

7-31-2020

## Modeling Research on Dynamic Pressure Distribution of Pilot Body in Maneuver Flight

Liu Gang

*Department of Automobile and Mechanical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130600, China;*

Yunpu Wang

*Department of Automobile and Mechanical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130600, China;*

Hongwei Chi

*Department of Automobile and Mechanical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130600, China;*

Hongyin Yuan

*Department of Automobile and Mechanical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130600, China;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

# Modeling Research on Dynamic Pressure Distribution of Pilot Body in Maneuver Flight

## Abstract

**Abstract:** Relationship between dynamic surface forces distribution of pilot body and flight load in maneuver flight was studied. *Dynamic surface pressure and shear distribution of pilot body seated posture were expressed by setting up dynamic pressure factor and dynamic shear factor. Flight kinetic equations of pilot body seated posture were established. In the equations, relationship between pilot body inertia forces and dynamic surface forces were given, and the equations are square nonlinear for dynamic pressure factor and shear factor. Finally an example for climbing turn maneuver flight of some aircraft was done, dynamic surface forces distribution of pilot body were analyzed by numerical simulation, and the results meet the practical experience of pilot.* The theory can be used to design and control the g-seat for flight dynamic simulation.

## Keywords

maneuver flight, dynamic surface force of body, kinetic equation, G-seat

## Recommended Citation

Liu Gang, Wang Yunpu, Chi Hongwei, Yuan Hongyin. Modeling Research on Dynamic Pressure Distribution of Pilot Body in Maneuver Flight[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(7): 1435-1443.

## 机动飞行状态下飞行员人体动态体表力建模研究

刘刚, 王云普, 迟宏伟, 袁洪印

(长春科技学院汽车机械工程学院, 吉林 长春 130600)

**摘要:** 对机动飞行时飞行员人体动态体表力分布与飞行过载之间的关系进行了研究。引入动态压力因子和剪力因子来表示坐姿飞行员人体动态体表压力和剪力分布。建立了坐姿飞行员人体飞行动力学方程。方程给出飞行员人体惯性力与体表力之间的关系, 且关于动态压力因子和动态剪力因子二次非线性。以某飞机上升转弯机动飞行为例, 对飞行员人体动态体表力进行了数值仿真分析, 数值结果符合飞行实际经验。此理论可用于飞行动态仿真过载椅的设计与控制。

**关键词:** 机动飞行; 动态体表力; 动力学方程; 过载椅

中图分类号: TP 391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2015) 07-1435-09

## Modeling Research on Dynamic Pressure Distribution of Pilot Body in Maneuver Flight

Liu Gang, Wang Yunpu, Chi Hongwei, Yuan Hongyin

(Department of Automobile and Mechanical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130600, China)

**Abstract:** Relationship between dynamic surface forces distribution of pilot body and flight load in maneuver flight was studied. Dynamic surface pressure and shear distribution of pilot body seated posture were expressed by setting up dynamic pressure factor and dynamic shear factor. Flight kinetic equations of pilot body seated posture were established. In the equations, relationship between pilot body inertia forces and dynamic surface forces were given, and the equations are square nonlinear for dynamic pressure factor and shear factor. Finally an example for climbing turn maneuver flight of some aircraft was done, dynamic surface forces distribution of pilot body were analyzed by numerical simulation, and the results meet the practical experience of pilot. The theory can be used to design and control the g-seat for flight dynamic simulation.

**Keywords:** maneuver flight; dynamic surface force of body; kinetic equation; G-seat

## 引言

过载椅是一种专门用于战机飞行动感仿真的设备。现代战机不仅要求高机动飞行, 还要求高敏捷性飞行, 飞机剧烈变化的加速度, 在飞行员人体的头足、胸背和左右方向, 以及与此 3 个方向相对应的转动方向, 产生飞行过载。飞行过载使座椅坐

垫和靠背对飞行员作用的体表力发生剧烈动态变化, 正过载使飞行员压紧在座椅上, 体表力增大; 负过载使飞行员体表力减小, 背离、甚至脱离座椅。过载椅就是基于这种机动飞行的人体感知现象设计出来的, 欲使过载椅动感感示单元的机械作用能够尽量逼近真实过载感知, 就必须对机动飞行状态下飞行员人体体表力分布进行深入研究, 通过坐垫和靠背处动感感示单元, 由计算机控制、在肩带和腰带配合下, 对人体施加与飞行过载相适应的变化体表力, 从而模拟飞行过载对人体作用的感知。



