

组合升力体动力学建模与仿真

姚超, 张怡哲, 李正强

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)



摘要: 设计了组合升力体总体布局, 提出了新的组合升力体建模思路与方法, 建立了完整的组合升力体飞行动力学数值仿真模型。建模时综合考虑了主要气动力部件的建模, 详细讨论了旋翼/固定翼过渡飞行模式的建模方法。根据提出的建模方法进行了组合升力体的操纵响应分析, 仿真结果证明了建模理论和方法的合理性和有效性。

关键词: 组合升力体; 过渡飞行模式; 建模; 飞行动力学

中图分类号: O242

文献标识码: A

文章编号: 1671-654X(2010)02-0057-04

引言

长期以来, 国外一直在不懈地探寻新的技术发展思路, 力图研制一种新型飞行器, 既能够保持直升机的垂直起降和悬停的优势, 又能达到喷气式固定翼飞机的高速飞行性能^[1]。固定翼飞机飞行速度快, 航程也较大, 但不足之处是起降时需要机场跑道, 在使用范围上受到了限制。而直升机以其能够垂直起降、空中悬停、不依赖于特殊的起降场地, 使用灵活等一系列特殊性能, 得到广泛应用, 但是受限于前行桨叶压缩效应和前行桨叶气流分离的影响, 飞行速度不快, 常规直升机的最大巡航速度通常在 300 km/h 左右, 航程也比较短。如何实现既能垂直起降、空中悬停, 又能快速飞行是人们多年来的目标和梦想。

美国的 V-22 倾转旋翼式飞行器, 通过倾转旋翼来改变拉力的方向, 在垂直起降阶段作为升力, 在高速飞行阶段作为推进力。V-22 的确提高了前飞速度, 但是其主要缺点在于过渡飞行状态下, 动力稳定性差以及气动力干扰严重, 而且飞行控制系统和机械传动系统复杂, 导致安全性和维护性不佳。

鸭式旋翼/机翼飞机(CRW)把直升机的悬停和低速飞行特性与喷气式固定翼飞机的高亚音速巡航性能较好地结合在一起, CRW 与倾转旋翼机相比最大的优势在于其高速性能。因为旋翼/机翼本身是通过可旋转的桨毂连接到机身上的, 在以固定翼模式飞行时, CRW 还可以将其倾斜一定的角度以增大前后掠角, 从而使飞机能以更高的速度飞行。风洞试验表明随着旋翼/机翼倾斜角的变化, CRW 的滚转力矩、偏航力矩

和侧力等的变化很小^[2]。美国波音公司研制的 X-50A“蜻蜓”(Dragonfly)验证机^[3], 其机身呈海豚状, 具有旋翼机和固定翼飞机双重特点, 由于旋翼飞行模式与固定翼飞行模式转换的技术问题不能得到解决, 2006年9月, DARPA 决定终止这个计划。

这种组合升力体起飞降落时使用旋翼控制, 当平飞时, 旋翼被锁定在机身上, 它就成为固定机翼, 从而使其既具有直升机一样的垂直起降和空中悬停能力, 又能像固定翼飞机那样高速巡航飞行, 这种设计不仅融合了两种不同种类飞机的飞行性能, 而且还具有很好的高速飞行生存性, 在民用和军用市场均有着广阔的应用前景, 开辟了旋翼飞行器发展的新领域。

本文在参考鸭式旋翼/机翼飞机 X-50A 相关资料的基础上, 分析了固定翼飞机和旋翼机的运动特性, 结合现有试验条件和结果, 提出了一种新的组合升力体建模思路与方法, 建立了组合升力体旋翼/固定翼过渡飞行模式的运动模型, 并进行了仿真实验。

1 组合升力体总体方案设计

组合升力体采用类似鸭式旋翼/机翼飞机 X-50A 的总体布局, 机身前端设置前翼, 机身尾部设置后翼, 中翼居中, 同时作为旋翼用于起降, 机身尾部设置垂尾。组合升力体模型机使用轴驱动旋翼提供升力, 独立的推进装置提供前飞推力, 利用旋翼垂直起飞, 然后利用推进装置加速平飞, 进入旋翼/固定翼过渡飞行模式, 旋翼桨距调零, 转速降低, 直至锁定在机身上, 进入固定翼飞行模式。

