

一种直升机总体概念设计方法

贾伟力 陈仁良

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:使用分析以及统计的方法, 针对单旋翼带尾桨构型直升机提出了一种直升机总体概念设计的方法。首先根据直升机的主要设计要求, 确定直升机总质量、发动机需用功率、旋翼半径、桨叶实度、废阻面积以及桨尖速度等总体参数。然后通过对直升机气动布局参数的统计与归纳, 初步确定直升机的气动布局参数, 利用这些参数对直升机总质量重新估算, 经反复迭代后得到一组可以进行飞行性能以及操稳性计算的概念设计参数。

关键词:概念设计; 总体参数; 气动布局

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0289-07

Conceptual Design Method for Helicopter with Main and Tail Rotors

Jia Weili, Chen Renliang

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: An approach of conceptual design is developed for helicopter with main and tail rotors. Firstly, the critical parameters, such as gross weight, required engine power, drag area as well as radius, tip speed, and solidity of main rotor, are determined according to the design requirements. Based on statistical and analytical methods, a set of parameters of aerodynamic configuration for conception design is presented, and the gross weight is renewed by weight trends functions. Finally, a set of parameters is presented to check the helicopter performance as well as trim stability and control.

Key words: conceptual design; general parameters; aerodynamic configuration

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。为总体方案的初步设计提供初始方案。

国外在直升机概念设计已积累了很多经验和方法, 从初期的直升机概念设计方法软件 HESCOMP 发展到 VASCOMP 设计软件以及 GT-PDP, 这些软件和方法主要采用综合法进行直升机概念设计。近期国外概念设计方法已经发展到集成飞行品质、飞行性能、质量估算等方面的多学科优化设计^[1-6], 目前国内直升机概念设计方法为原准机法^[7-8], 即以国外成熟型号为原准机, 在此基础上适当修改, 原准机法已用于我国各种直升机型号的改进、改型。但原准机法也有其局限性, 如果没有合

适的原准机, 直升机的总体初步设计方案会受到制约^[9]。彭名华、张呈林提出并建立了直升机总体多学科优化设计, 其中概念设计部分基于统计方法的直升机总体参数选择方法, 弱化了原准机在概念设计中的作用, 但是并未将总体参数与设计要求很好地联系起来^[10-11]。

本文提出了一种直升机概念设计总体设计方法, 该方法根据直升机的主要设计要求来确定总体参数, 通过统计与归纳和逐步逼近选择气动布局参数, 形成直升机概念设计方案的初步设计参数, 为操稳计算提供初始参数。

1 直升机设计技术要求

直升机设计技术要求是研制直升机的依据和出发

点,它是根据对军用或者民用市场进行广泛调研和分析,并在当前研制水平的基础上结合长远发展需要而制定的。其主要内容有:直升机的任务使命和用途、主要装载情况、主要飞行性能、典型任务剖面以及一些其他要求。在概念设计阶段,涉及的主要设计要求包括:

- (1)任务载荷;
- (2)航程;
- (3)悬停升限;
- (4)最大前飞速度;
- (5)最大机动过载系数。

本文主要参考黑鹰直升机制定设计要求,目的是将本文的总体概念设计方案与黑鹰对比来验证本文所述方法的可行性,并非将黑鹰作为原准机。以下是本文的主要设计要求:

- (1)任务载荷:11名全副武装士兵;
- (2)航程:600 km;
- (3)无地效悬停升限:15 °C下 3 000 m;
- (4)最大平飞速度:290 km/h;
- (5)最大机动过载系数:2.5。

2 直升机总体参数的选择

直升机总体参数包括:发动机功率、旋翼半径、桨尖速度、旋翼实度以及直升机总质量,另外还需要确定燃油质量以及估算直升机阻力面积等与飞行性能密切相关的参数。这些总体参数决定了直升机的飞行性能,本文通过分析部分飞行性能要求来估算直升机总体参数,在总体参数确定后,再验证其他飞行性能要求如垂直爬升速度、前飞爬升速度以及续航时间等。具体总体参数估算流程如图1所示。

