

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.005

## 共轴刚性旋翼复合式高速直升机操纵与载荷研究

吴裕平 习娟

(中国直升机设计研究所,景德镇,333001)

**摘要:** 针对共轴刚性旋翼复合式高速直升机构型,分析了其操纵特点,提出两种配平操纵方式:切换操纵方式和耦合操纵方式,并分析了两种操纵方式的优缺点。从多操纵面的冗余控制出发,对耦合操纵方式的操纵规律进行了配平分析,并根据配平情况评估了旋翼和尾推桨的载荷结果。研究表明,共轴刚性旋翼高速直升机旋翼的总距操纵、周期操纵与飞行速度、机身俯仰角有一定关系,旋翼载荷和常规直升机相比大幅增加,同时和机身俯仰角也密切相关。

**关键词:** 共轴刚性旋翼;操纵;载荷;旋翼;配平

**中图分类号:** V211.52

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2019)02-0166-05

## Control and Load Research of Coaxial Rigid Rotor Compound High Speed Helicopter

WU Yuping, XI Juan

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

**Abstract:** For the coaxial rigid rotor compound high speed helicopter configuration, two trim methods of operation manner are put forward by analyzing the characteristics of operation: the switching operation manner and the coupling operation manner. The advantage and disadvantage of two operation manner are analyzed emphatically. From the redundant command of multi-control surface, the control rules of coupling operation manner are acquired by trim analysis. At the same time, the loads of the main rotor and the rear propulsive rotor are evaluated according to the trim results. According to research results, the collective control and the cyclic control of main rotor of coaxial rigid rotor high speed helicopter are associated with flight speed and airframe angle of pitch, and the loads of the main rotor have a big increase from current helicopter, at the same time, are also associated with airframe angle of pitch.

**Key words:** coaxial rigid rotor; operation; load; rotor; trim

共轴刚性旋翼复合式高速直升机(简称共轴高速直升机),为共轴刚性旋翼+推力桨的复合式构型,采用前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC),上下旋翼相互平衡,突破前行侧激波、后行侧失速的限制<sup>[1]</sup>,推力螺旋桨作为主要推进装置,实现高速飞行,并保持悬停和低速飞行的机动能力。美国西科斯基公司研制的X2、S97技术验证机,是该构型高速直升机的典型代表<sup>[2]</sup>,2010年X2

飞行速度达到463 km/h。

共轴高速直升机利用旋翼在工作时前行侧动压大,后行侧动压小的特点,使得前行侧桨叶承担绝大部分升力,而后行侧桨叶几乎不产生升力,因此克服了常规后行侧桨叶失速对直升机速度提升的限制。同时,导致气动环境与常规直升机相比存在较大差异<sup>[3]</sup>,带来大反流区<sup>[4]</sup>、强径向流、强压缩性、气动干扰严重<sup>[5]</sup>和振动载荷大等一系列问题。

**收稿日期:** 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

**通信作者:** 吴裕平,男,高级工程师, E-mail: 24556384@qq.com。

**引用格式:** 吴裕平,习娟. 共轴刚性旋翼复合式高速直升机操纵与载荷研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 166-170. WU Yuping, XI Juan. Control and Load Research of Coaxial Rigid Rotor Compound High Speed Helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 166-170.

前行侧处桨叶剖面的相对来流是旋转速度与前飞速度的正向叠加。当前飞速度较大时,旋翼桨尖处于跨声速流场中,容易出现局部激波,导致前飞阻力激增。共轴刚性旋翼为了不进入局部激波状态,减弱前行桨叶的压缩性,在大速度前飞时旋翼转速是降低的<sup>[6]</sup>。因此,变转速这一重要特征也是高速直升机能够实现高速飞行的一个因素。

旋翼变转速后,为了解决动力学问题,引入刚性桨叶结构,取消了挥舞铰、摆振铰。前飞时,由于旋翼旋转平面上气流的不对称,单个旋翼产生很大的侧倾力矩。通过共轴刚性旋翼的构型,上、下旋翼反向旋转,相互抵消了各自的侧倾力矩和反扭矩。同时提高操纵性和机动性,桨毂结构紧凑,旋翼间距减少,轴内操纵,降低阻力<sup>[7-8]</sup>。但是相对于常规直升机,气动干扰严重,共轴刚性旋翼的桨叶和桨毂动载荷大幅度提升<sup>[9-10]</sup>。