收稿日期: 2014-06-17 修回日期: 2014-09-24;  
基金项目: 中国博士后科学基金(20080431390);  
作者简介: 刘刚(1961-), 男, 吉林长春人, 博士, 教授, 研究方向为机械系统动力学及其仿真; 王云普(1964-), 男, 吉林长春人, 硕士, 副教授, 研究方向为动力机械及其仿真。

<http://www.china-simulation.com>

• 1435 •

坐姿飞行员人体体表力包括两种,一是座椅对人体的体表压力,其方向和人体体表垂直;另一个是座椅摩擦导致的体表剪力,其方向与人体体表相切。按照人体是静止还是运动,体表力又可分为静止时的静态体表力和运动时的动态体表力。

目前对人体体表力研究以测量和测量结合数值模拟 2 类方法为主,其中人体静态体表压力研究较多<sup>[1-4]</sup>,对体表剪力研究较少<sup>[5]</sup>,其主要应用领域为医疗康复和人机工程。笔者曾对坐姿人体静态体表压力、对称机动飞行时飞行员人体动态体表压力和坐姿人体静态体表剪力分布研究进行了研究<sup>[6-8]</sup>。关于动态体表剪力和一般运动状态下动态体表力研究未见报道。

在过载椅领域我国与世界空军强国差距较大。美国早已开发了气囊式过载椅且用于战机飞行仿真训练<sup>[9]</sup>,欧洲也开发了电动式过载椅,但有关飞行过载与人体体表力关系定量分析的文献则未见报道。我国在过载椅领域研究刚刚起步,除了笔者对对称机动飞行时飞行过载与人体体表力之间的关系进行了研究之外,文献[10]对过载椅机构力控制进行了研究。显然,如何全面、准确分析一般机动飞行时飞行过载与人体体表力之间的关系是过载椅动感感单元设计与控制的关键技术。

## 1 动态体表力分布模式

### 1.1 动态体表压力分布模式

人体体表力包括体表压力和体表剪力,坐姿人体体表力又包括臀部体表力和背部体表力。飞行过载变化导致人体体表力也随之变化,故称其为动态体表力。

动态体表压力可以在静态体表压力分析基础上,引入动态压力因子“调幅”得到,即对人体动态体表力分布模式做如下假设,动态体表压力分布与静态体表压力分布的不同,仅在于压力幅值的不同,而动态压力分布的相对变化仍然等同于静态压力分布的相对变化。

按照此动态体表压力是静态体表压力的“调幅”思想,对任意时刻  $t$ ,将人体动态体表力做如下等效化简,将人体背部动态压力向腰偏上处的第二压力峰值点(因第一压力峰值点是后臀部压力)等效简化,将左、右臀部动态体表压力分别向左、右坐骨点等效简化。

以左臀部动态压力分布为例,设时刻  $t$  对应的臀部动态压力因子为  $f_L^p(t)$ ,单位为 Pa,左臀部区域内  $S$  任一点无量纲静态压力为  $p(x, y)$ ,则该点动态压力为  $p(x, y)f_L^p(t)$ ,将动态压力向区域内左坐骨点等效化简,于是时间  $t$  对应的左臀部等效动态压力主矢为

$$P_L(t) = \iint_S p(x, y)f_L^p(t)ds = f_L^p(t)\iint_S p(x, y)ds = c_L^p f_L^p(t) \quad (1)$$

其中  $c_L^p = \iint_S p(x, y)ds$  即为左臀部静态压力分布主矢。同理,左臀部动态压力分布主矩为

$$\begin{cases} M_{L1}^p(t) = c_{Lm1}^p f_L^p(t) \\ M_{L2}^p(t) = c_{Lm2}^p f_L^p(t) \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $c_{Lm1}^p$ ,  $c_{Lm2}^p$  分别为臀部静态压力关于左坐骨点处的等效压力主矩的 2 个分量,  $c_{Lm1}^p$  是关于冠状轴(即髋部方向)的,  $c_{Lm2}^p$  是关于垂直轴(即大腿长度方向)的。

