

海拔高度的变化主要表征为对大气环境的改变,根据

表 1 等拉力系数下地面效应功率系数函数拟合结果及误差

Table 1 The fitting result and error of power coefficient function with ground effect in constant tension coefficient

拉力 系数	$\frac{1}{A'_0 + B'_0 \left(\frac{R}{h_r} \right)^2}$				$\frac{1}{1 + A' \left(\frac{R}{h_r} \right) + B' \left(\frac{R}{h_r} \right)^2}$			
	C_t	A'_0	B'_0	SSE	R^2	A'	B'	R^2
0.0150		1.014	0.01604	0.001562	0.8879	0.03812	0.004334	0.9516
0.0175		1.013	0.01608	0.001559	0.8949	0.03613	0.004929	0.9545
0.0200		1.013	0.01610	0.001560	0.8954	0.03486	0.005307	0.9522
0.0225		1.012	0.01612	0.00159	0.8939	0.03399	0.005568	0.9487
0.0250		1.012	0.01613	0.001629	0.8918	0.03335	0.005760	0.9451

表 2 等功率系数下对应地面效应拉力系数函数拟合结果及误差

Table 2 The fitting result and error of tension coefficient function with ground effect in constant power coefficient

功率 系数	$\frac{1}{A_0 - B_0 \left(\frac{R}{h_r} \right)^2}$				$\frac{1}{1 - A \left(\frac{R}{h_r} \right) - B \left(\frac{R}{h_r} \right)^2}$			
	M_K	A_0	B_0	SSE	R^2	A	B	R^2
0.00160		0.9899	0.008226	0.0008132	0.8856	0.02482	0.0010011	0.9596
0.00185		0.9896	0.008655	0.0008930	0.8875	0.02566	0.001178	0.9593
0.00210		0.9894	0.009012	0.0009755	0.8877	0.02637	0.001322	0.9582
0.00235		0.9892	0.009314	0.0010570	0.8871	0.02698	0.001442	0.9565
0.00260		0.9891	0.009572	0.0011360	0.8858	0.02751	0.001542	0.9543

直升机标准起飞重量及直升机额定功率,结合不同海拔高度对应的大气条件,通过改进后拟合函数模型可反映海拔高度对地面效应的影响。图4、图5给出了不同拉力系数下的 $\frac{h_r}{R} \sim \frac{P_{IGE}}{P_{OGE}}$ 曲线和不同功率系数下的 $\frac{h_r}{R} \sim \frac{T}{T_\infty}$ 曲线。由图4、图5可知,海拔高度变化影响地面效应,随海拔高度增大,拉力系数、功率系数增大,地面效应减弱,但高地效区域高度 ($h_r \leq 0.5R$) 及远离地效区域高度 ($h_r \geq 2R$) 地面效应曲线变化相对较小,地效过渡区域 ($0.5R < h_r < 2R$) 随海拔高度变化比较明显,说明海拔高度的变化主要影响过渡区域地面效应的变化。

