

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.012

# 一种适用于直升机概念设计的飞行力学分析方法

桂敬冉 陈仁良 李攀 孔卫红

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

**摘要:**为提高直升机概念设计阶段飞行性能计算的准确度,提出一种适用于直升机概念设计阶段的飞行力学分析方法。该方法在直升机配平计算开始之前,预先设定不同飞行状态下机身姿态角的数值,在配平计算过程中把平尾纵向位置和尾桨垂向位置当作未知量,通过调节平尾纵向位置及尾桨垂向位置,使机身姿态与该给定的机身姿态角相等。采用这种方法,当改变总体参数时,可忽略机身姿态改变对飞行性能造成的影响,从而可以分析直升机总体设计参数对飞行性能的影响,并对总体参数进行优化以满足设计技术要求。

**关键词:**直升机;概念设计;飞行力学分析方法;配平;飞行性能;参数分析

**中图分类号:** V212.4

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2015)02-0259-07

## Analytical Method of Helicopter Flight Dynamics Suitable for Conceptual Design

Gui Jingran, Chen Renliang, Li Pan, Kong Weihong

(State Key Laboratory of Helicopter Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of  
Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** To improve the accuracy of helicopter performance calculation in conceptual design phase, an analytical method of helicopter flight dynamics is proposed for conceptual design. In the method, the attitude angle of fuselage is set before trim, and in the trim process the attitude angle is set to be equal to the set value by changing the lengthwise position of the horizontal tail and the vertical position of the tail rotor. So when the overall design parameters vary, the effect of fuselage attitude change on the flight performance can be ignored, thus analyzing the influence of the overall design parameters on the flight performance and optimizing the overall design parameters in the conceptual phase.

**Key words:** helicopter; conceptual design; analytical method of flight dynamics; trim; flight performance; parameter analysis

直升机概念设计的主要任务是根据直升机的设计要求,选择总体参数以及气动布局参数,确定满足设计要求的初步方案,为初步设计提供初始方案,是从无到有的设计过程。因此在概念设计阶段要慎重地进行参数选择,直升机设计参数的依据是设计技术要求,为了正确选择参数首先必须清楚直升机设计参数与飞行性能之间的关系、影响规

律<sup>[1]</sup>。

直升机的飞行性能是概念设计阶段参数选择的重要依据,而直升机飞行性能计算,需用功率的计算是关键。国内外直升机设计中,功率计算方法是基于简化的滑流理论、叶素理论公式,仅考虑总体参数对飞行性能的影响,采用诱导速度均匀分布的假设,并引入若干修正系数来修正型阻功率及诱

基金项目:航空科学基金(20135752056)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:陈仁良,男,教授,博士生导师,E-mail:crlae@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

导功率<sup>[2-4]</sup>。文献[5,6]将性能计算模型由传统模型替换为基于配平计算的性能计算模型,提高了性能计算的精确程度。一般意义上的配平计算是给定直升机设计参数及飞行状态信息,求取直升机稳定飞行所需的操纵量和机身姿态角。但在概念设计阶段,设计参数都不是确定的,尤其是气动布局参数可能会因为改变了机身姿态而对飞行性能造成明显的影响。但在总体设计后期,这些都是可以通过调节气动布局参数而避免的,所以这些参数都不是影响飞行性能的主要因素。

为了研究主要设计参数对飞行性能的影响,文中提出了一种适用于直升机概念设计的飞行力学分析方法,假定在特定的飞行状态下,直升机的机身姿态都是满足一定规律的,即在稳态飞行中,通过调节平尾纵向位置及尾桨垂向位置使机身姿态保持在某一角度,进行相应的平衡计算可以得到旋翼及尾桨的需用功率。通过这种直升机飞行力学分析方法,可以给出主要设计参数的改变对飞行性能的影响规律,优化总体参数选择,以满足设计技术要求。

## 1 直升机飞行力学建模

根据直升机概念设计阶段的特点,建立直升机飞行动力学数学模型<sup>[7]</sup>。

### 1.1 旋翼气动力模型

旋翼是直升机的主要升力面,在总体参数选择中初步确定了直升机的旋翼半径、旋翼实度以及桨尖速度,为了更加完整描述旋翼的气动特性,选择合适的方法确定桨叶翼型、桨叶片数、桨叶绕挥舞铰的质量静矩、桨叶绕挥舞铰的质量惯矩、挥舞铰偏置量、桨叶负扭以及旋翼轴前倾角等。