同理,如记右臀动态压力因子为  $f_R^p(t)$ ,单位为 Pa,亦有

$$\begin{cases} P_R(t) = c_R^p f_R^p(t) \\ M_{R1}^p(t) = c_{Rm1}^p f_R^p(t) \\ M_{R2}^p(t) = c_{Rm2}^p f_R^p(t) \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $c_R^p$  即为右臀部静态压力分布主矢;  $c_{Rm1}^p$ ,  $c_{Rm2}^p$  分别为臀部静态压力关于简化中心处—右坐骨点处的等效压力主矩的 2 个分量。由左右臀部静态压力对称性,并引入记号,有  $c_L^p = c_R^p = c_B^p$ ,  $c_{Lm1}^p = c_{Rm1}^p = c_{Bm1}^p$ ,  $c_{Lm2}^p = -c_{Rm2}^p = c_{Bm2}^p$ 。

记时刻  $t$  的背部压力动态因子  $f_K^p(t)$ ,则背部动态体表压力被等效化简为

$$\begin{cases} P_K(t) = c_K^p f_K^p(t) \\ M_K^p(t) = c_{Km}^p f_K^p(t) \end{cases} \quad (4)$$

其中系数  $c_K^p$ ,  $c_{Km}^p$  分别为背部静态体表压力等效主矢、主矩。

## 1.2 动态体表剪力分布模式

动态体表剪力可以在静态体表剪力分析基础上, 引入动态剪力因子“调幅”得到, 即对人体动态体表剪力分布模式做如下假设, 动态体表剪力分布与静态体表剪力分布的不同, 仅在于剪力幅值的不同, 而动态体表剪力分布的相对变化仍然等同于静态体表剪力分布的相对变化。显然, 动态体表剪力分布与动态体表压力分布密切相关, 动态体表剪力幅值大小与动态体表压力幅值大小应保持正比关系, 在动态体表剪力分布模式中, 必须有动态体表压力因子, 即动态体表剪力分布实际上在动态体表压力因子和动态体表剪力因子的共同作用下产生的。

按照动态体表压力因子和动态体表剪力因子对动态体表剪力分布的双因子影响效应, 对坐姿人体动态体表剪力分布做如下等效化简。动态体表剪力分布等效简化点仍为动态压力分布等效简化点, 即背部腰偏上处的第二压力峰值点和左右臀部坐骨点。如图 1, 设时刻  $t$  的左、右臀部动态体表剪力主矢、主矩分别为  $S_L(t)$ ,  $M_L^s(t)$  和  $S_R(t)$ ,  $M_R^s(t)$ , 注意, 左、右臀部共有一个剪力因子  $f_B^s(t)$ , 因左、右剪力变化必须同步, 否则人体臀部已经受到伤害了。以左臀部动态剪力分布为例, 设左臀部动态剪力分布为  $Q_L(x, y, t)$ , 静态剪力分布为  $q_L(x, y)$ , 有  $Q_L(x, y, t) = f_B^s(t) f_L^p(t) q_L(x, y)$ 。

将左臀部动态剪力分布向左坐骨点等效化简, 则左臀部动态剪力等效主矢为

$$\begin{aligned} S_L(t) &= \iint_S Q_L(x, y, t) dS = \\ &= f_B^s(t) f_L^p(t) \iint_S q_L(x, y) dS = \\ &= c_L^s f_B^s(t) f_L^p(t) \end{aligned} \quad (5)$$

其中  $c_L^s = \iint_S q_L(x, y) dS$  即为左臀部静态剪力分布主

矢。左臀部动态剪力等效主矩为

$$\begin{aligned} M_L^s(t) &= \iint_S (y - y_b) Q_L(x, y, t) dS = \\ &= f_B^s(t) f_L^p(t) \iint_S (y - y_b) q_L(x, y) dS = \\ &= c_{Lm}^s f_B^s(t) f_L^p(t) \end{aligned} \quad (6)$$