2 组合升力体过渡飞行模式建模

2.1 组合升力体过渡飞行模式力方程组

固定翼飞行模式下建立的力方程组为

$$\begin{cases} m\dot{V} = T\cos\alpha\cos\beta - D + G_{xa} \\ mV\dot{\beta} = -T\cos\alpha\sin\beta + Y \\ -mV(-p\sin\alpha + r\cos\alpha) + G_{ya} \\ mV\cos\beta\dot{\alpha} = -T\sin\alpha - L + mV(-p\cos\alpha\sin\beta + \\ q\cos\beta - r\sin\alpha\sin\beta) + G_{za} \end{cases} \quad (1)$$

对旋翼机运动模型的研究在中国坐标系中进行^[4], 本文对固定翼/旋翼过渡飞行模式的研究中,需将旋翼机各部件的空气动力转换到欧美坐标系中,从而建立旋翼/固定翼过渡飞行模式在气流坐标系中的力方程组。

在旋翼/固定翼过渡飞行模式下,中翼以旋翼状态飞行,中翼以旋翼模式提供升力,由于垂尾受旋翼下洗气流影响较小,在建模过程中忽略不计,其空气动力在固定翼飞行模式建模中已考虑,故在旋翼/固定翼过渡飞行模式的建模中只考虑固定翼飞行模式各部件空气动力、旋翼和尾桨的空气动力,旋翼和尾桨的空气动力

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \sum F''_x \\ \sum F''_y \\ \sum F''_z \end{bmatrix} &= S_{\alpha\beta} \begin{bmatrix} \sum F'_x \\ \sum F'_y \\ \sum F'_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_M + \cos\delta + T_M\sin\delta \\ S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2 \\ -H_M\sin\delta - T_M\cos\delta \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} [-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\cos\alpha\cos\beta + [S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2]\sin\beta - [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\sin\alpha\cos\beta \\ -[-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\cos\alpha\sin\beta + [S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2]\cos\beta + [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\sin\alpha\sin\beta \\ -[-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\sin\alpha - [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\cos\alpha \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

在过渡飞行模式下,中翼以旋翼的方式提供升力,所以在过渡飞行模式建模过程中,不考虑中翼以固定翼模式飞行时产生的升力,在旋翼/固定翼过渡飞行模

$$\begin{cases} m\dot{V} = T\cos\alpha\cos\beta - D + [-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\cos\alpha\cos\beta + [S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2]\sin\beta - \\ [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\sin\alpha\cos\beta + G_{xa} \\ mV\dot{\beta} = -T\cos\alpha\sin\beta + Y - mV(-p\sin\alpha + r\cos\alpha) - [-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\cos\alpha\sin\beta + \\ [S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2]\cos\beta + [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\sin\alpha\cos\beta + G_{ya} \\ mV\cos\beta\dot{\alpha} = -T\sin\alpha + mV(-p\cos\alpha\sin\beta + q\cos\beta - r\sin\alpha\sin\beta) - [-H_M\cos\delta + T_M\sin\delta]\sin\alpha - \\ [H_M\sin\delta + T_M\cos\delta]\cos\alpha + G_{za} \end{cases} \quad (5)$$

2.2 组合升力体过渡飞行模式力矩方程组

在固定翼飞行模式下建立的力矩方程组为

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} = c_5 p r - c_6(p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \end{cases} \quad (6)$$

推导参见文献[4]。

由于文献[4]中旋翼和尾桨的空气动力推导是在中国坐标系中进行的,为了在统一的坐标系中建立力方程组,需将其转换至欧美坐标系中进行分析,旋翼和尾桨的空气动力转换至欧美坐标系中体轴系的分量如式(2)所示:

$$\begin{cases} \sum F'_x = X_M + X_T = -H_M\cos\delta + T_M\sin\delta \\ \sum F'_y = Y_M + Y_T = S_M + \frac{1}{2}C_{T,T}\rho\pi R_T^2(\Omega_T R_T)^2 \\ \sum F'_z = Z_M + Z_T = -H_M\sin\delta - T_M\cos\delta \end{cases} \quad (2)$$

