大迎角综合飞行/推进控制系统设计与仿真

杨凌宇 郭 亮 柳嘉润 申功璋

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 以先进推力矢量战斗机为背景,构建了基于力矩解算和分配的大迎角综合飞行/推进控制系统结构方案.在此基础上采用模糊方法设计推进稳定性控制系统;以逆动力学方法计算期望力矩;以饱和控制分配原则协调气动舵面和推力矢量的控制.仿真结果表明大迎角下推进系统可稳定工作,综合飞/推控制系统能合理协调气动舵面和推力矢量,控制系统能够快速准确的跟踪指令,完成机动动作.

关 键 词: 综合飞行/推进控制; 控制分配; 推进系统稳定性控制

中图分类号: TP 273

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)06-0709-05

Design and simulation of integrated flight and propulsion control for post stall maneuvers

Yang Lingyu Guo liang Liu Jiarun Shen Gongzhang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Research on simulation and design of IFPC(integrated flight and propulsion control system) of super angle of attack maneuver were done for an advanced vectored-thrust aircraft. A new structure of IFPC was put forward. An engine stability control system was designed to enhance engine stability at super angle. Moment requirements were calculated by rigid body inverse dynamic method, and the aerodynamic surfaces and thrust vector were allocated by the optimal control allocation and the saturation principle. Simulation results show that engine operates steadily, and thrust vector supplies extra moment, when the aerodynamic surfaces moment is not enough. The dynamic response of system is rapid, and tracking characteristic is well.

Key words: integrated flight and propulsion control; control allocation; engine stability control

大迎角飞行时,飞行状态与推进系统之间耦合十分强烈,一方面进气道会产生严重的气流畸变,导致发动机不稳定,甚至熄火;另一方面气动舵面效率较低,控制能力大大下降,需要推力矢量补充控制所需力和力矩.因此,保证推进系统的稳定工作,并合理地协调气动舵面和推力矢量,是实现大迎角飞行控制的关键问题[1-2].

1 大迎角综合飞/推控制系统方案

以往对大迎角飞行的控制的研究,更多侧重于飞行控制系统对非线性气动特性的处理上,而对于推进系统,大多采用线性模型加以近似,对推进系统的真实特性,尤其是其稳定性的影响很少考虑;另外在矢量喷管控制方面,虽然有很多文献提到了将其视为一个特殊气动舵面来处理,但涉及其如何与常规舵面的协调缺乏相应的设计依据[2].

本文设计了同时考虑飞行及推进系统特性的大迎角综合飞行/推进控制系统.控制方案如图 1 所示,控制系统可分为力矩解算、控制分配和稳定性控制器 3 个部分.系统输入指令为 $\boldsymbol{Y}=[\alpha_c,\beta_c,\mu_c]^T$,分别为迎角、侧滑角和绕速度轴滚转角,

收稿日期: 2006-07-14

基金项目: 国防十五预研资助项目(102010106)

作者简介: 杨凌宇(1979—),男,吉林吉林人,博士生, yly@asee.buaa.edu.cn.

力矩解算根据刚体逆动力学计算期望运动所需的合外力矩指令 $\boldsymbol{M}_c$，再通过控制分配模块协调矢量喷管和气动舵面完成控制. 稳定性控制器用来保证推进系统的正常工作. 另外，飞机在大迎角机动时其推进系统一般工作在最大状态，因此方案中油门 PLA 始终置于最大位置.

与传统相比，该方案包括推进系统稳定性控制器，更具工程意义. 另外该方案将指令误差驱动操纵机构的直接形式转化成为指令-力矩-操纵机构的间接形式，气动舵面和矢量喷管的控制通过力矩得到统一，可有效、合理地对其分配，同时采用刚体逆动力学方法完成对力矩的设计可有效地处理对象的非线性，减化设计难度.