其中  $c_{Lm}^s = \iint_S (y - y_b) q_L(x, y) dS$  即为左臀部静态剪力分布对坐骨点的等效主矩,  $y_b$  是坐骨点的纵坐标。同理, 右臀部动态体表剪力分布等效主矢和主矩为

$$\begin{cases} S_R(t) = c_R^s f_B^s(t) f_R^p(t) \\ M_R^s(t) = c_{Rm}^s f_B^s(t) f_R^p(t) \end{cases} \quad (7)$$

背部动态体表剪力分布等效主矢和主矩为

$$\begin{cases} S_K(t) = c_K^s f_K^s(t) f_K^p(t) \\ M_K^s(t) = c_{Km}^s f_K^s(t) f_K^p(t) \end{cases} \quad (8)$$

其中系数  $c_R^s$  和  $c_{Rm}^s$ ,  $c_K^s$  和  $c_{Km}^s$  分别为右臀部、背部静态体表剪力等效主矢、主矩。式(1)~(8)中系数值皆在此前研究中得到。各个主矢与主矩的方向, 见图 1, 图 2 中对应符号的方向。

## 2 动力学方程与动态体表力

### 2.1 基本假设与受力分析

建立一般机动飞行时坐姿飞行人体动力学方程。采用平面大地假设、无风。建立地面坐标系  $O_d - x_d y_d z_d$ , 原点  $O_d$  固定于地面上一点,  $y_d$  轴铅垂向上,  $x_d$  轴和  $z_d$  轴在水平面内, 方向任意; 航迹坐标系  $O - x_h y_h z_h$ ,  $O$  为飞机质心,  $x_h$  轴沿速度矢量方向,  $y_h$  轴在包含速度矢量的铅垂平面内并垂直于  $x_h$  轴指向上方,  $z_h$  轴垂直于铅垂平面  $O - x_h y_h$  指向右方(因而在水平面内); 固连于飞机的机体坐标系  $O - x_t y_t z_t$ ,  $x_t$  平行机身轴线指向前方,  $y_t$  在飞机对称面内且指向机体上方,  $z_t$  垂直于  $x_t y_t$  平面且指向机体右侧; 建立固连于人体的坐标系  $C - xyz$ ,  $C$  为坐姿飞行员人体质心,  $x$ ,  $y$ ,  $z$  分别平行于  $x_t$ ,  $y_t$ ,  $z_t$ 。设飞机质心加速度  $\mathbf{a}$ , 飞机绕质心角速度  $\boldsymbol{\omega}$ , 飞行员人体质心相对飞机质心

矩矢量  $\mathbf{m}_K^p$ ,  $\mathbf{P}_K$  方向与靠背垂直并指向背部,  $\mathbf{m}_K^p$

$$\mathbf{a}_c = \mathbf{a} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_c + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_c) \quad (9)$$

方向位于靠背平面内并与  $z$  轴平行、同向, 背部剪力分布的等效力系为主矢矢量  $\mathbf{S}_K$ 、主矩矢量  $\mathbf{m}_K^s$ ,  $\mathbf{S}_K$  方向位于靠背平面内并与  $z$  轴平行、反向,  $\mathbf{m}_K^s$  方向与靠背垂直并指向靠背。

左脚蹬处左足力为  $\mathbf{F}_L$ , 右脚蹬处右足力为  $\mathbf{F}_R$ ,  $\mathbf{F}_L$  和  $\mathbf{F}_R$  方向都与脚蹬面垂直并指向足底。

飞行员人体质心处重力  $\mathbf{m}\mathbf{g}$ , 坐姿飞行员人体关于质心的惯量张量为  $\mathbf{I}_C$ ;  $\delta_{th}$  为大腿切角,  $\delta_{bk}$  为靠背角,  $\delta_{ft}$  为脚蹬角;  $\mathbf{r}_C$  是 C 到背部等效化筒中心矢径,  $\mathbf{r}_L$ ,  $\mathbf{r}_R$  分别为 C 到左、右臀部坐骨点的矢径,  $\mathbf{r}_{FL}$ ,  $\mathbf{r}_{FR}$  分别为 C 到左、右足脚蹬力点矢径。