本文旋翼模型以叶素理论为基础,采用等环面积方法来划分桨叶微段,采用动态入流模型计算桨盘处的诱导速度。

#### (1) 桨叶挥舞运动模型

桨叶的挥舞运动是作用在桨叶上的气动力矩、离心力矩、惯性力矩等多种载荷共同作用的结果,可以得到桨叶的挥舞方程如下<sup>[8]</sup>:

如果将挥舞运动写成傅立叶变换形式,并只取一阶谐波量,即将挥舞角写成

$$\beta = a_0 - a_1 \cos\psi - b_1 \sin\psi \quad (1)$$

式中: $a_0$ 为旋翼锥度角; $a_1$ 为挥舞后倒角; $b_1$ 为挥舞侧倒角。

稳态飞行时,可以把挥舞运动方程写成

$$\ddot{\beta} + p^2\beta = M_T \quad (2)$$

式中: $M_T$ 为桨叶气动力对挥舞铰的力矩; $p = 1 + \frac{K_1}{I_\beta \Omega^2} + \frac{eM_\beta}{I_\beta} + \frac{K_1\gamma}{8}(1 - \frac{4}{3}e)$ ,其中 $K_1$ 为挥舞调节系数, $\gamma$ 为桨叶的洛克数, $M_\beta$ 为桨叶的惯性力矩, $I_\beta$ 为桨叶绕挥舞铰的惯性矩, $e$ 为挥舞铰偏置量。采用桨尖平面假设,式(2)可以描述为

$$\ddot{\mathbf{a}} + \tilde{\mathbf{D}}\dot{\mathbf{a}} + \tilde{\mathbf{K}}\mathbf{a} = \tilde{\mathbf{f}} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{a}$ 为向量 $[a_0, a_1, b_1]^T$ ;  $\tilde{\mathbf{D}}, \tilde{\mathbf{K}}$ 均为 $3 \times 3$ 的系数矩阵; $\tilde{\mathbf{f}} = [f_1, f_2, f_3]^T$ ,为3维的系数列向量。因为本文主要考虑直升机在稳定飞行时情况,可仅考虑准定常挥舞部分,即不考虑上式中的 $\ddot{\mathbf{a}}$ 和 $\dot{\mathbf{a}}$ ,则可以直接得到

$$\mathbf{a} = \tilde{\mathbf{K}}^{-1} \cdot \tilde{\mathbf{f}} \quad (4)$$

#### (2) 动态非均匀入流模型

在直升机飞行动力学建模与分析中,比较常用的动态入流是Pitt和Peter的一阶谐波入流模型,该模型将诱导入流表示为桨叶径向位置 $r$ 和方位角 $\psi$ 的函数<sup>[9]</sup>

$$v_i = v_0 + v_r r \cdot \cos\psi + v_s r \cdot \sin\psi \quad (5)$$

并且在风轴系中, $v_0, v_s, v_c$ 满足如下关系

$$\frac{1}{\Omega} \boldsymbol{\tau} \begin{bmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{v}_s \\ \dot{v}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_0 \\ v_s \\ v_c \end{bmatrix} = \mathbf{L} \begin{bmatrix} C_T \\ C'_L \\ C'_M \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\tau}, \mathbf{L}$ 为 $3 \times 3$ 的系数矩阵; $C_T, C'_L, C'_M$ 为风轴系下拉力系数、滚转力矩参数和俯仰力矩系数。

在稳定飞行状态,诱导入流不随时间变化,可简化为如下形式

$$\begin{bmatrix} v_0 \\ v_s \\ v_c \end{bmatrix} = \mathbf{L} \begin{bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{bmatrix} \quad (7)$$

#### (3) 旋翼气动力

将叶素气动力沿径向累加,并沿周向累加求平均值,乘以桨叶片数,可以得到旋翼的气动力及气动力矩。

### 1.2 尾桨气动力模型

尾桨拉力对直升机的航向配平和操纵起决定性作用,对于侧倾状态和侧向配平也有重要影响,在本文中首先根据文献[10]中给出的方法,选定尾桨设计参数。在本文中设定尾桨的垂向位置是可调节的,在配平计算中,调节尾桨的垂向位置使机身侧倾姿态保持在某一角度。