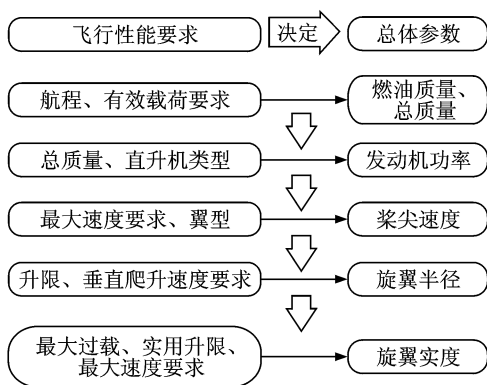


图1 总体参数估算流程图

2.1 燃油质量及总质量的估算

直升机起飞总质量 M_0 由直升机空载质量 M_e 、任务载荷 M_{MR} 、乘员及装备质量 M_{Crew} 和燃油

质量 M_{fuel} 组成

$$M_0 = M_{fuel} + M_{MR} + M_{Crew} + M_e \quad (1)$$

直升机的质量效率 k 和平均单位总质量千米耗油率 E 定义如下

$$k = \frac{M_{fuel} + M_{MR} + M_{Crew}}{M_0} \quad (2)$$

$$E = \frac{M_{fuel}}{M_0 L} \quad (3)$$

根据任务载荷 M_{MR} 、乘员质量 M_{Crew} 以及航程 L ,可以估算出燃油质量以及直升机总质量

$$M_{fuel} = \frac{M_{MR} + M_{Crew}}{k/(EL) - 1} \quad (4)$$

$$M_0 = \frac{M_{MR} + M_{Crew}}{k - EL} \quad (5)$$

这里取质量效率 $k=0.37$,单位总质量千米耗油率 $E=0.000\ 23$;任务载荷为11名全副武装的士兵,每名士兵110 kg,共计1 210 kg,加上乘员及装备质量,有效载荷取为1 600 kg;航程 $L=600$ km。根据式(4,5)可以得到:燃油质量 $M_{fuel}=952$ kg;总质量 $M_0=6\ 897$ kg。

2.2 发动机的选择

初步选择时,参照具有相似性能要求的机型选择合适的功重比并估算发动机功率。武装直升机功质比接近或超过 0.37 kW/kg,运输直升机功质比在 0.3 kW/kg 左右。在有多个发动机以供选择的情况下,综合考虑发动机的高度特性、发动机质量以及巡航速度所对应功率耗油率进行选择。

本文取功质比 0.32 kW/kg,由此可得发动机功率为 $2\ 207$ kW。

2.3 桨尖速度的确定

桨尖速度 ΩR 的选择主要受到以下因素的影响:

- (1)过大或者过小的 ΩR 均会使得型阻功率增加;
- (2) ΩR 的最大值受到噪声以及前行桨叶激波限制;
- (3) ΩR 最小值受到桨叶动能储备以及后行桨叶失速限制。

从质量方面看,在同样的半径下,桨尖速度越大,主减的传动比越小,因而主减的质量越小。在飞行速度要求较大时,桨尖速度 ΩR 按前行桨叶激波限制来确定

$$\Omega R \leq Ma_{rx} a_s - V_{max} \quad (6)$$

式中 Ma_{rx} 为前行桨叶桨尖不出现激波的最大马赫数,对中等厚度的一般翼型,容许马赫数为 0.8 左右,而对于较小厚度的翼型,容许马赫数可以提高

到 0.9 左右^[12]。

本文容许马赫数取 0.9,最大前飞速度为 290 km/h,因而桨尖速度取为 $\Omega R=225$ m/s。

2.4 旋翼半径的确定

在有/无地效悬停时,旋翼的需用功率主要由诱导功率构成

$$P_i = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^3 \pi R^2 J C_T \bar{v}_i = \frac{1}{4} \rho (\Omega R)^3 \pi R^2 C_T^{3/2} \frac{J}{\sqrt{k}} = \eta P \quad (7)$$

$$R = \frac{T^{1.5} J}{\sqrt{2 \rho \pi k} \eta P} \quad (8)$$

式中: η 为该状态下悬停效率, P 为该状态下发动机可用功率, J 为诱导功率修正系数, k 为叶端损失系数。

本文要求所设计的直升机能够在 15 °C 条件下在 3 000 m 高度悬停,查得该高度下发动机可用功率 $P=1\ 633$ kW,取 $\eta=0.72$, $J=1.05$, $k=0.92$,计算得到 $R=7.23$ m。