右臀部压力分布的等效力系为主矢矢量  $\mathbf{P}_R$ 、主矩矢量  $\mathbf{m}_{R1}^p$ 、 $\mathbf{m}_{R2}^p$ ,  $\mathbf{P}_R$  方向与椅面垂直并指向臀部,  $\mathbf{m}_{R1}^p$  方向位于椅面内并与  $z$  轴平行、同向,  $\mathbf{m}_{R2}^p$  方向位于椅面内并沿大腿方向指向后方。右臀部剪力分布的等效力系为主矩矢量  $\mathbf{S}_R$ 、主矩矢量  $\mathbf{m}_R^s$ ,  $\mathbf{S}_R$  方向位于椅面内并与  $z$  轴平行、反向,  $\mathbf{m}_R^s$  方向与椅面垂直并指向臀部。

背部压力分布的等效力系为主矢矢量  $\mathbf{P}_K$ 、主

矩矢量  $\mathbf{m}_K^p$ ,  $\mathbf{P}_K$  方向与靠背垂直并指向背部,  $\mathbf{m}_K^p$  方向位于靠背平面内并与  $z$  轴平行、同向, 背部剪力分布的等效力系为主矢矢量  $\mathbf{S}_K$ 、主矩矢量  $\mathbf{m}_K^s$ ,  $\mathbf{S}_K$  方向位于靠背平面内并与  $z$  轴平行、反向,  $\mathbf{m}_K^s$  方向与靠背垂直并指向靠背。

左脚蹬处左足力为  $\mathbf{F}_L$ , 右脚蹬处右足力为  $\mathbf{F}_R$ ,  $\mathbf{F}_L$  和  $\mathbf{F}_R$  方向都与脚蹬面垂直并指向足底。

飞行员人体质心处重力  $\mathbf{m}\mathbf{g}$ , 坐姿飞行员人体关于质心的惯量张量为  $\mathbf{I}_C$ ;  $\delta_{th}$  为大腿切角,  $\delta_{bk}$  为靠背角,  $\delta_{ft}$  为脚蹬角;  $\mathbf{r}_C$  是 C 到背部等效化筒中心矢径,  $\mathbf{r}_L$ ,  $\mathbf{r}_R$  分别为 C 到左、右臀部坐骨点的矢径,  $\mathbf{r}_{FL}$ ,  $\mathbf{r}_{FR}$  分别为 C 到左、右足脚蹬力点矢径。