尾桨气动力的计算过程与旋翼类似,区别是尾桨只考虑挥舞锥度角,尾桨拉力和反扭矩的影响。

### 1.3 机身气动力模型

机身的相对气流环境及气动载荷计算复杂,至

今尚没有通用的计算模型,一般通过风洞试验得到。在概念设计阶段,可先不考虑作用在机身上的侧向力及各方向气动力矩,仅考虑作用在机身上的阻力和升力。机身零迎角时废阻面积通过统计的方法估算,废阻面积随机身迎角的变化趋势可参考具有相似机身外形的吹风数据得到。机身升力则仅考虑旋翼对机身下洗造成的增重效应。则机身气动力和力矩可表示为

$$\begin{bmatrix} F_{X,F} \\ F_{Y,F} \\ F_{Z,F} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{BA} \cdot \begin{bmatrix} C_D q_F \\ 0 \\ C_L q_F \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} M_{X,F} \\ M_{Y,F} \\ M_{Z,F} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $C_D, C_L$  分别为机身的阻力、升力系数; $q_F$  为机身处动压; $\mathbf{T}_{BA}$  为风轴系到体轴系的转换矩阵。

### 1.4 平尾气动力模型

平尾对直升机的俯仰姿态和俯仰稳定性起重要的作用,概念设计过程中,初步选定了平尾的设计参数,把平尾的纵向位置设为可调节的,在配平计算中调节平尾的纵向位置使机身俯仰姿态保持在某一角度。

平尾产生的升力为

$$L_H = -C_{Ly} \cdot S_H \cdot q_H \quad (10)$$

气动阻力为

$$D_H = -C_{Dy} \cdot S_H \cdot q_H \quad (11)$$

式中: $S_H$  为平尾的有效面积; $C_{Ly}, C_{Dy}$  分别为平尾的升力系数和阻力系数,为攻角和侧滑角的函数,一般由风洞试验获得; $q_H$  为平尾处动压。

### 1.5 垂尾气动力模型

垂尾升力是直升机的侧向力,对航向配平和航向稳定性起重要作用。

垂尾的升力为

$$L_V = C_{Lv} S_V q_V \quad (12)$$

阻力为

$$D_V = C_{Dv} S_V q_V \quad (13)$$

式中: $S_V$  为垂尾的面积; $C_{Lv}, C_{Dv}$  分别为垂尾的升力系数和阻力系数。

## 2 适用于概念设计的配平计算方法

一般而言,直升机的配平计算就是根据定常飞行的条件,如直升机上的作用力和力矩的平衡条件等,采用适当的数学方法将微分方程表示的直升机运动方程转换为代数方程,进而求解给定定常飞行状态下的驾驶员操纵输入和飞行姿态等未知量,如

图 1 所示<sup>[11]</sup>。

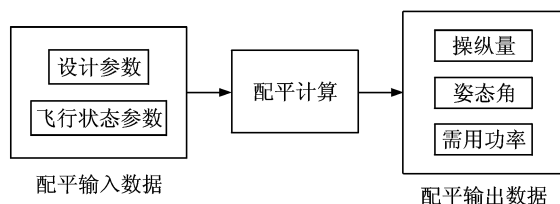


图 1 常规配平计算输入输出

Fig. 1 Input and output of general trim calculation

本文提出了一种适用于概念设计阶段的直升机配平计算方法,如图 2 所示,配平开始之前给定不同飞行状态的机身姿态角的数值,在配平过程中使机身姿态与该提前给定的机身姿态角的数值相等,把平尾纵向位置和尾桨垂向位置当做未知量,通过求解非线性方程组求得平尾纵向位置及尾桨垂向位置。这样当改变总体参数时,可忽略机身姿态改变对飞行性能造成的影响,从而给出合理的总体设计参数对飞行性能的影响分析。

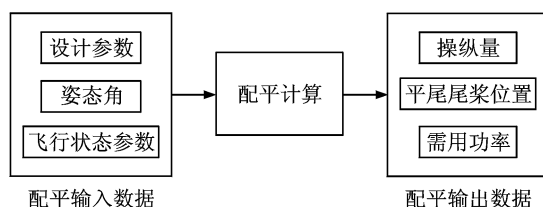


图 2 适用于概念设计的配平计算输入输出

Fig. 2 Input and output of trim calculation suitable for conceptual design

在推导了直升机各气动面力和力矩之后,建立了非线性方程组。本文使用修正的鲍威尔法来求解该方程组,最终求得直升机旋翼总距  $\theta_0$ 、横向周期变距  $A_1$ 、纵向周期变距  $B_1$ 、尾桨总距  $\theta_T$ 、尾桨垂向位置、平尾纵向位置以及挥舞系数  $a_0, a_{1s}, b_{1s}$  和诱导速度系数  $v_0, v_s, v_c$ , 此时旋翼及尾桨的需用功率也相应地可以得到。常规配平计算及本文提出的适用于概念设计的配平计算结果见图 3~6, 图 3 中使用本文配平计算方法时,机身姿态提前给定,该姿态角通过对常规配平姿态角的多项式拟合得到。通过两种配平计算结果的对比可以看出,在本文提出的配平计算中,平尾纵向位置和尾桨垂向位置为使机身姿态保持在预先设定的值上,在其设计位置的附近变动,两种配平方法的操纵量及旋翼需用功率能够较好地吻合,因此本文提出的飞行力学分析方法可用于直升机概念设计阶段飞行性能计算。