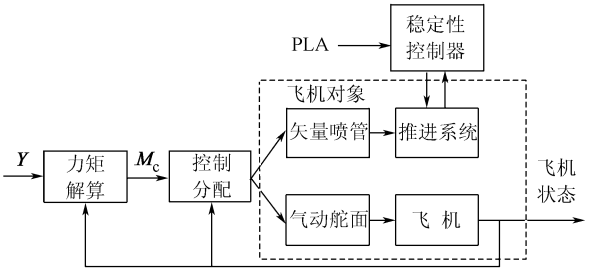

图 1 综合飞行/推进系统控制结构方案图

2 综合控制系统设计

2.1 推进稳定性控制器设计

2.1.1 推进系统的稳定性指标

大迎角下，推进系统的稳定程度可通过稳定裕度 SM 衡量. 如图 2，其中 π 为压比，$q(\lambda)$ 为流量函数. $\bar{n}_{cor}$ 为换算转速. 喘振边界通过实验测试获得，发动机的共同工作线表示推进系统当前工作状态，当其位于喘振边界外侧时，系统将会发生喘振. 稳定裕度就是表示共同工作线与喘振边界线远近的指标，是一个无量纲的值，如式(1).

$$\mathrm{SM}=\frac{[\pi/q(\lambda)]_s-[\pi/q(\lambda)]_o}{[\pi/q(\lambda)]_o} \tag{1}$$

其中，下标 s 代表喘振边界；下标 o 代表工作点. 当工作线离喘振边界越近时，稳定裕度越小，发动机越不稳定.

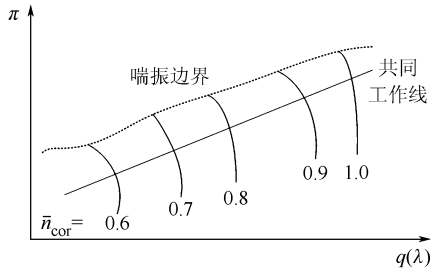

图 2 发动机工作状态曲线

2.1.2 推进系统稳定性控制方案

在大迎角飞行时，进气道出口流场产生的畸变将引起发动机不稳定工作[1-3]. 图 3 和图 4 分别为推进系统风扇稳定裕度 SM_1 和压气机稳定裕度 SM_2 在大迎角机动时的变化曲线，机动时间为 10 s，机动条件为迎角 α 从 0°增至 60°，马赫数 Ma 从 0.6 降至 0.3，均随时间线性增加.

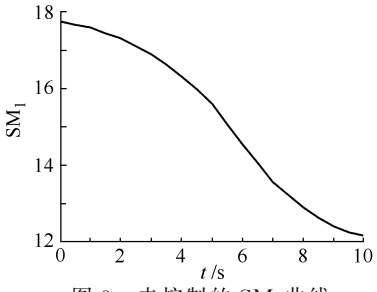

图 3 未控制的 SM_1 曲线

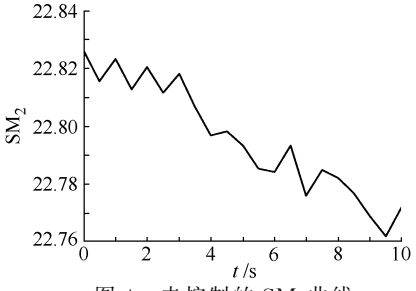

图 4 未控制的 SM_2 曲线

由图 3 和图 4 可知，随着迎角的增加和飞行速度的降低，SM_1 大幅度降低；而 SM_2 变化很小，这主要由于畸变气流进入压气机前，已被风扇衰减所致. 因此，保证推进系统稳定，必须保证风扇稳定裕度不超标.

可以通过调节尾喷管面积改变发动机的工作状态，使其远离喘振边界[2-3]. 推进系统稳定性控制系统方案如图 5 所示，其中推进系统受油门杆指令 PLA，α 和 Ma 等因素影响，其稳定性不断变化；SM_1 为发动机多个变量的函数，不能直接测量，通过畸变估计系统得到；SM_{1c} 为稳定裕度下边界，根据工程经验选取，这里取 $SM_{1c}=13$；整个系统采用模糊方法进行控制，实时调整尾喷口面积 ΔA_8.

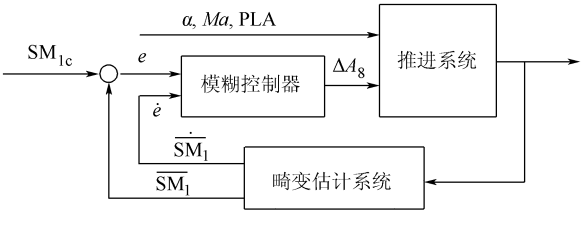

图 5 推进系统稳定控制系统

取误差及其导数为 $e=\mathrm{SM}_{1c}-\overline{\mathrm{SM}_1}$，$\dot{e}=-\dot{\overline{\mathrm{SM}_1}}$，模糊控制器输出为 ΔA_8，e 的范围取[−18.88,1.3]，$\dot{e}$ 的范围取[−1,1]，输出量 ΔA_8 的范围取[0,0.012]，分别为上述 3 个变量定义 7 个模糊集 $F_e^1\sim F_e^7$，$F_{\dot{e}}^1\sim F_{\dot{e}}^7$ 和 $F_{A_8}^1\sim F_{A_8}^7$，并采用标准三角型隶属度函数，推理方法为 max-min 方法，规则库选用常用的线性规则库，如表 1 所示，解模糊方法采用重心法.