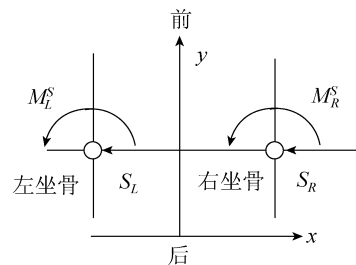


图 1 等效动态臀部剪力

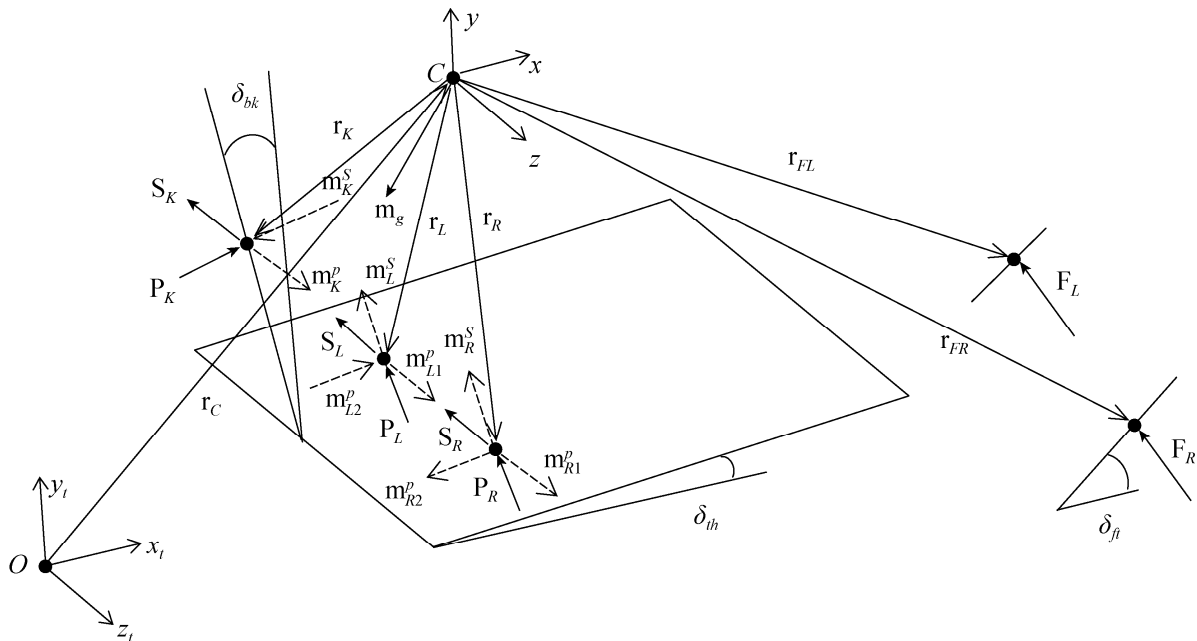


图 2 坐姿飞行员人体受力分析

## 2.2 机动飞行时飞行人体动力学方程

不考虑飞行员操纵微小动作对人体质量分布

的影响, 将飞行员人体视为一个刚体, 且关于  $xy$  平面质量对称, 由刚体一般运动动力学方程, 有称

为过载系数, 用  $n$  表示。一般  $n$  在航迹坐标系中给出为  $\underline{n}_h = (n_{xh} \ n_{yh} \ n_{zh})^T$ ,  $n$  在机体坐标系中

$$\begin{aligned} m\mathbf{a}_C &= \mathbf{P}_L + \mathbf{P}_R + \mathbf{P}_K + \mathbf{S}_L + \\ &\quad \mathbf{S}_R + \mathbf{S}_K + \mathbf{F}_L + \mathbf{F}_R + m\mathbf{g} \quad (10) \\ \mathbf{I}_C \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}_C \cdot \boldsymbol{\omega}) &= \\ &\quad \mathbf{r}_R \times (\mathbf{P}_R + \mathbf{S}_R) + \mathbf{r}_L \times (\mathbf{P}_L + \mathbf{S}_L) + \\ &\quad \mathbf{r}_K \times (\mathbf{P}_K + \mathbf{S}_K) + \mathbf{r}_{FL} \times \mathbf{F}_L + \\ &\quad \mathbf{r}_{FR} \times \mathbf{F}_R + m_{L1}^p + m_{L2}^p + \\ &\quad m_{R1}^p + m_{R2}^p + m_K^p + m_L^s + \\ &\quad m_R^s + m_K^s \quad (11) \end{aligned}$$

将式(10), (11)中各矢量、张量在  $O-x_t y_t z_t$ ,  $C-xyz$  中表示, 因二坐标系平行, 各矢量、张量坐标分量不再区分。

通常飞机质心加速度  $\mathbf{a}$  在航迹系  $O-x_h y_h z_h$  给出。飞机在空间飞行姿态有 8 个角度, 它们是俯仰角  $\vartheta$ 、偏航角  $\psi$ 、滚转角  $\gamma$ 、迎角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$ 、航迹爬升角  $\theta$ 、速度偏航角  $\psi_s$  和速度滚转角  $\gamma_s$ , 各角定义见飞行力学, 8 个角中只有 5 个是独立的。则飞机质心加速度  $\mathbf{a}$  在航迹系中表示为

$$\underline{a}_h = (v \ \dot{v} \ -v\dot{\psi}_s \cos\theta)^T$$

上标  $T$  为转置, 其中  $v$  是飞机质心速率。再将  $\mathbf{a}$  在机体系, 亦即人体系中表示为

$$\underline{a}_t = (a_x \ a_y \ a_z)^T = \mathbf{B}_{th} \underline{a}_h$$

其中  $\mathbf{B}_{th}$  航迹系到机体系的变换矩阵, 因  $\mathbf{B}_{th}$  中元素表达较繁, 在此不表。在飞行力学中, 因一般机动飞行时飞行参数过于复杂, 欲精确分析全部参数十分困难, 往往做如下近似: 如迎角  $\alpha$  和侧滑角  $\beta$  很小时, 且飞机推力沿机体轴线时, 有  $\psi \approx \psi_s$ ,  $\vartheta \approx \theta$ ,  $\gamma \approx \gamma_s$ , 则有

$$\underline{a}_t = \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} \dot{v} \\ v\dot{\theta} \cos \gamma_s - v\dot{\psi}_s \cos \theta \sin \gamma_s \\ -v\dot{\theta} \sin \gamma_s - v\dot{\psi}_s \cos \theta \cos \gamma_s \end{pmatrix} \quad (12)$$