由机体坐标轴 S_b 系到气流坐标轴系 S_a 的转换矩阵为 $S_{\alpha\beta}$,

$$S_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (3)$$

将旋翼和尾桨的空气动力转换到气流坐标系中,如式(4)

式下尾翼的升力参考固定翼飞行模式分析,机身一般近似于圆柱体,在迎角不大的情况下不产生升力。

组合升力体在气流坐标轴系中的力方程组为:

具体推导过程、参数意义参见文献[5]。

为了便于分析,在中国坐标系中建立旋翼机的力矩方程组,如式(7)

$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + (\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt}) I_{xy} = \sum M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + (\omega_y \omega_z + \frac{d\omega_x}{dt}) I_{xy} = \sum M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + (\omega_y^2 - \omega_x^2) I_{xy} = \sum M_z \end{cases} \quad (7)$$

旋翼机各部件空气动力矩在中国坐标系中的分量参见文献[4]。

在固定翼/旋翼过渡飞行模式下,中翼以旋翼状态飞行,中翼以旋翼模式提供升力,由于垂尾受旋翼下洗气流影响较小,在建模过程中忽略不计。

在固定翼/旋翼飞行模式的建模中需考虑固定翼各部件空气动力和旋翼、尾桨产生的空气动力力矩,并将旋翼和尾桨在中国坐标系体轴系中的分量转换到欧美坐标系中,建立组合升力体的力矩运动方程组,如式(8)

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p) q + c_3 (\bar{L} + M_{x,M} + M_{x,T}) + c_4 (N - M_{y,M} - M_{y,T}) \\ \dot{q} = c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 (M + M_{z,M}) \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r) q + c_4 (\bar{L} + M_{x,M} + M_{x,T}) + c_9 (N - M_{y,M} - M_{y,T}) \end{cases} \quad (8)$$

2.3 组合升力体过渡飞行模式的运动方程组

旋翼/固定翼过渡飞行模式的运动方程组与固定翼,旋翼飞行模式的运动方程组相同:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{cases} \quad (9)$$

旋翼飞行状态的力矩方程组中: $p = \omega_x, q = \omega_z, r = -\omega_y$ 。

2.4 组合升力体过渡飞行模式的导航方程组

组合升力体过渡飞行模式的导航方程组与固定翼,旋翼飞行模式的导航方程组相同:

$$\begin{cases} \dot{x}_g = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{y}_g = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \\ \dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (10)$$

3 组合升力体过渡飞行模式动态数学模型组成结构

组合升力体动态系统研究以固定翼飞机为基础,在固定翼飞机上增加旋翼,主要操纵方式为:升降副

翼,方向舵,滚转副翼,和前飞螺旋桨和旋翼。

4 组合升力体过渡飞行模式仿真验证

本文采用组合升力体模型机数据,飞行高度为100 m,前飞速度为10 m/s,仿真条件如表1、表2所示,初步估算中不考虑动导数影响,仿真结果反映了模型机过渡飞行模式下对操纵舵面输入的响应情况。

图2是升降舵输入响应结果。输入的指令为方波信号,幅值为5deg。图中分别给出了迎角和俯仰角速率的响应结果。

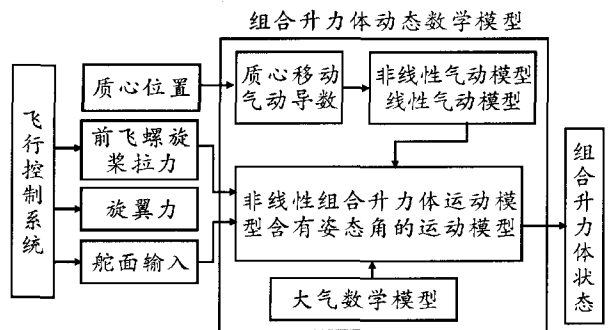


图1 组合升力体动态数学模型组成结构

图2(a)显示当舵面偏转时,纵向迎角的响应。图2(b)显示当舵面偏转时,模型机会产生俯仰力矩,使得飞机产生俯仰角速率。

图3是滚转副翼输入响应结果。输入的指令为方波信号,幅值为10deg。图中分别给出了迎角和俯仰角速率的响应结果。

图3(a)、(b)分别显示了侧滑角和滚转角速率、偏航角速率的响应曲线。由于滚转过程中同时存在侧滑,所以导致模型机滚转力矩随滚转过程变化,进而在该过程模型机滚转角速率未趋于稳态值。