共轴高速直升机为了充分发挥悬停、低速和高速的飞行能力,兼具低速、高速操纵特点,同时拥有类似于直升机的旋翼操纵、类似于固定翼飞机的舵面操纵方式。由于具有气动面多、多操纵面耦合和变转速过渡控制等特征,飞行原理及控制问题复杂,低、高速飞行时的控制策略不同,导致飞行动力学模型繁琐,配平困难<sup>[11-12]</sup>。对于这种多操纵面的配平与冗余控制问题,Johnson和Yeo等在几种旋翼飞行器的比对研究中<sup>[13-15]</sup>,对共轴高速直升机的操纵策略和配平方法进行了描述。马里兰大学的Amiriaux在美国直升机协会(American helicopter society, AHS)直升机设计竞赛中也对共轴高速直升机的操纵策略进行了研究<sup>[16]</sup>,该方案低速时采用常规直升机操纵策略,高速前飞时采用直升机和固定翼飞机混合操纵方式。

共轴高速直升机的气动部件包括上/下旋翼、尾推桨、机身、平尾、升降舵、垂尾及方向舵,其中上/下旋翼和尾推桨通过非均匀入流模型计算气动力,机身、平尾、升降舵、垂尾及方向舵的气动力通过试验确定。

针对共轴高速直升机的构型特点,分析其操纵特点,提出了两种配平操纵方式,并分析了两种操纵方式的优缺点。从多操纵面的冗余控制出发,对耦合操纵方式的操纵规律进行了配平分析,并根据配平情况评估了旋翼和尾推桨的载荷结果。

## 1 配平操纵方式

不同于常规的单旋翼,共轴刚性旋翼的操作量包括上、下旋翼的总距和周期变距,依靠一套自动倾斜器来实现上下旋翼的同步控制,同时增加总距

差动,以替代常规直升机尾桨总距的操纵效果。另外,类似于固定翼飞机,具有尾部推力桨的总距操纵、尾部舵面(含升降舵、方向舵)的转角操纵。这样,同一平衡状态下的操纵可能存在多种情况。

但是常规直升机驾驶舱的操纵装置只有4个通道,为总距杆、脚蹬和周期杆(含纵向操纵和横向操纵)。因此,根据共轴高速直升机的特点,提出两种操纵方式:切换操纵方式和耦合操纵方式。其中,切换操纵方式包括低速直升机模式和高速固定翼模式,因此,切换操纵方式和耦合操纵方式可以进行不同的组合涵盖大部分共轴高速直升机操纵方式(例如文献[16]中的低速直升机操纵方式和高速混合操纵方式)。

### 1.1 切换操纵方式

严格分为两种操纵模式,根据飞行状态进行切换。

(1)小速度(含悬停)操纵模式:类似于直升机操纵,只控制上下旋翼的桨距,尾部推力桨和舵面不进行控制。

下旋翼的桨距变化

$$\theta_1 = \theta_0 - \theta_c \cos \varphi_1 - \theta_s \sin \varphi_1 + \theta_r \quad (1)$$

上旋翼的桨距变化

$$\theta_2 = \theta_0 + \theta_c \cos \varphi_2 - \theta_s \sin \varphi_2 - \theta_r \quad (2)$$

式中: $\theta_0$ 为总距杆的操纵量, $\theta_c$ 为横向周期操纵量, $\theta_s$ 为纵向周期操纵量, $\theta_r$ 为脚蹬的总距差动量, $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$ 分别为下、上旋翼的桨叶方位角。

(2)大速度操纵模式:类似于固定翼飞机操纵,主要控制尾部推力桨和舵面,以及旋翼横向周期变距(副翼效果),而旋翼总距、纵向周期变距和差动桨距基本不变(保持旋翼拉力的情况下)。

这里,总距杆对应着尾部推力桨的总距操纵,脚蹬对应着方向舵转角操纵,纵向周期杆对应着升降舵转角操纵,横向周期杆仍然控制着旋翼横向变距。

综上,切换操纵方式的分工明确,控制逻辑简单。但切换过程复杂,因为两种操纵模式下的杆位行程可能差别很大,则在切换前后操纵不连续,直升机短时间内容易失去平衡,可能影响飞行安全。