在飞行力学中, 作机动飞行飞机的质心加速度常用过载形式给出。过载定义为飞机受到的除重力之外的所有外力的矢量和与飞机重量之比, 表示为

$$\underline{n}_t = (n_{xt} \ n_{yt} \ n_{zt})^T = \mathbf{B}_{th} \underline{n}_h$$

则以过载系数表示的飞机质心加速度在机体系中表示为

$$\underline{a}_t = \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} \approx \begin{pmatrix} g(n_x - \sin\theta) \\ g(n_y - \cos\theta) \cos \gamma_s + g n_z \sin \gamma_s \\ -g(n_y - \cos\theta) \sin \gamma_s + g n_z \cos \gamma_s \end{pmatrix} \quad (13)$$

飞机角速度总是在机体系  $O-x_t y_t z_t$  中给出

$$\underline{\omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta \\ \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma \\ \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix} \quad (14)$$

飞行员人体质心相对飞机质心矢径  $\mathbf{r}_c$  在机体坐标系中表示  $\underline{r}_c = (r_{cxt} \ r_{c yt} \ 0)^T$ , 又记

$$\tilde{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}$$

则  $\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_c + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_c)$  在机体系下表示为

$$\begin{aligned} \tilde{\omega} \underline{r}_c + \tilde{\omega} (\tilde{\omega} \underline{r}_c) &= \\ &\begin{pmatrix} -(\omega_z^2 + \omega_y^2) r_{cxt} + (\omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z) r_{c yt} \\ (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) r_{cxt} - (\omega_z^2 + \omega_x^2) r_{c yt} \\ (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) r_{cxt} + (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) r_{c yt} \end{pmatrix} \end{aligned}$$

于是飞行人体质心加速度  $\mathbf{a}_c$  在人体系  $C-xyz$  表示为

$$\underline{a}_c = (a_{cx} \ a_{cy} \ a_{cz})^T = \begin{pmatrix} a_x - (\omega_z^2 + \omega_y^2) r_{cxt} + (\omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z) r_{c yt} \\ a_y + (\omega_x \omega_y + \dot{\omega}_z) r_{cxt} - (\omega_z^2 + \omega_x^2) r_{c yt} \\ a_z + (\omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y) r_{cxt} + (\omega_y \omega_z + \dot{\omega}_x) r_{c yt} \end{pmatrix} \quad (15)$$

坐姿飞行员人体关于质心  $C$  的惯量张量在人体系中表示为

$$\underline{I}_C = \begin{pmatrix} I_x & I_{xy} & 0 \\ I_{xy} & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix}$$

其中  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  分别为坐姿飞行员人体关于 3 个轴

的惯性矩,  $I_{xy}$  为关于  $x, y$  轴惯性积, 这里已经考虑了人体对称性。

于是  $I_C \bullet \dot{\omega} + \omega \times (I_C \bullet \omega)$  在人体系中表示为

$$\underline{I}_C \dot{\omega} + \tilde{\omega} \underline{I}_C \omega = (L_x \ L_y \ L_z)^T$$

其中  $L_x = I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_z \omega_x)$ ,  
 $L_y = I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_z \omega_x + I_{xy} (\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z)$ ,  
 $L_z = I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)$ 。

飞行员人体重力  $m\mathbf{g}$  与地面系  $O_d - x_d y_d z_d$  的  $y_d$  轴平行、反向, 在人体坐标系  $C - xyz$  中表示为

$$\underline{m\mathbf{g}} = \begin{pmatrix} -mg \sin \vartheta \\ -mg \cos \gamma \cos \vartheta \\ mg \sin \gamma \cos \vartheta \end{pmatrix}$$