图4是方向舵输入响应结果。输入的指令为方波信号,幅值为15deg。图中分别给出了迎角和俯仰角速率的响应结果。

图4(a)、(b)中显示方向舵操纵输入侧滑角和偏航角速率的响应曲线,方向舵偏转导致侧滑,产生偏航力矩,侧滑角和偏航角速率发生变化。

图2、3、4分别显示了组合升力体在配平状态下飞机各个舵面单独操纵输入的动态响应,迎角、侧滑角、俯仰角速率、偏航角速率和滚转角速率的响应较好地反映出组合升力体纵向及横航向的响应,表明所构造的组合升力体动态数学模型能够较真实描述组合升力体在过渡飞行模式对操纵舵面的响应。

5 结论

组合升力体是一个多体动力学系统,结构和气动

表1 飞行器及有效载荷物理参数

ρ	Weight	S	b	c	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}	I_{xz}
1.213 3	12	1.1	2	0.3	1.444 7	6.442 935	6.602 5	1.372 05
kg/m ³	kg	m ²	m	m	kg · m ²	kg · m ²	kg · m ²	kg · m ²

表2 飞行器及有效载荷气动参数

C_{D0}	$C_{L\alpha}$	C_{D0}	$C_{L\delta_e}$	$C_{L\delta_c}$	C_{Cp}	$C_{C\delta_r}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta_e}$	$C_{m\delta_c}$
0.192	4.672 6	0.032	0.503 0	0.591 6	-0.621 6	0.391	-0.457 9	-3.562 8	2.372 1
C_{β}	$C_{\beta\alpha}$	$C_{\beta r}$	$C_{\beta p}$	$C_{\beta r}$	$C_{n\beta}$	$C_{n\delta_r}$	C_{nr}	C_{np}	
-0.085	1.0	-0.072 8	1.114	0.092	0.235	-0.287	0.361	1.313 2	