表 1　规则库

e	$\dot{e}$						
	$F_{\dot{e}}^1$	$F_{\dot{e}}^2$	$F_{\dot{e}}^3$	$F_{\dot{e}}^4$	$F_{\dot{e}}^5$	$F_{\dot{e}}^6$	$F_{\dot{e}}^7$
F_e^7	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$	$F_{A_8}^6$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$
F_e^6	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$	$F_{A_8}^6$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$
F_e^5	$F_{A_8}^2$	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$	$F_{A_8}^6$	$F_{A_8}^7$	$F_{A_8}^7$
F_e^4	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^2$	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$	$F_{A_8}^6$	$F_{A_8}^7$
F_e^3	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^2$	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$	$F_{A_8}^6$
F_e^2	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^2$	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$	$F_{A_8}^5$
F_e^1	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^1$	$F_{A_8}^2$	$F_{A_8}^3$	$F_{A_8}^4$

2.1.3　推进系统稳定性控制仿真分析

对所设计的推进控制系统进行仿真，仿真条件与 2.1.2 节相同，仿真结果如图 6 所示. 对比图 3 可知，推进控制系统使 SM_1 保持在 13 以上，满足了要求.

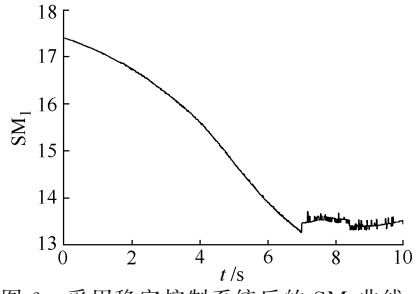

图 6　采用稳定控制系统后的 SM_1 曲线

2.2　期望力矩解算设计

由指令$[\alpha_c,\beta_c,\mu_c]^{\mathrm{T}}$，先根据期望的控制特性生成姿态角速度指令 $\boldsymbol{\omega}_c$，再由刚体转动的逆特性[4]解出期望的合外力矩 $\boldsymbol{M}_c$.

$[\alpha,\beta,\mu]^{\mathrm{T}}$ 的微分方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{\beta}\\ \dot{\mu}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\cos\alpha\tan\beta & \sin\alpha\tan\beta & 1\\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ \cos\alpha\sec\beta & -\sin\alpha\sec\beta & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}+\frac{1}{m}\begin{bmatrix}-F_y/(V\cos\beta)\\ F_z/V\\ F_y\tan\beta/V\end{bmatrix}=\boldsymbol{g}(x)\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}+\boldsymbol{f}(x)\quad(2)$$

其中，$[F_x,F_y,F_z]^{\mathrm{T}}$ 为合外力在气流系的分量；m 为飞机质量；V 为飞机的飞行速率.

期望$[\alpha,\beta,\mu]^{\mathrm{T}}$ 为如下的一阶动态特性：

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_c\\ \dot{\beta}_c\\ \dot{\mu}_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}k_\alpha(\alpha_c-\alpha)\\ k_\beta(\beta_c-\beta)\\ k_\mu(\mu_c-\mu)\end{bmatrix}\quad(3)$$

其中系数$[k_\alpha,k_\beta,k_\mu]^{\mathrm{T}}$ 经离线调试确定.

期望的姿态角速度：

$$\begin{bmatrix}\omega_{xc}\\ \omega_{yc}\\ \omega_{zc}\end{bmatrix}=\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})^{-1}\left[\begin{bmatrix}\boldsymbol{k_\alpha}(\boldsymbol{\alpha}_c-\boldsymbol{\alpha})\\ \boldsymbol{k_\beta}(\boldsymbol{\beta}_c-\boldsymbol{\beta})\\ \boldsymbol{k_\mu}(\boldsymbol{\mu}_c-\boldsymbol{\mu})\end{bmatrix}-\boldsymbol{f}(x)\right]\quad(4)$$

其中

$$\boldsymbol{g}(x)^{-1}=\begin{bmatrix}0 & \sin\alpha & \cos\alpha\cos\beta\\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha\cos\beta\\ 1 & 0 & \sin\beta\end{bmatrix}\quad(5)$$