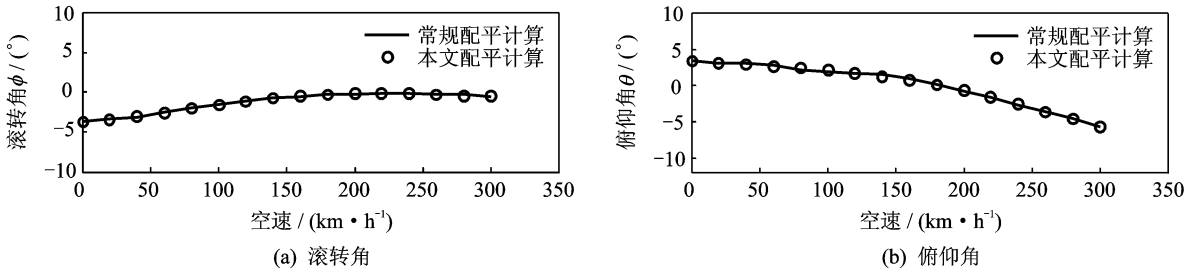


图3 机身姿态角随前飞速度的变化趋势

Fig. 3 Attitude angles of fuselage varying with forward speed

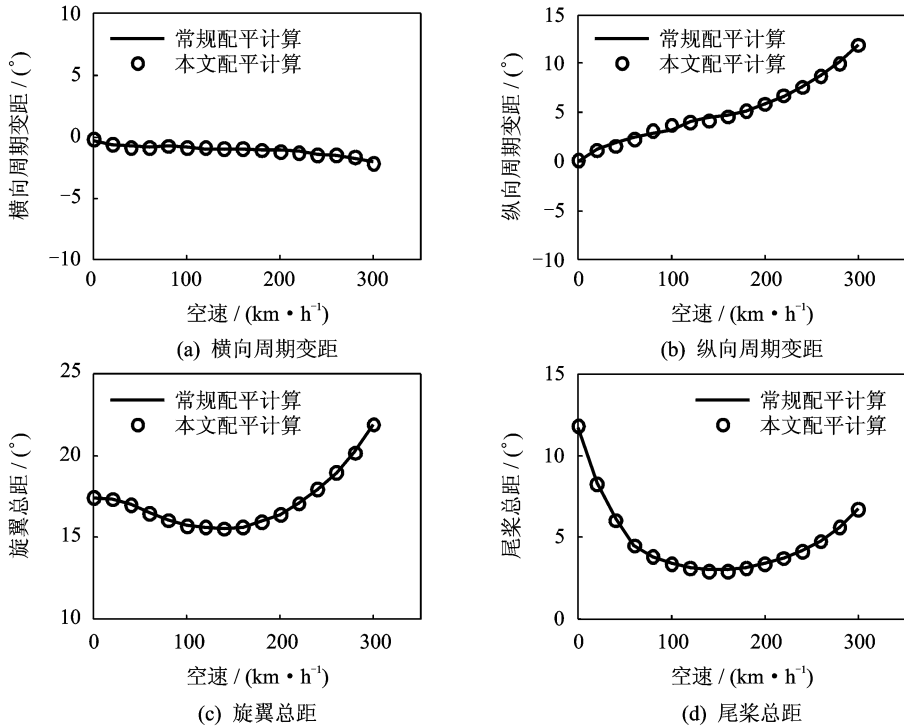


图4 操纵量随前飞速度的变化趋势

Fig. 4 Manipulated variables changing with forward speed

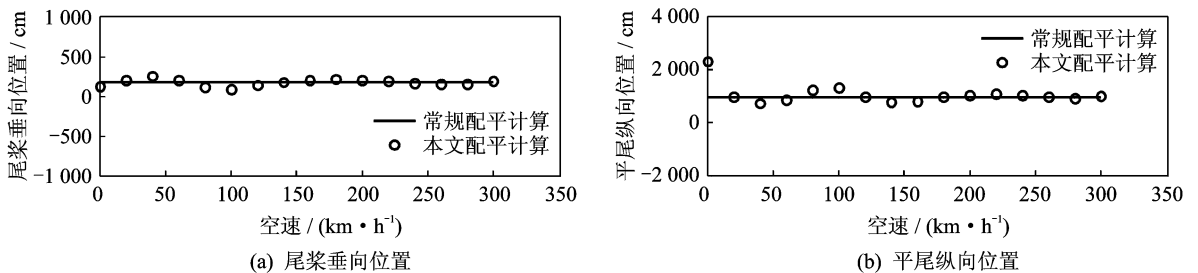


图5 平尾纵向位置及尾桨垂向位置随前飞速度的变化趋势

Fig. 5 Lengthwise position of horizontal tail and vertical position of tail rotor varying with forward speed