### 1.2 耦合操纵方式

一个操纵通道可控制多个操纵面,比如:脚蹬除了控制旋翼的总距差动,还控制尾部方向舵;纵向周期操纵同时控制着旋翼和升降舵。

(1)悬停和小速度飞行时,主要依赖旋翼操纵和气动力的变化,来实现直升机的状态改变和平衡。虽然,方向舵随旋翼差动而转动,升降舵随着纵向操纵而改变,但由于飞行速度低,舵面产生的力和力矩很小,不起主要作用。

(2)大速度飞行时,尾部推力桨的桨距变化很

明显,舵面发挥的作用越来越大,但操纵模式没有变化。

假设总距杆的操纵量为 $\theta_0$ ,横向周期操纵量为 $\theta_c$ ,纵向周期操纵量为 $\theta_s$ ,脚蹬的总距差动量为 $\theta_r$ ,下旋翼的桨距变化为

$$\theta_1 = \theta_0 - \theta_c \cos \varphi_1 - K_1 \theta_s \sin \varphi_1 + K_3 \theta_r \quad (3)$$

上旋翼的桨距变化为

$$\theta_2 = \theta_0 + \theta_c \cos \varphi_2 - K_1 \theta_s \sin \varphi_2 - K_3 \theta_r \quad (4)$$

升降舵的转角变化为

$$\delta_e = K_2 \theta_s + \delta_{e0} \quad (5)$$

方向舵的转角变化为

$$\delta_r = K_4 \theta_r + \delta_{r0} \quad (6)$$

式中: $K_1, K_2$ 分别为纵向周期操纵量至旋翼纵向变距,升降舵转角的操纵比; $K_3, K_4$ 分别为脚蹬量至旋翼差动桨距,方向舵转角的操纵比; $\delta_{e0}, \delta_{r0}$ 分别为升降舵、方向舵转角的初始值,操纵比可以随着飞行状态进行调整。甚至,横向周期操纵可以把旋翼与副翼(由左右升降舵差动实现)耦合起来。

耦合操纵方式的主要问题是,操纵逻辑复杂,脚蹬、纵向周期杆的操纵比与初始值的设置麻烦,并且需要增加尾推桨的总距操控通道。

## 2 全机操纵规律

由于同一飞行状态,可以有不同的操纵量和机身姿态,即配平解不唯一。当采用耦合操纵方式,上述操纵比确定后,高速直升机某一状态的配平解,可以表示为随机身俯仰角变化的一组解

$$F(\theta, f) = \theta + f(\quad) \quad (7)$$

式中: $\theta$ 为机身俯仰角, $f(\quad)$ 为 $\theta$ 确定下的操纵配平唯一解,包括脚蹬、纵横向周期变距杆、总距操纵杆和尾桨总距等操纵输入。

### 2.1 总距操纵情况

随着飞行速度的增加,旋翼总距逐渐减小(大速度时有增有减),尾推桨总距不断增加,如图1所示,俯仰角 $0^\circ, -2^\circ, 2^\circ$ 下的操纵量具有一定的差别。下旋翼、上旋翼的总距值随俯仰角的增加(抬头为

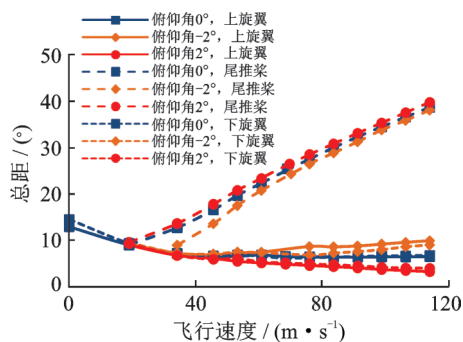


图1 总距操纵变化曲线

Fig.1 Changing curves of collective control

正)而减小;尾推桨总距在大速度时的差别越来越小,机身低头时总距值减小,说明此时主旋翼提供部分前进力。

### 2.2 周期变距操纵情况

纵向周期操纵量也对机身俯仰角比较敏感, $-2^\circ$ 俯仰角时操纵量大, $2^\circ$ 俯仰角时操纵量小。本算例中,纵向周期操纵量与升降舵偏角的比例为1:2,得到的升降舵偏角随飞行速度的变化规律如图2所示,当飞行速度大于60 m/s时,升降舵偏角有下降的趋势( $2^\circ$ 俯仰角时尤为明显)。