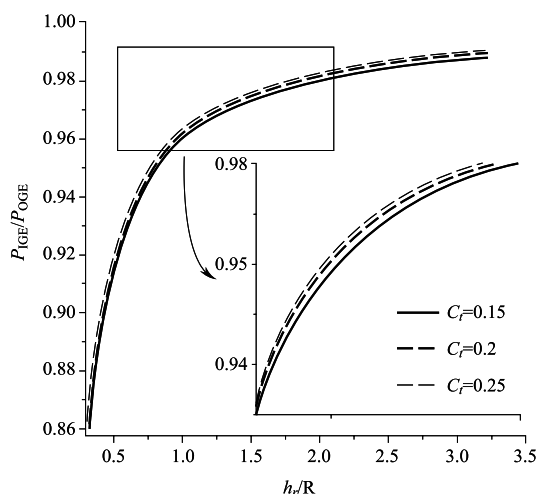


图4 不同拉力系数下地面效应功率变化曲线

Fig.4 The power curve with ground effect in different tension coefficient

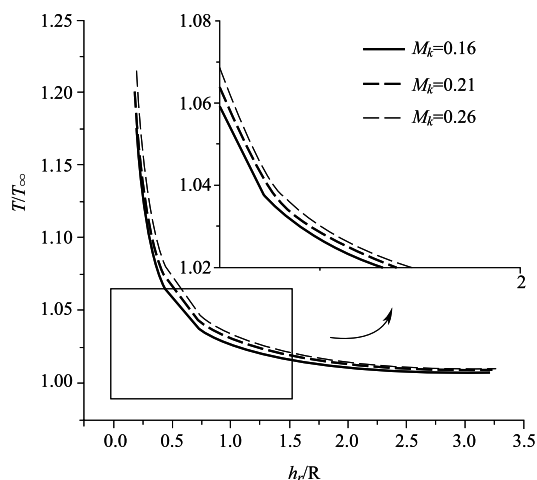


图5 不同功率系数下地面效应拉力变化曲线

Fig.5 The tension curve with ground effect in different power coefficient

3 结论

本文根据不同海拔高度下的悬停飞行试验数据,得到了直升机悬停的 $C_T \sim M_k$ 曲线。基于该曲线选取标准起飞重量和额定功率在不同海拔高度下对应的 C_T 和 M_k 值,对高原环境下地面效应的变化规律做了具体的分析,并得到了以下结论:

(1) 通过对等拉力系数及等功率系数下直升机悬停试验数据分析,得到高原环境下相关空气动力参数及地面效应模型参数。针对原地面效应函数模型的不足,提出了一种适合高原环境的修正函数,改进后的函数模型对高原试飞具有更高的拟合精度及更好的适应性。

(2) 由不同拉力系数及功率系数下的地效函数拟合结果可以看出,海拔高度变化对地面效应的影响存在,主要改变由高地效到无地效的过渡区域地面效应的变化规律。但在高地效区域高度 ($h_r \leq 0.5R$) 及远离地效区域高度 ($h_r \geq 2R$) 地面效应规律随海拔高度无显著变化。基于本文所提出函数模型拟合结果(表1、表2),可通过插值获取所需飞行条件下地面效应函数曲线,指导后续飞行试验。

AST

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册(第6册):气动设计[M].北京:航空工业出版社,2002.
Aircraft Design Manual editorial committee. Aircraft design manual (Volume 6): aerodynamic design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [2] 王适存.直升机空气动力学[M].北京:航空工业出版社,1985.
WANG Shicun. Helicopter aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1985. (in Chinese)
- [3] Wagtendonk W J. Principle of helicopter flight [M]. Washington: Aviation Supplies & Academics, 1992.
- [4] Chessemann I C, Bennett W E. The effect of the ground on a helicopter rotor in forward flight[R]. ARC R&M No.3021, 1995.
- [5] Hayden J S. The effect of the ground on helicopter hovering power require[C]//32nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, DC, 1976: 10-12.
- [6] Wayne J. Helicopter theory [M]. New Jersey: Princeton University, 1980.

- [7] 张西. 基于试飞的直升机悬停状态地面效应[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42 (2): 166-169.
ZHANG Xi. Helicopter hover ground effect based on flight test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42 (2): 166-169. (in Chinese)
- [8] 高正, 戴世增, 杨金川. 悬停旋翼地面效应研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1987: 20-26.
GAO Zheng, DAI Shizeng, YANG Jinchuan. An investigation of the ground effect on the rotors in hover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1987: 20-26. (in Chinese)

作者简介

田磊(1988—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 13484472690

E-mail: 461413609@qq.com

刘国强(1983—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 13649242366

李亮明(1988—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 15934898825

Helicopter Ground Effect on Plateau Based on Hover

TIAN Lei*, LIU Guoqiang, LI Liangming

China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Research on the helicopter ground effect at different altitude based on the result of helicopter flight test on plateau. Through the analysis of the $C_t \sim M_k$ curve, obtained by the flight test result for helicopter hovering with the different altitudes, weights and height above the ground, proposed the helicopter ground effect function model suitable for high altitude flight test. Based on this model, the numerical result was given the influence of the altitude of the helicopter ground effect. It is important for the follow-up helicopter plateau flight test.

Key Words: helicopter; ground effect; flight test; hover; plateau

Received: 2016-05-23; Revised: 2016-05-31; Accepted: 2015-06-03

*Corresponding author. Tel.: 13484472690 E-mail: 461413609@qq.com