2.5 旋翼实度的确定

旋翼实度主要由以下 3 个条件确定^[13]:

(1)在最大前飞速度时,旋翼气流分离区域应小于 1/4 桨盘面积。

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{1}{3} C_{yT} \kappa k_T \leq \frac{1}{3} \kappa k_T \frac{C_{y\max}}{1 + 3\mu} \quad (9)$$

(2)在使用升限高度,空气密度较小,因而需要更大的迎角以提供足够的拉力。桨叶实度大小应确保后行桨叶气流分离区域小于 1/4 桨盘面积。

(3)最大过载要求。一般武装直升机要求 3.5 的最大过载;运输直升机要求 2.5 的最大过载。

$$\frac{n C_T}{\sigma} \leq \frac{1}{3} \kappa k_T C_{y\text{ave}} \quad (10)$$

式中: n 为过载系数, C_T 为悬停时旋翼拉力系数, $C_{y\text{ave}}$ 为最大旋翼平均升力系数。

针对本文的设计要求,对应于以上 3 个条件的实度 σ 分别为 0.055,0.080 和 0.094,最终取实度 $\sigma=0.094$ 。

2.6 机身废阻估算

根据文献[1]给出的总质量与废阻面积统计关系,针对本文直升机的型式用途,结合 2.1 节确定的直升机总质量,得到废阻面积 $F_{e0}=2.62$ m²。

3 气动布局参数以及其他参数的选择

暂时冻结上述总体参数,使用统计的方法来确定气动布局参数以及其他相关参数。气动布局的参数主要包括两方面:(1)各气动面的尺寸参数,(2)

各气动面相对于质心的位置。

3.1 旋翼参数选择

第 2 节确定了直升机的旋翼半径、旋翼实度以及桨尖速度,为了更加完整地确定旋翼参数,需进一步确定桨叶绕挥舞铰的质量静矩惯矩、挥舞铰偏置量、桨叶负扭以及旋翼轴前倾角等。

3.1.1 桨叶翼型的选择

翼型的选择主要要综合考虑以下 3 点:

- (1)激波临界马赫数大;
- (2)最大升力系数大;
- (3)升阻比大。

对最大速度要求较高的直升机需要采用较薄的翼型以提高激波临界马赫数,或者对桨尖形状进行设计。本文所设计的直升机使用 OA209 翼型。

3.1.2 桨叶片数的选择

旋翼半径与实度不变的情况下,桨叶片数越多,弦长越小。其优点与缺点如下:

- (1)减小机体振动水平;
- (2)减小桨尖损失,提高飞行性能;
- (3)增加桨毂复杂性。

近年来,随着新型桨毂形式的不断出现,桨毂结构大大简化,相比于以前金属铰接式桨毂,新型式的桨毂在阻力、质量、可维修性上都有较大的改善,因此可以优先采用较多桨叶片数的设计。

本文设计的直升机取 4 片桨叶。

3.1.3 桨叶负扭角

在旋翼上引入负扭有利于诱导速度在桨盘上均匀分布,从而减小诱导功率,改善桨叶展向气动力分布,但在前飞时疲劳及振动问题严重。

本文所设计的机型为运输直升机,桨毂采用钛合金材料,负扭角取 -15° 。

3.1.4 挥舞铰偏置量的确定

对于铰接式旋翼,引入挥舞铰偏置量是为了减小桨根载荷,提高桨叶寿命。挥舞铰偏置量越大,操纵功效越大,机动性越好,所以武装直升机以及侦查直升机往往采用较大的挥舞铰偏置量,而对机动性要求不高的运输直升机等则采用较小的挥舞铰偏置量,这里取 $5\%R$ 。