### 3 设计参数对飞行性能的影响分析

飞行性能分析计算流程如图7所示。首先将总体参数、布局参数、旋翼数据输入飞行力学数理模型,完成飞行力学建模,并进行配平计算,得到直升机全机需用功率、桨尖马赫数以及后行桨叶迎

角,然后根据发动机特性数据、燃油量计算出基本飞行性能<sup>[11]</sup>。

由于飞行力学模型中考虑了桨叶反流区对升力的影响、压缩性以及失速对翼型型阻的影响及机身姿态角对废阻的影响等,那么在计算飞行性能时只需要考虑配平输出的需用功率即可,根据需用功

率及发动机可用功率,通过迭代可方便地计算出最大前飞速度、无地效悬停升限、有地效悬停升限、使

用升限、最大斜爬升率、最大垂直爬升率及最大航程等<sup>[12]</sup>。

影响直升机飞行性能的主要设计参数有桨盘载荷、桨尖速度及旋翼实度等。为了在直升机概念设计阶段准确选择总体参数,必须要清楚直升机的总体参数与直升机飞行性能的关系及影响规律。

为研究主要设计参数对飞行性能的影响程度,对于初步选定的概念设计方案,每次使一个总体参数在其设计上下限之间变动而保持其他总体参数不变,利用本文提出的飞行力学分析方法计算相应的飞行性能,可分析该设计参数对飞行性能的影响趋势变化。设计参数对飞行性能的影响趋势变化如图 8~10 所示。

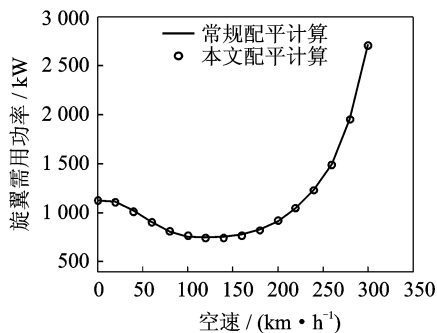


图 6 旋翼需用功率随前飞速度的变化趋势  
Fig. 6 Power required by main rotor varying with forward speed