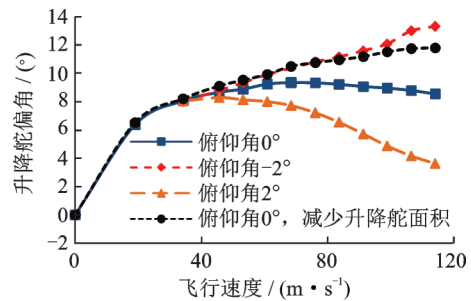


图2 周期变距操纵变化曲线

Fig.2 Changing curves of cyclic pitch control

因此,减少升降舵面积,得到的升降舵偏角随飞行速度增加而增加,即随着飞行速度增加,飞行员可以一直推杆,而不会出现往后拉杆的反操作。

### 2.3 功率变化情况

全机功率随着飞行速度先减小后增大。旋翼功率随着飞行速度逐渐降低,尾推桨功率随着飞行速度逐渐增大,大速度飞行时,尾推桨功率比例接近90%。

机身俯仰角对旋翼、尾推桨功率的影响明显,但对全机功率的影响减弱。由于旋翼拉力分量对推进力的贡献,机身抬头时尾推桨功率大于机身低头时的功率。再加上机身阻力系数的变化、旋翼/尾推桨中心与重心的相对位置对俯仰力矩的配平影响等,全机功率随机身俯仰角的变化复杂。如图3,4所示,3条不同俯仰角下全机功率随飞行速度的变化曲线各有交叉,不同算例的规律性变化存在差异。

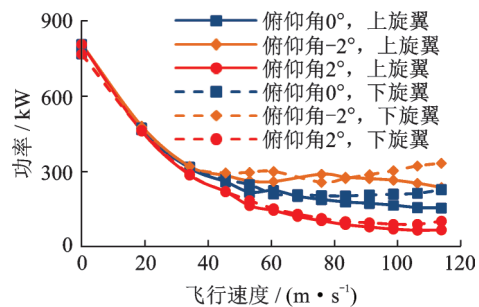


图3 上/下旋翼功率变化曲线

Fig.3 Changing curves of up/down rotor power

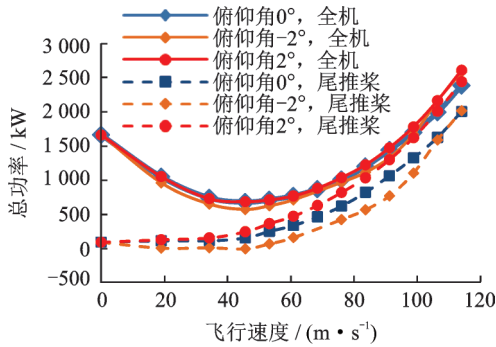


图 4 全机/尾推桨功率变化曲线

Fig.4 Power changing curves of helicopter and rear propulsive rotor

### 3 旋翼载荷情况

#### 3.1 旋翼桨毂载荷

主旋翼中由于单个旋翼左右两侧升力不对称,产生较大的静态滚转弯矩,但上下旋翼一叠加,小速度时两者基本抵销。但大速度时,由于尾推桨反扭矩需要平衡,主旋翼将产生较大的静态滚转力矩。当然,机身姿态对桨毂弯矩也存在一定影响,机身抬头时静态滚转力矩增加,如图 5 所示。