3.1.5 其他参数的确定

(1)旋翼轴前倾角:按照文献[14]中提供的方法选取机身俯仰角为零。

(2)桨叶绕挥舞铰质量矩:在质量分配中可以得到单片桨叶的质量,假设桨叶质量分布均匀。

$$M_s = \int_e^R m(r-e)dr = \frac{1}{2}M(R-e) \quad (11)$$

(3) 桨叶绕挥舞铰惯量矩:

$$I_b = \int_0^R m(r-e)^2 dr = \frac{1}{3}M(R-e)^2 \quad (12)$$

式中 M 为单片桨叶质量。

3.2 尾桨参数设计

在单旋翼带尾桨直升机布局中,尾桨主要用于在飞行中提供侧向力以平衡直升机的反扭矩,并且提供一定的航向稳定性、航向运动阻尼以及横向运动阻尼。

3.2.1 尾桨型式

为了产生最大的推力而需用功率小,本文采用推进式尾桨,并且采用底朝前的尾桨转向。

3.2.2 尾桨半径

旋翼桨盘载荷越大,尾桨半径相对于旋翼半径越大,对桨盘载荷 F_{DL} 以及旋翼尾桨直径比 D/d 进行统计,结果如图 2 所示。

拟合曲线得

$$r = \frac{R}{7.2 - 0.0048F_{DL}} \quad (13)$$

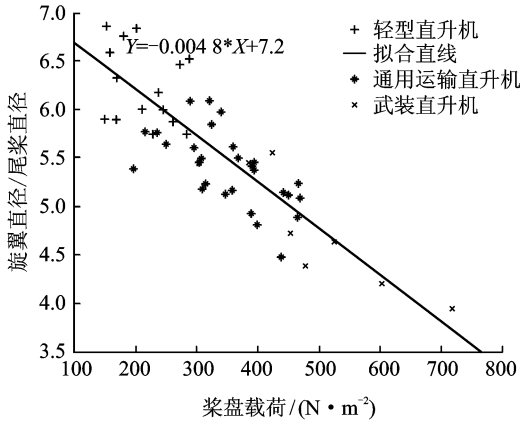


图 2 尾桨直径趋势图

3.2.3 尾桨桨尖速度

尾桨桨尖速度的选取主要考虑到传动系统与噪声问题。桨尖速度越大,则噪声越大,但可以减轻传动系统质量。一般尾桨桨尖速度取

$$\omega r = 0.9\Omega R \quad (14)$$

3.2.4 尾桨实度

尾桨实度的大小要保证:在最大扭矩下,仅依靠尾桨能够保持平衡,并且留有 20% 的操纵裕度。

$$\frac{P_{MRmax}}{\Omega L_{TR}} \left/ \left(\frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 \pi r^2 \right) \right. = \frac{1}{3} \sigma_{TR} (0.8 C_{y_{max}}) \kappa_{T1} \quad (15)$$

式中: κ_{T1} 为考虑垂尾阻塞效应后的拉力修正系数,

P_{MRmax} 为旋翼最大需用功率。

3.2.5 其他参数的确定

(1) 尾桨翼型的选择:与旋翼翼型选择要求类似,选取 OA209 翼型。

(2) 尾桨轴倾斜角:部分直升机为了拓宽质心前后移动范围,引入尾桨倾斜角,但此时需要考虑操纵耦合问题,并降低直升机的抗侧风能力。对于本文设计的常规直升机,可取尾桨轴倾斜角为 0° 。

(3) 尾桨桨叶绕挥舞铰质量矩、惯量矩计算方法与旋翼质量矩、惯量矩计算方法类似。

3.3 垂尾参数设计

3.3.1 垂尾翼型

当将尾桨布置于垂尾上时,垂尾需配置较厚的翼型以布置尾传动轴,并提供足够强度以承受全部侧向力,这里取 NACA4415。

3.3.2 垂尾面积

垂尾面积的选取,要求在尾桨失效的情况下,能够保持适度的航向稳定性,并提供一定的反扭矩。根据在经济速度下平衡反扭矩要求所确定的垂尾面积为

$$S_{HT} = \frac{P_{MRloiter}}{\frac{1}{2} \rho V_{loiter}^2 C_{y_{max}} L_{HT} \eta \Omega} \quad (16)$$

式中: V_{loiter} 为直升机经济速度, $C_{y_{max}}$ 为翼型最大升力系数, L_{HT} 为垂尾气动中心到质心的距离, $P_{MRloiter}$ 为经济速度下旋翼需用功率。