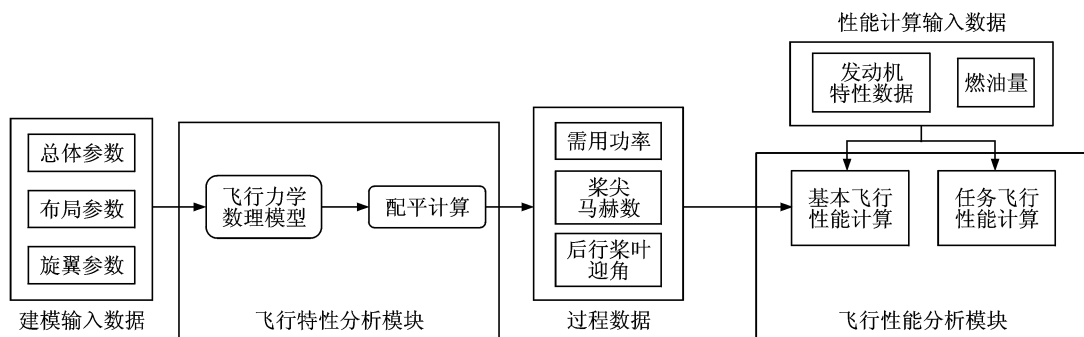


图 7 飞行性能计算流程  
Fig. 7 Calculation process of flight performance

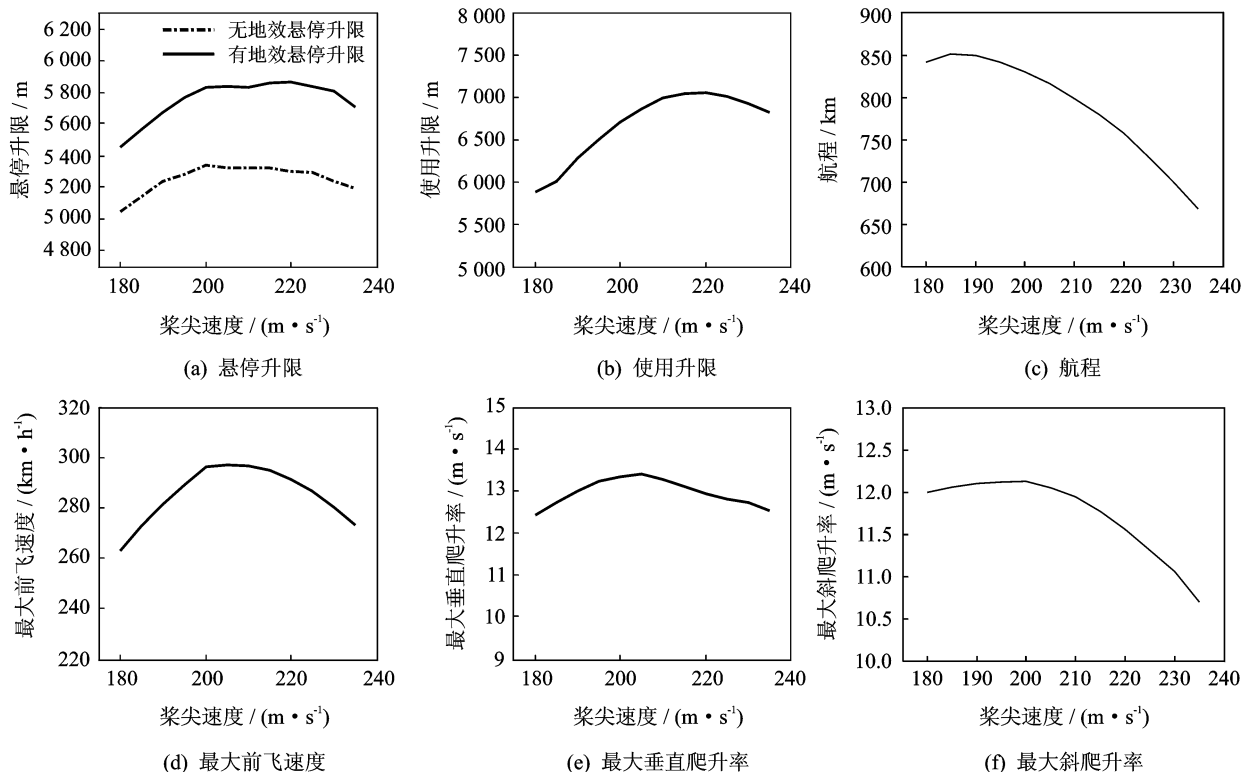


图 8 旋翼桨尖速度对直升机飞行性能的影响趋势

Fig. 8 Influence of rotor blade tip speed on helicopter flight performance

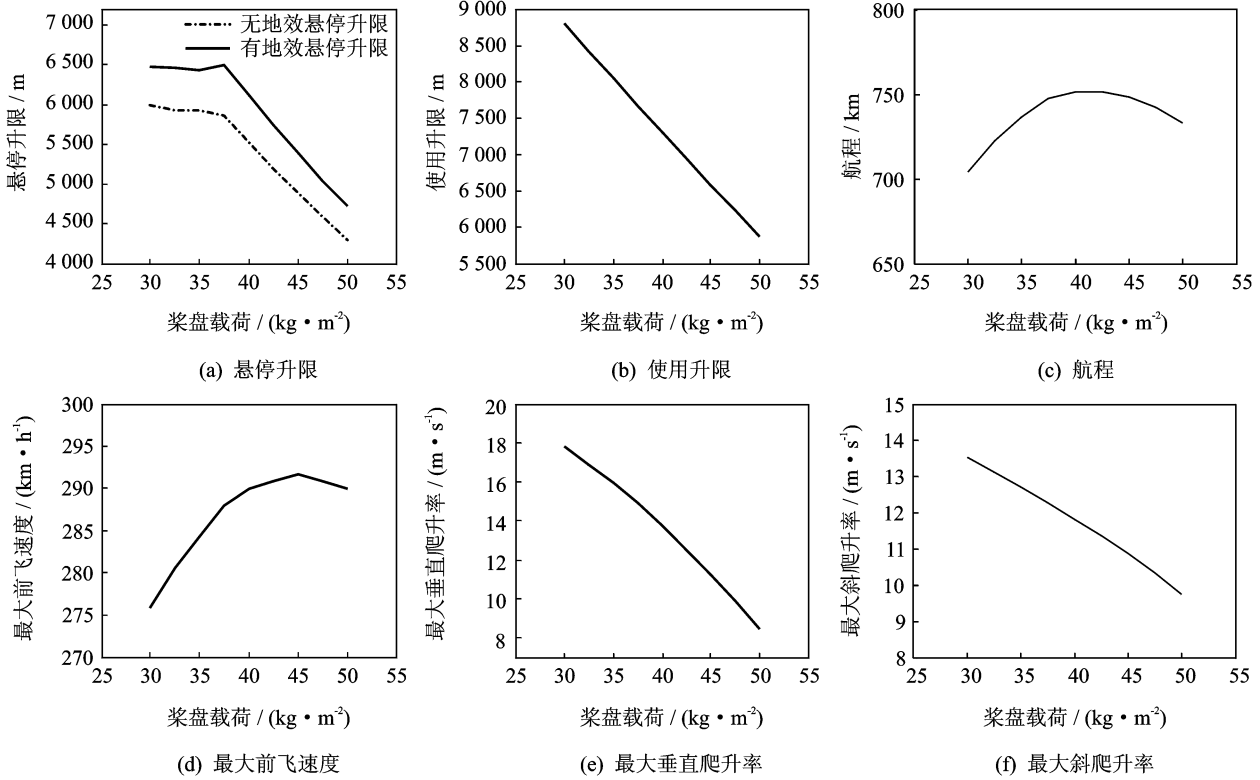


图9 桨盘载荷对直升机飞行性能的影响趋势

Fig. 9 Influence of disc loading on helicopter flight performance

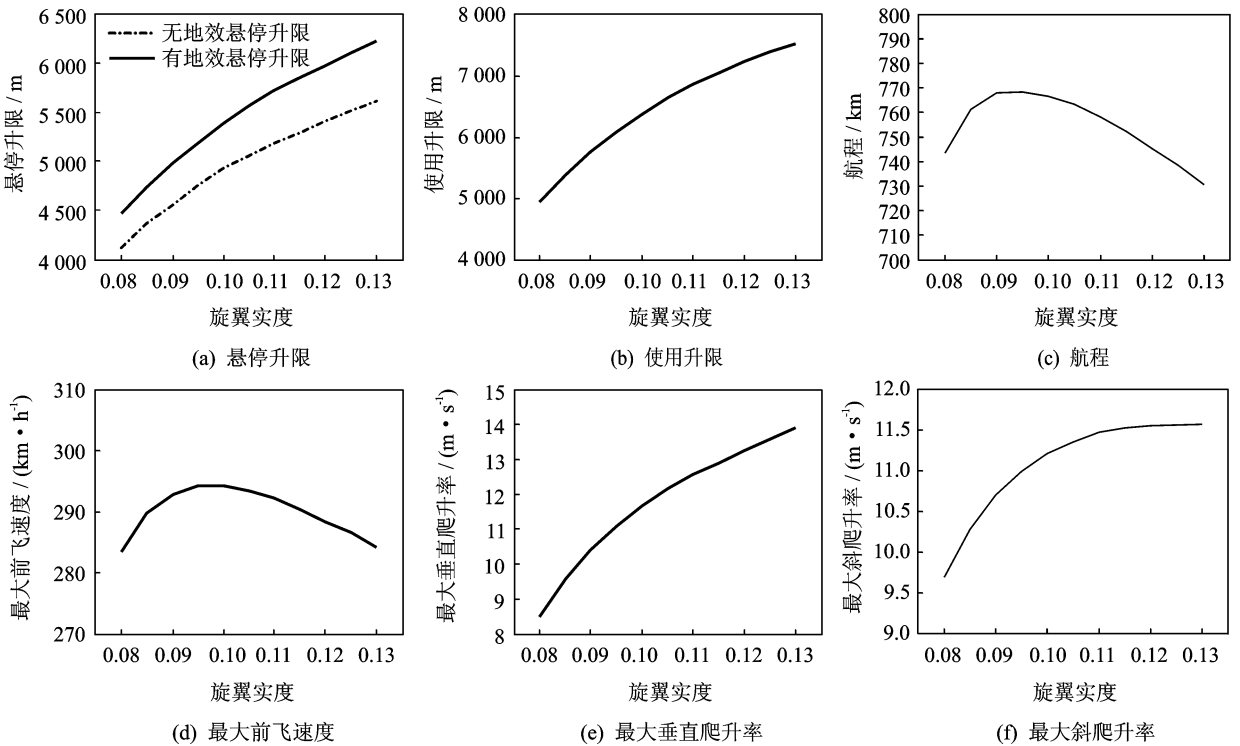


图10 旋翼实度对直升机飞行性能的影响趋势

Fig. 10 Influence of rotor solidity on helicopter flight performance

由图8可知,随着旋翼桨尖速度的增加,悬停升限、使用升限、最大前飞速度及最大垂直爬升率

先增加后逐渐减小,这是因为在高速或高度较高时,旋翼桨叶会出现气流分离,桨尖速度增加可以

延缓气流分离,但此时桨叶型阻功率增加,也就增加了直升机总的需用功率,因此会出现先增加后减小的变化趋势。由图9可知,随着桨盘载荷的增加,悬停升限、使用升限、最大斜爬升率及垂直爬升率都有较大的下降,这是因为桨盘载荷越大诱导功率就越大,而直升机在低速度时诱导功率占较大的比重,因此桨盘载荷对直升机悬停升限、使用升限、最大斜爬升率及垂直爬升率有较大的影响。由图10可知,随着旋翼实度增加,悬停升限、使用升限、最大斜爬升率及最大垂直爬升率逐渐增加,这是因为本文所设计的直升机为高原武装型直升机,悬停升限及使用升限均较高,增加旋翼实度可延缓气流分离,在飞行高度较低时会出现悬停升限及使用升限随旋翼实度先增加后减小的变化趋势,因为高度较低时,旋翼实度增加到一定值后就不会出现气流分离,而随着实度的增加,旋翼型阻功率增加,因此会使悬停升限及使用升限下降。而最大前飞速度及最大航程则是先增加后减小,因为在实度较小时,在高速度时,旋翼后行桨叶会出现气流分离,实度增加可以延缓气流分离,因此可以使最大前飞速度及航程在开始时逐渐增加,而随着实度的增加,在高速度时,旋翼型阻功率增加较快,因此可以使最大前飞速度及最大航程先增加后减小。