从图 6 可以看出,桨毂俯仰力矩与机身姿态的关系密切,低头时桨毂弯矩增加。

与常规构型旋翼相比,静态载荷值增加幅度大,动态弯矩也明显增大,而且随着飞行速度急剧增大。

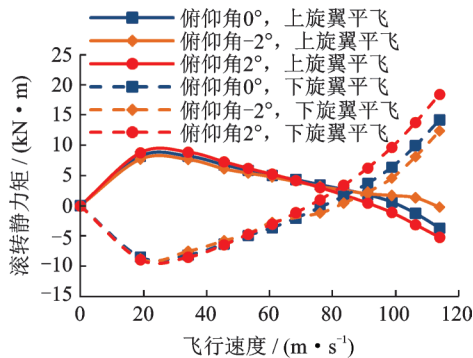


图 5 旋翼滚转力矩变化曲线

Fig.5 Changing curves of rolling moment of rotor

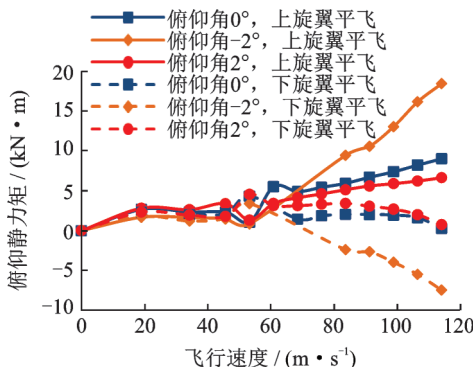


图 6 旋翼俯仰力矩变化曲线

Fig.6 Changing curves of pitch moment of rotor

#### 3.2 旋翼桨叶载荷

由于根部固支,主旋翼桨叶根部静态弯矩较大,大于铰接式桨叶。桨叶动态弯矩也一样,与常规铰接式桨叶载荷分布规律存在明显差别,根部载荷急剧增加,如图 7,8 所示。

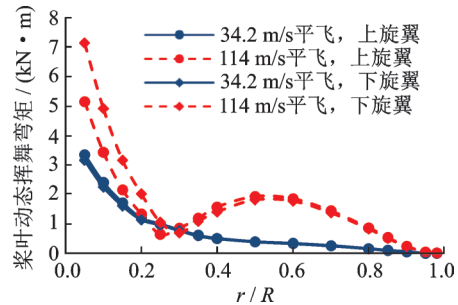


图 7 桨叶挥舞弯矩变化曲线

Fig.7 Changing curves of flap bending moment of blade

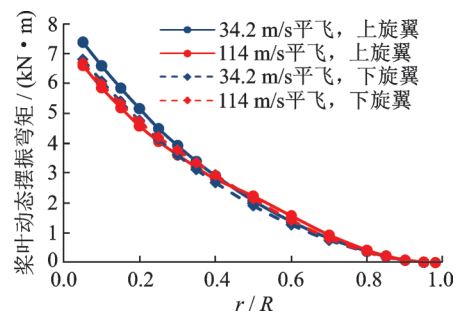


图 8 桨叶摆振弯矩变化曲线

Fig.8 Changing curves of lag bending moment of blade

#### 3.3 尾推桨载荷

共轴高速直升机尾推桨主要提供前进力,在悬停和小速度飞行时,尾推桨空转不提供推进力。大速度飞行时,操纵尾推桨总距,产生所需推进力以抵销全机阻力,从而实现高速飞行。尾推桨的气流环境不同于主旋翼,桨盘几乎垂直于来流方向,近似于轴流状态。

尾推桨的桨毂弯矩,0°机身俯仰角时其值最小,机身俯仰角对其影响较大,随着飞行速度的增加而增加。

尾推桨的桨叶弯矩,随着飞行速度大幅度增加(图 9),平飞时近似于轴流,其动态载荷较小。

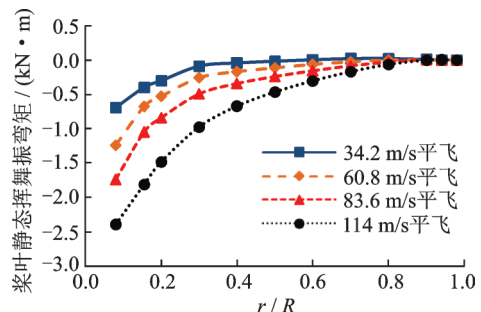


图 9 尾推桨叶挥舞弯矩变化曲线

Fig.9 Changing curves of flap bending moment of rear propulsive blade

## 4 结 论

共轴高速直升机采用了共轴刚性旋翼和推力复合等先进技术,针对构型特点研究了其异于常规构型直升机的复杂操纵、配平规律与载荷问题,得出如下结论:

(1)共轴高速直升机具有多个操纵面,存在严重的操纵冗余,相对于小/大速度切换操纵方式,采用耦合操纵方式更加实用,但控制策略复杂,操纵通道增加,全包线实施难度较大。