3.3.3 垂尾安装角

垂尾安装角的大小,应使得垂尾在最大巡航速度下承担 60% 的侧向力,以卸载尾桨。该安装角所对应的升力系数为

$$C_y = \frac{P_{MRloiter}/\Omega}{L_{VT}} \cdot 60\% \cdot \frac{2}{\rho V_{crmax}^2 S_{VT} \eta} \quad (17)$$

式中 V_{crmax} 为最大巡航速度。根据该升力系数反查翼型安装角。

3.3.4 垂尾对尾桨的阻塞系数

本文采用推进式尾桨,根据前文所确定的垂尾阻塞比以及垂尾间距比,按照文献[14]中的图表查得垂尾对尾桨的阻塞系数。

3.4 平尾参数设计

单旋翼直升机一般都会带有不大的水平尾面,用于调整直升机的俯仰姿态角,并提供一定的速度稳定性和迎角稳定性。

3.4.1 平尾翼型

平尾相对于垂尾及短翼来讲,并不需要承担很大

的载荷,因而一般采用薄翼型,文中用NACA4412。

3.4.2 平尾面积

考虑旋翼桨毂力矩和平尾对直升机纵向稳定性的影响,根据文献[15]中定义平尾尺寸因子 K_H 来选择平尾尺寸。

本文设计的运输直升机对稳定性有较高的要求, K_H 取3.5。

3.4.3 平尾安装角

对于采用固定平尾的直升机,平尾安装角的选择应使得直升机在远航速度下,机身俯仰角为 0° 。文中暂取 -2° 进行计算。

3.5 各气动面相对位置

3.5.1 旋翼相对质心位置

从迎角稳定性的角度考虑,质心一般安置在旋翼轴前方,桨毂中心相对于质心的纵向位置可以取

$$x_M = -1\%R \quad (18)$$

桨毂中心相对于直升机质心的法向位置取为桨毂距地面高度的一半

$$y_M = \frac{1}{2}(r + \Delta H) \quad (19)$$

式中, ΔH 为尾桨离地高度,对于中型、重型直升机,一般不低于1.9 m。

概念设计时侧向位置暂时取0。

3.5.2 尾桨相对质心位置

对于采用常规尾桨型式的大中型直升机,尾桨桨毂中心与旋翼桨毂中心一般位于同一高度下,或尾桨桨毂中心略低于旋翼桨毂中心,这有利于减小飞行时机身侧倾角。在纵向上,尾桨应尽量靠近旋翼以使得布局紧凑,尾桨桨毂中心相对于质心的侧向位置可以取0.4倍尾桨半径。

3.5.3 垂尾相对质心位置

在尾桨位置确定后对垂尾进行布置,根据所绘制的三面图得到垂尾气动中心的相对位置。也可以根据下式对其相对位置进行估算

$$\begin{cases} x_V = x_T \\ y_V = 0.5y_T \\ z_V = 0 \end{cases} \quad (20)$$

3.5.4 平尾相对质心位置

常见的平尾布局有前平尾、后平尾、单侧高平尾和T平尾布局。贝尔直升机公司设计的中小型直升机常用前平尾布局;大中型直升机多采用后平尾或单侧高平尾布局。本文所设计的直升机采用后平尾布局,可以取如下位置参数进行计算

$$\begin{cases} x_H = -1.2R \\ y_H = 0 \\ z_H = 0 \end{cases} \quad (21)$$

3.6 转动惯量的估算

在直升机初步设计质量分配以及总体布置之后可以给出较为可靠的转动惯量,但在概念设计阶段,则需根据统计数据,利用式(22)进行估算。表1为典型直升机转动惯量。

转动惯量	I_{xx} (纵向)	I_{yy} (法向)	I_{zz} (侧向)
UH60	7 632	50 436	54 233
AH1G	3 661	14 643	17 354
山猫	2 767	12 209	13 905
BO105	1 433	4 099	4 975
SA333	9 638	25 889	33 240
直11	1 117	4 857	5 652