通过这种飞行力学分析方法给出了主要设计参数的改变对飞行性能的影响规律,可以用于概念设计参数的选择与修正。

## 4 结 论

(1)根据概念设计阶段的特点,建立直升机飞行力学数学模型,提出了适用于直升机概念设计的飞行力学分析方法,事先给定不同飞行状态机身姿态角的数值,在配平过程中,使机身姿态与该机身姿态角的数值相等,通过求解非线性方程组求得平尾纵向位置及尾桨垂向位置、操纵量及需要功率等。由于事先给定机身姿态角,在计算飞行性能时可以忽略机身姿态变化对飞行性能的影响。

(2)根据提出的飞行力学分析方法,建立基于飞行力学模型的飞行性能计算流程并分析设计参数对飞行性能的影响,分析结果可用于概念设计阶段参数的选择与修正。

### 参考文献:

[1] 张呈林,郭才根.直升机总体设计[M].北京:国防工

业出版社,2006.

- [2] Davis S J, Rosenstein H, Stanzione K A, et al. User's manual for HESCOMP, The helicopter sizing and performance computer program[M]. Second Revision. [S. l.]: Boeing Vertol Company, 1979.
- [3] 孙伟.直升机总体优化设计技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.  
Sun Wei. Research on helicopter overall optimization design technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [4] 彭名华.直升机总体多学科设计优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2009.  
Peng Minghua. Research on helicopter conceptual/preliminary multidisciplinary design optimization [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [5] Laxman V, Lim J H, Shin S J, et al. Power and trim estimation for helicopter sizing and performance analysis[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2011,12(2):156-162.
- [6] Lim Jaehoon, Shin Sangjoon. Modularization and formula upgrade for a rotorcraft preliminary design framework [C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California; American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2009: AIAA 2009-2207.
- [7] Frederick D K. Formulation and validation of high-order mathematical model of helicopter flight dynamics[D]. Maryland: The University of Maryland, 1991.
- [8] Talbot P D, Tinling B E, William A D. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation[R]. NASA Technical Memorandum 84281. California; Ames Research Center, 1982.
- [9] Peter D A, Ha Q. Dynamic inflow for practical application[J]. Journal of American Helicopter Society, 1988(33):64-68.
- [10] 贾伟力.直升机概念设计方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.  
Jia Weili. Research on method of helicopter conceptual design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [11] 高正,陈仁良.直升机飞行动力学[M].北京:科学出版社,2003.
- [12] 直升机飞行性能计算方法手册编写组.直升机飞行性能计算方法手册[M].北京:航空工业出版社,1996.