(2)共轴高速直升机配平解具有不唯一性,可以表示为随机身姿态变化的一组解。随着飞行速度的增加,旋翼总距不断减小,尾推桨总距不断增加;旋翼功率逐渐降低,尾推桨功率逐渐增大。

(3)共轴高速直升机采用共轴刚性旋翼桨叶,导致旋翼桨毂载荷很大,并且随着飞行速度增加而急剧增大;桨叶分布载荷与常规铰接式桨叶载荷分布规律存在明显差别,根部载荷急剧增加。

### 参考文献:

- [1] ROBERT K B. The ABC rotor-a historical perspective[C]//Proceedings of American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, Maryland, USA: [s. n.], 2004: 7-10.
- [2] BAGAI A. Aerodynamic design of the x2 technology demonstrator™ main rotor blade[C]//Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada:[s.n.], 2008: 1-16.
- [3] 张昆,史勇杰,徐国华,等.高速直升机旋翼气动特性分析[C]//第二十八届全国直升机年会论文集.上海:中国航空学会,2012: 77-84.  
ZHANG Kun, SHI Yongjie, XU Guohua, et al. Analysis to the rotor aerodynamic characteristics of high-speed helicopter[C]//Proceedings of the 28th National Helicopter Annual Conference. Shangyu: CSAA, 2012: 77-84.
- [4] 孔卫红,陈仁良.反流区对复合高速直升机旋翼气动特性的影响[J].航空学报,2011,32(2): 223-230.  
KONG Weihong, CHEN Renliang. Effect of reverse flow region on characteristics of compound high speed helicopter rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(2): 223-230.
- [5] 黄水林,林永峰,黄建萍,等.共轴刚性旋翼气动干扰特性初步分析[C]//第二十七届全国直升机年会论文集.南京:中国航空学会,2011: 13-17.  
HUANG Shuilin, LIN Yongfeng, HUANG Jianping, et al. Analysis on aerodynamic interactions characteristics of coaxial rigid rotors [C]//Proceedings of the 27th National Helicopter Annual Conference. Nanjing: CSAA, 2011:13-17.
- [6] VENGALATTORE T N, INDERJIT C. Dynamics considerations for high speed flight of compound helicopters[C]// American Helicopter Society 58th Annual Forum. Montreal, Canada:[s.n.], 2002: 11-13.
- [7] PATRICK O B, MATHEW T, BYUNG-Young Min, et al. Experimental investigation of passive and active flow control for X2 technology™ hub and fuselage drag reduction[C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. Florida, USA:[s.n.], 2016: 201-206.
- [8] LORBER P F, LAW G K, MATALANIS C, et al. Overview of S-97 raider™ scale model tests[C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. Florida, USA:[s.n.], 2016: 143-160.
- [9] YEO H, JOHNSON W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter[C]//62nd Annual Forum of the AHS. Phoenix, Arizona, USA: AHS, 2006: 1-16.
- [10] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006: 240-242.
- [11] 孟佳东.高速共轴式直升机总体方案设计及操纵机构力学分析[D].兰州:兰州交通大学,2014.  
MENG Jiadong. Conceptual design and mechanical analysis on manipulating mechanism of high-speed coaxial helicopter [D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2014.
- [12] 王强,陈铭,徐冠峰.复合式共轴直升机过渡模式的操纵策略[J].航空动力学报,2014,29(2): 458-466.  
WANG Qiang, CHEN Ming, XU Guanfeng. Control strategy for compound coaxial helicopter under conversion mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 458-466.
- [13] JOHNSON W, YAMAUCHI G K, WATTS M E. Design and technology requirements for civil heavy lift rotorcraft[R]. San Francisco, USA: American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference Report 20080047712, 2006.
- [14] JOHNSON W, YEO H, ACREE C W Jr. Performance of advanced heavy-lift, high-speed rotorcraft configurations[R]. Seoul, Korea: AHS International Forum Report on Rotorcraft Multidisciplinary Technology 0704-0188, 2007.
- [15] YEO H, JOHNSON W. Optimum design of a compound helicopter[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1210-1221.
- [16] AMIRAUX M. The dart T690 / E550 [EB / OL]. (2012-08-07). <http://www.vtol.org/download.cfm?downloadfile=AEE05C70-E08F-11E1-B0E20050568D0042&typename=dmFile&fieldname=filename>.