期望$[\omega_x,\omega_y,\omega_z]^{\mathrm{T}}$ 为如下的一阶动态特性：

$$\begin{bmatrix}(\dot{\omega}_x)_c\\ (\dot{\omega}_y)_c\\ (\dot{\omega}_z)_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}k_{\omega_x}(\omega_{xc}-\omega_x)\\ k_{\omega_y}(\omega_{yc}-\omega_y)\\ k_{\omega_z}(\omega_{zc}-\omega_z)\end{bmatrix}\quad(6)$$

其中比例系数$[k_{\omega_x},k_{\omega_y},k_{\omega_z}]^{\mathrm{T}}$ 经离线调试确定. 则所需力矩为[5]

$$\left.\begin{aligned}M_{xc}&=I_x(\dot{\omega}_x)_c+(I_z-I_y)\omega_y\omega_z+I_{xy}[\omega_z\omega_x-(\dot{\omega}_y)_c]\\ M_{yc}&=I_y(\dot{\omega}_y)_c+(I_x-I_z)\omega_x\omega_z-I_{xy}[\omega_y\omega_z+(\dot{\omega}_x)_c]\\ M_{zc}&=I_z(\dot{\omega}_z)_c+(I_y-I_x)\omega_x\omega_y-I_{xy}(\omega_x^2-\omega_y^2)\end{aligned}\right\}\quad(7)$$

其中，I_x,I_y,I_z 为飞机在 3 个轴上的惯性矩；I_{xy} 为惯性积.

2.3　控制分配系统设计

飞机所受合外力矩由 3 部分组成，可表示为

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{M}_f+\boldsymbol{M}_e+\boldsymbol{M}_b\quad(8)$$

其中，$\boldsymbol{M}_f$ 为气动舵面产生的力矩；$\boldsymbol{M}_e$ 为推力矢量产生的力矩；$\boldsymbol{M}_b$ 为机体、机翼、气流干扰等所产生的力矩. 由于 $\boldsymbol{M}_b$ 很难测量，但其变化相对缓慢，可认为其在 2 次计算时间内保持不变，采用增量式方法处理.

$$\boldsymbol{M}_c=\boldsymbol{M}+\Delta\boldsymbol{M}_f+\Delta\boldsymbol{M}_e\quad(9)$$

其中，$\boldsymbol{M}_c$ 为期望三轴力矩指令；$\Delta\boldsymbol{M}_f$ 和 $\Delta\boldsymbol{M}_e$ 为气动舵面和力矩的改变量；$\boldsymbol{M}=[M_x,M_y,M_z]^{\mathrm{T}}$ 为当前飞机所受力矩，可由下式估算：

$$\left.\begin{aligned}M_x&=I_x\dot{\omega}_x+(I_z-I_y)\omega_y\omega_z+I_{xy}(\omega_z\omega_x-\dot{\omega}_y)\\ M_y&=I_y\omega_y+(I_x-I_z)\omega_x\omega_z-I_{xy}(\omega_y\omega_z+\dot{\omega}_x)\\ M_z&=I_z\dot{\omega}_z+(I_y-I_x)\omega_x\omega_y-I_{xy}(\omega_x^2-\omega_y^2)\end{aligned}\right\}\quad(10)$$

根据饱和原则，先采用气动舵面通过最优控制分配方法实现力矩，气动舵面偏度与力矩的关系如下：

$$\begin{bmatrix} M_{xc} \\ M_{yc} \\ M_{zc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_x^{\delta_x} & m_x^{\delta_y} & m_x^{\delta_z} & m_x^{\delta_c} & m_x^{\delta_{vn}} \\ m_y^{\delta_x} & m_y^{\delta_y} & m_y^{\delta_z} & m_y^{\delta_c} & m_y^{\delta_{vn}} \\ m_z^{\delta_x} & m_z^{\delta_y} & m_z^{\delta_z} & m_z^{\delta_c} & m_z^{\delta_{vn}} \end{bmatrix} \boldsymbol{\delta} \tag{11}$$

其中，$\boldsymbol{\delta}=[\delta_x,\delta_y,\delta_z,\delta_c,\delta_{vn}]^T$ 依次为副翼、方向舵、平尾同步、鸭翼和平尾差动的偏度；m_x^{δ}，m_y^{δ}，m_z^{δ} 分别为各舵面所对应的力矩系数. 选用基底排序法最优分配控制[5]，可得各舵面偏转指令.