$$I_0 = \frac{MR^2}{M_0R_0^2}I \quad (22)$$

3.7 其他相关参数

用于描述直升机气动布局的其他参数,比如平尾、垂尾和短翼的展弦比、前缘后掠角、平面形状等参数可以参考相似机型确定。

4 概念设计方案及参数

在得到总体参数与气动布局参数等参数后,可以对直升机各部件质量进行估算^[16],进而修正第一步总体参数中总质量的估算值,流程图如图3所示。

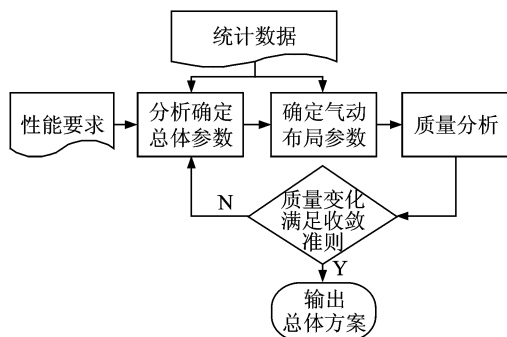


图3 概念设计流程

经反复迭代后,得到满足设计要求的总体方案如表2所示。

根据各部件的设计参数要求,参照已有运输直升机的外形初步确定图4所示的直升机三面图。当

表2 设计参数与黑鹰参数对比

主要参数	设计值	黑鹰值
总体参数		
总质量/kg	7 211	7 484
燃油质量/kg	1 034	1 060.5
旋翼半径/m	7.6	8.18
旋翼实度	0.091	0.081
桨尖速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	222	221
发动机功率/kW	2 * 1 103	2 * 1 210
转动惯量		
纵轴转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	6 348	7 632
立轴转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	45 107	50 436
横轴转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	41 949	54 233
旋翼参数		
旋翼轴前倾角/($^\circ$)	4.6	3
桨叶绕挥舞铰质量矩/($\text{kg} \cdot \text{m}$)	313.3	385.66
桨叶绕挥舞铰惯量矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	1 513.4	2 050.8
桨毂中心至直升机质心纵向位置/m	0	0.48
桨毂中心至直升机质心法向位置/m	2.03	1.72
桨毂中心至直升机质心侧向位置/m	0	0
旋翼转速/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	279	258.0
弦长/m	0.545	0.533
桨叶片数	4	4
挥舞铰偏置量/%	5	4.66
挥舞变距耦合系数		
桨叶负扭/($^\circ$)	-15	-18
旋翼桨叶平面形状	矩形	矩形
旋翼转向	右旋	右旋
尾桨参数		
尾桨半径/m	1.43	1.68
尾桨实度	0.205	0.188
尾桨桨叶片数	4	4
尾桨桨叶弦长/m	0.23	0.247
尾桨桨尖速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	222	208.9
尾桨桨叶负扭角/($^\circ$)	-8	-8.8
尾桨桨叶绕挥舞铰质量矩/($\text{kg} \cdot \text{m}$)	22	
尾桨桨叶绕挥舞铰惯量矩/($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	111.7	
尾桨中心至直升机质心纵向位置/m	-9.33	-9.44
尾桨中心至直升机质心法向位置/m	2.03	1.97
尾桨中心至直升机质心侧向位置/m	-0.57	0
尾桨轴倾斜角/($^\circ$)	0	20
尾桨转速/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	1 487	1 187
尾桨桨叶平面形状	矩形	矩形
尾桨转向	底朝前	底朝前
平尾参数		
平尾面积/ m^2	4.05	4.18

续表

主要参数	设计值	黑鹰值
平尾安装角/($^\circ$)	全动平尾	全动平尾
平尾展弦比		3.41
平尾至直升机质心纵向位置/m	-9.12	-8.64
平尾至直升机质心法向位置/m	0	-0.08
平尾至直升机质心侧向位置/m	0	0
垂尾参数		
垂尾面积/ m^2	2.64	2.99
垂尾安装角/($^\circ$)	-0.374	
垂尾展弦比		2.5
垂尾前缘后掠角		29.4
垂尾至直升机质心纵向位置/m	-9.33	-8.5
垂尾至直升机质心法向位置/m	1.6	0.66
垂尾至直升机质心侧向位置/m	0	0
垂尾对尾桨阻塞系数	1.19	
飞行性能		
最大平飞速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	288	296
无地效悬停升限/m(15 $^\circ\text{C}$)	3 022	3 170
有地效悬停升限/m(30 $^\circ\text{C}$)	2 784	2 895
最大垂直爬升率/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	3	2.1
使用升限/m	5 845	5 790
最大前飞爬升率/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	15.5	
最大航程/km	600	592