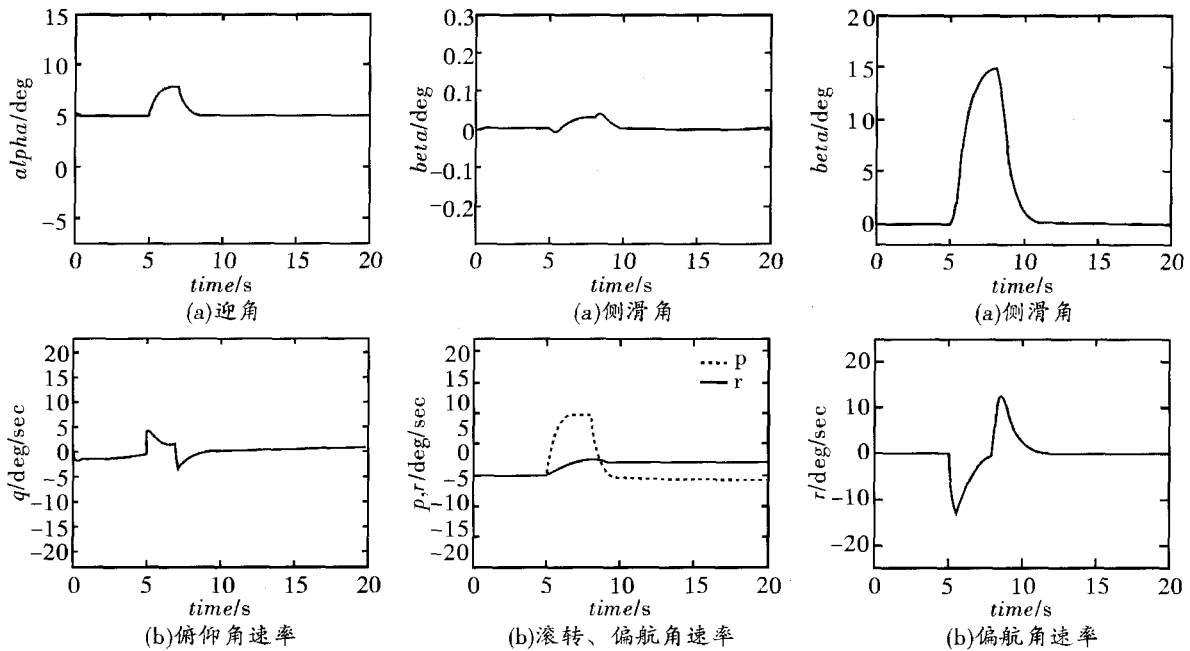


图2 升降舵操纵输入动态响应图

图3 滚转副翼操纵输入动态响应图

图4 方向舵操纵输入动态响应图

特性复杂,在建立运动模型时,既要全面考虑各个运动部件的物理模型及其数学表达式,又要针对实际情况进行抽象、概括,抓住影响组合升力体飞行特性的本质因素,这样才能最终得到高精度的数值模型。

本文建立了一种新的、精度较高的组合升力体飞行动力学数值仿真模型。根据模块化、层次化的建模思路,将组合升力体的主要气动部件:旋翼、前翼、尾翼和垂尾,各自推导气动力和力矩公式,同时全面考虑了它们之间的气动干扰问题,仿真结果表明该模型能够较真实地描述组合升力体在旋翼/固定翼过渡飞行模式下的飞行动态,验证了建模的合理性和模型的精确性。

参考文献:

[1] 王焕瑾,高正.高速直升机方案研究[J].飞行力学,2005,

23(1).

[2] Steven M Bass, Thomas L Thompson, John W Rutherford. Low-speed Wing Tunnel Test of the Canard Rotor/Wing Concept [R]. AIAA 9323412, 1993.

[3] Osder, Stephen S, Thompson, et al. Enhanced Flight Control Systems and Methods for a Jet Powered Tri-Mode Aircraft [P]. United States Patent, No. 20040093130, 2004.

[4] 高正,陈仁良.直升机飞行动力学[M].北京:科学出版社,2003:54-65.

[5] 吴森堂,费玉华.飞行控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:52-61.

- [3] Bhardwaj Manoj K, Kapania Bakesh K. A CFD/CSD Interaction Methodology for Aircraft Wings[R]. AIAA:98-4783.
- [4] David R. Jenkins. Thin Plate Spline interpolation on An An-nulus[Z]. ANIZIAM J42, 2000; C819 - C836.
- [5] 郭承鹏, 董军, 杨庆华, 等. 机翼的静气动弹性分析方法研究[J]. 振动与冲击, 2007, 26(10).

Numerical Simulation Study of Static Aero-elastic for Three- dimensional Aircraft Wing

WANG Xiao- jiang, XIA Lu, ZHAN Hao, LIU Fu- long

(*National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*)

Abstract: In this paper, a numerical simulation technology which combined Computational Fluid Dynamics (CFD) method with Computational Structure Dynamic (CSD) is developed. A numerical simulation study of static aero- elastic for three- dimensional aircraft wing is carried out. To analysis aerodynamic performance, three- dimensional Euler equations solver based on Cartesian grid are used and structure static equilibrium equations are coupled for static aero- elastic numerical simulation. Mode of exchange data in the CFD/CSD coupled computation is designed. In this paper, M6 wing as an example, the wing static aero- elastic numerical simulation is carried out. The computed result indicates method of static aero- elastic numerical simulation on the three- dimensional aircraft wing is reasonable and feasible. This method provides a base for wing structure optimization design and aerodynamic shape optimization design considering structure elasticity deformation.

Key words: static aero- elastic; CFD/CSD; euler equation; exchange data; thin plate spline

(上接第 60 页)

Combination Lift Body Dynamics Modeling and Simulation

YAO Chao, ZHANG Yi- zhe, LI Zheng- qiang

(*School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*)

Abstract: The conceptual project for combination lift body was designed. The new method for combination lift body modeling was proposed. A mathematical model for the combination lift body dynamics simulation was developed. In the process of modeling, the models of the primary aerodynamic components of the combination lift body were considered comprehensively. The modeling methods of rotor/fixed wing transition model were discussed in detail. The response analysis were carried out according to the modeling methods. The simulation results show the rationality and validity of modeling theories and methods.

Key words: combination lift body; transition flight model; modeling; flight dynamics