由饱和原则，当气动舵面不能提供飞机所需力矩时，将采用推力矢量补充. 设最大舵偏所能提供的最大力矩改变量为 $\Delta\boldsymbol{M}_f$，则推力矢量应产生的力矩改变量指令为

$$\Delta\boldsymbol{M}_e=\boldsymbol{M}_c-\boldsymbol{M}-\Delta\boldsymbol{M}_f \tag{12}$$

本文中飞机对象装备 2 台推力矢量发动机，控制量 $\boldsymbol{\delta}_e=[\delta_{e_y},\delta_{e_{pr}},\delta_{e_{pl}}]^T$，其中 δ_{e_y} 表示左右喷管水平偏度，为联动形式；$\delta_{e_{pr}}$ 和 $\delta_{e_{pl}}$ 分别为左右喷管俯仰偏度. 发动机力矩方程为

$$\left.\begin{aligned} M_{ex}&=P(\sin\delta_{e_{pr}}-\sin\delta_{e_{pl}})L_z \\ M_{ey}&=P(\cos\delta_{e_{pr}}+\cos\delta_{e_{pl}})\sin\delta_{e_y}L_x+ \\ &\quad P(\cos\delta_{e_{pr}}-\cos\delta_{e_{pl}})\cos\delta_{e_y}L_z \\ M_{ez}&=P(\sin\delta_{e_{pr}}+\sin\delta_{e_{pl}})L_x \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

其中，P 为单发推力；L_x，L_z 分别为机体系下喷口到质心的 x 轴距离、z 轴距离. 由上式可求得所需的矢量偏角. 当所求值超过偏角极限时，矢量偏角将偏转最大值.

3 仿真分析

采用的仿真对象为某飞机的六自由度非线性模型，迎角数据范围为 0°～60°，推进系统为相应的部件级几何可调模型. 以大迎角平飞为例进行仿真验证.

进入该机动的初始条件为高度 5 km，马赫数 0.6 的平飞状态，机动动作为迅速增加并保持迎角 55°. 控制指令仿真结果如图 7～图 11 所示.

从图中可以看出，控制量的响应能够快速准确地跟踪期望的指令，迎角很快达到 55°. 在机动后半段，由于速度大幅度下降，气动舵面已不能提供足够的力矩，舵面饱和，此时采用推力矢量能弥补气动舵面的不足，完成期望动作. 另外推进系统的稳定裕度也保证在期望的范围内，整个仿真结果满足精度要求.