然,该三面图可能还会随着总体布置的细化发生变化。至于该直升机气动外形所对应的机身气动力和力矩,根据类似的外形确定^[17]。

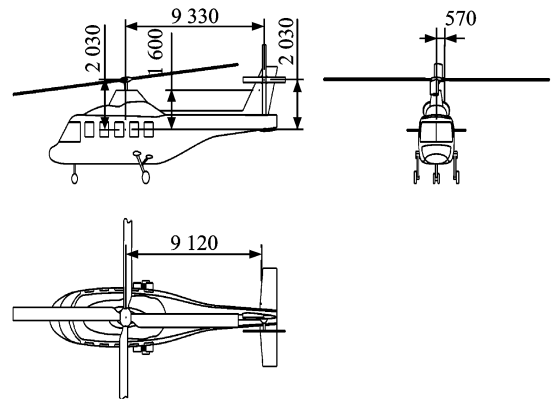


图4 直升机三面图

5 结束语

本文提出了一种直升机总体概念设计的方法,首先采用分析以及统计的方法确定直升机的主要设计参数,在此基础上,通过直升机气动布局参数

的统计与归纳,初步确定直升机的气动布局参数,得到一组可以进行飞行性能以及操稳性计算的概念设计参数。与传统的参考样机方法不同的是该方法完全根据设计指标要求,通过局部完善的过程得到直升机总体概念设计方案参数,为操稳分析提供初始数据。

参考文献:

- [1] Davis S J, Rosenstein H, Stanzione K A, et al. User's manual for hescomp: The helicopter Sizing and performance computer program[M]. [S. l.]: Boeing Vetol Compang, 1979:10.
- [2] Trainer A, Gabriele G. Computer aided conceptual design of rotorcraft[R]. AIAA-91-3099, 1991.
- [3] Hirsh J E, Wilkerson J B, Narducci R P. An integrated approach to rotorcraft conceptual design[R]. AIAA-2007-1252, 2007.
- [4] Jaehoon L, Sangjoon S. Modularization and formula upgrade for a rotorcraft preliminary design framework[R]. AIAA-2009-2207, 2009.
- [5] Kristof Risse, Eckhard Anton. Methodology for flying qualities and assessment in preliminary aircraft design[R]. AIAA-2010-9261, 2010.
- [6] Jaehoon Lim, Sangjoon Shin, Vaitla Laxman. Improvement of a rotorcraft preliminary design optimization framework[R]. AIAA-2011-1831, 2011.
- [7] 朱清华,陈文轩,陈国华.基于遗传算法的直升机总体优化设计[J].直升机技术,2003(134):1-6.
- [8] 孙伟,张呈林.基于多目标遗传算法的直升机总体参数优化设计[J].机械科学与技术,2010,29(2):265-269.
- [9] 陈不时.飞机设计的原准法与综合法[J].南京航空学院学报,1992,24(1):1-7.
- [10] 彭名华.直升机总体多学科设计优化研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2009.
- [11] 彭名华,张呈林.基于统计分析的战术通用运输直升机概念设计方法[J].南京航空航天大学学报,2008,40(3):319-323.
- [12] 《飞机设计手册二》总编委会.飞机设计手册第19册—直升机设计[M].北京:航空工业出版社,2005:16-17.
- [13] Talbot P D, Bowles J V, Lee H C. Helicopter rotor and engine sizing for preliminary performance estimation[R]. AIAA-86-1756, 1986.
- [14] 张呈林,郭才根.直升机总体设计[M].北京:国防工业出版社,2006:86-90.
- [15] 郭才根,徐国华,章仲安.单旋翼式直升机气动布局的几个问题[J].南京航空航天大学学报,1996,28(3):309-314.
- [16] 叶昌敬,黄利,吕春雷.直升机系统及部件重量估算的一种新方法[J].直升机技术,2006(146):1-4.
- [17] R. W. 普劳蒂.直升机性能及稳定性和操纵性[M].高正,译.北京:航空工业出版社,1990:389-390.