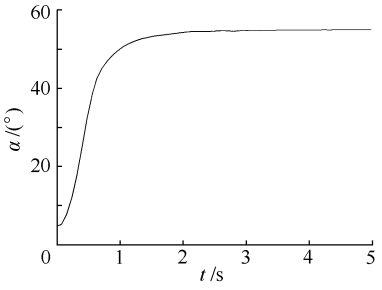

图 7 α 响应曲线

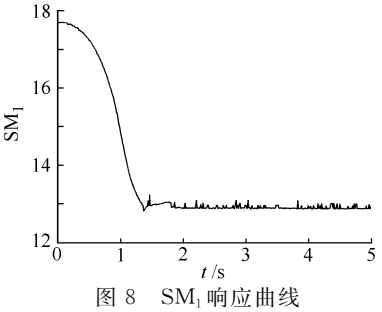

图 8 SM_1 响应曲线

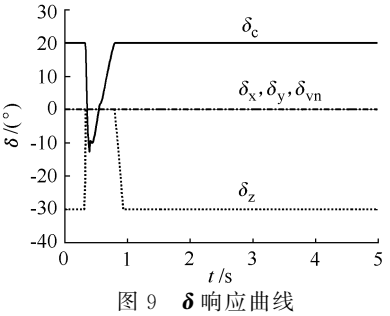

图 9 $\boldsymbol{\delta}$ 响应曲线

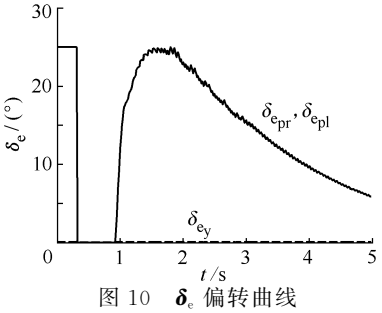

图 10 $\boldsymbol{\delta}_e$ 偏转曲线

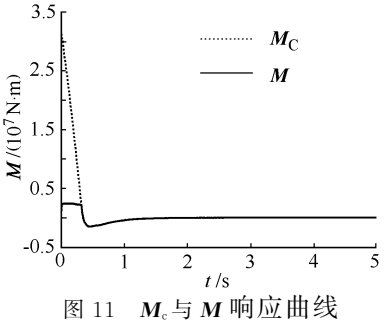

图 11 $\boldsymbol{M}_c$ 与 $\boldsymbol{M}$ 响应曲线

4 结 束 语

本文针对大迎角飞行中推进系统稳定性及气动舵面/推力矢量的协调控制问题,构建了大迎角综合飞行/推进控制系统的方案,采用模糊方法设计了推进稳定性控制系统,并用逆动力学和控制分配方法构建了指令-力矩-操纵机构的间接控制方案,协调处理气动舵面和推力矢量的控制,仿真获得了良好的效果.

本文采用的推进系统模型可调变量较少,先进的推进系统可调变量大大增加,其稳定性控制设计将更为复杂,还需在建立其模型基础上开展深入研究.另外可针对大迎角下气动特性的复杂性和参数不确定性,在本方案基础上,结合非线性鲁棒等方法进行设计.

参考文献 (References)

[1] 王立峰,张津.超机动飞行推进系统稳定性控制研究[J].推进技术,2000,21(4):1－4
Wang Lifeng, Zhang Jin. Propulsion system stability control for super-maneuvering flight[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 1－4 (in Chinese)

[2] 叶茂林,申功璋.带推力矢量综合飞行推进控制系统设计及其仿真研究[D].北京:北京航空航天大学自动化科学与电器工程学院,2002
Ye Maolin, Shen Gongzhang. Design and simulation research for integrated flight/propulsion system[D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002(in Chinese)

[3] Delaat J C, Southwick R D, Gallops G W. High stability engine control[R]. AIAA-96-2586, 1996

[4] 柳嘉润,申功璋.基于逆动力学和在线参数辨识的飞机姿态控制[J].北京航空航天大学学报,2005,31(2):111－115
Liu Jiarun, Shen Gongzhang. Attitude control based on inverse dynamics and online parameter identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(2): 111－115 (in Chinese)

[5] Yang Lingyu, Shen Gongzhang. A new optimal control allocation method for aircraft with multiple control effectors [R]. AIAA-2007-1052, 2007

(责任编辑:张　婧)

(上接第 685 页)

5 结 束 语

本文提出一种新的 FDTD-PWS 混合算法,应用于分析毫米波聚焦透镜天线的焦面场,并与实验结果进行比较,证明该方法是适用和有效的.这种方法由于天线口面到焦面之间的空间不纳入 FDTD 数值计算,所以节省了大量计算空间,并且缩短了计算时间,提高了计算效率.另外,本文方法将透镜纳入计算,这样就可以计算不同介质对焦斑大小的影响,所以与传统设计法相比,FDTD-PWS 混合算法对天线设计有更好的指导作用.同时这种方法可以推广到需要研究焦面场分布的其它天线形式.

参考文献 (References)

[1] KrausJ D, Marhefka R J. 天线(下)[M]. 第三版. 章文勋译.北京:电子工业出版社, 2005: 140－147
Kraus J D, Marhefka R J. Antennas[M]. 3rd Edition. Translated by Zhang Wenxun. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005: 140-147 (in Chinese)

[2] 窦文斌. 毫米波准光理论与技术[M]. 第二版. 北京:高等教育出版社, 2006: 173－193
Dou Wenbin. Millimeter wave quasioptical theory and techniques[M]. 2nd Edition. Beijing: Higher Education Press, 2006: 173－193 (in Chinese)

[3] Godi G, Sauleau R, Thouroude D. Performance of reduced size substrate lens antennas for millimeter-wave communications[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2005, 53(4): 1278－1286

[4] 泽尔 E V. 口径天线与绕射理论[M]. 邱文杰译. 成都:成都电讯工程学院出版社, 1987: 16－20
Jull E V. Aperture antennas and diffraction theory[M]. Translated by Qiu Wenjie. Chengdu: Chengdu Telecommunication Engineering College Press, 1987: 16－20 (in Chinese)

[5] Shi Jin, Cracraft M A, Slattery K P, et al. Calibration and compensation of near-field scan measurements[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2005, 47(8): 642－650

(责任编辑:娄　嘉)