式(10), (11)中各等效体表力主矢矢量、主矩矢量和足力在人体系  $C - xyz$  中表示如下:

$$\begin{aligned} \underline{P}_L &= (-P_L \sin \delta_{th} \ P_L \cos \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{S}_L &= (0 \ 0 \ -S_L)^T, \\ \underline{P}_R &= (-P_R \sin \delta_{th} \ -P_R \cos \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{S}_R &= (0 \ 0 \ -S_R)^T, \\ \underline{m}_{L1}^p &= (0 \ 0 \ M_{L1}^p)^T, \\ \underline{m}_{L2}^p &= (M_{L2}^p \cos \delta_{th} \ M_{L2}^p \sin \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{m}_L^s &= (-M_L^s \sin \delta_{th} \ M_L^s \cos \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{m}_{R1}^p &= (0 \ 0 \ M_{R1}^p)^T, \\ \underline{m}_{R2}^p &= (-M_{R2}^p \cos \delta_{th} \ -M_{R2}^p \sin \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{m}_R^s &= (-M_R^s \sin \delta_{th} \ M_R^s \cos \delta_{th} \ 0)^T, \\ \underline{P}_K &= (P_K \cos \delta_{bk} \ P_K \sin \delta_{bk} \ 0)^T, \\ \underline{S}_K &= (0 \ 0 \ -S_K)^T, \underline{m}_K^p = (0 \ 0 \ -M_K^p)^T, \\ \underline{m}_K^s &= (-M_K^s \cos \delta \ -M_K^s \sin \delta \ 0)^T, \\ \underline{F}_L &= (-F_L \sin \delta_{ft} \ F_L \cos \delta_{ft} \ 0)^T, \\ \underline{F}_R &= (-F_R \sin \delta_{ft} \ F_R \cos \delta_{ft} \ 0)^T. \end{aligned}$$

各力点矢径在人体系  $C - xyz$  中表示如下:

$$\begin{aligned} \underline{r}_R &= (r_{Rx} \ r_{Ry} \ r_{Rz})^T, \underline{r}_L = (r_{Lx} \ r_{Ly} \ r_{Lz})^T, \text{ 其中} \\ r_{Rx} &= r_{Lx}, r_{Ry} = r_{Ly}, r_{Rz} = -r_{Lz}, \underline{r}_K = (r_{Kx} \ r_{Ky} \ 0)^T, \\ \underline{r}_K &= (r_{Kx} \ r_{Ky} \ 0)^T, \underline{r}_{FL} = (r_{FLx} \ r_{FLy} \ r_{FLz})^T, \\ \underline{r}_{FR} &= (r_{FRx} \ r_{FRy} \ r_{FRz})^T, \text{ 其中 } r_{FRx} = r_{FLx}, \\ r_{FRy} &= r_{FLy}, r_{FRz} = -r_{FLz}. \text{ 则式(11)中右端相对人体} \\ &\text{质心力矩可表示为} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \underline{m}_c &= (M_{Cx} \ M_{Cy} \ M_{Cz})^T = \\ &\tilde{r}_R (\underline{F}_R + \underline{S}_R) + \tilde{r}_L (\underline{F}_L + \underline{S}_L) + \\ &\tilde{r}_K (\underline{F}_K + \underline{S}_K) + \tilde{r}_{FR} \underline{F}_{FR} + \\ &\tilde{r}_{FL} \underline{F}_{FL} + \underline{m}_{L1}^p + \underline{m}_{L2}^p + \underline{m}_{R1}^p + \\ &\underline{m}_{R2}^p + \underline{m}_K^p + \underline{m}_L^s + \underline{m}_R^s + \underline{m}_K^s \end{aligned}$$

式中  $\tilde{r}_R$  等形式上可参照  $\tilde{\omega}$  给出。

再引入记号

$$\begin{aligned} B_1 &= m a_{cx} + mg \sin \vartheta, \\ B_2 &= m a_{cy} + mg \cos \gamma \cos \vartheta, \\ B_3 &= m a_{cz} - mg \sin \gamma \cos \vartheta. \end{aligned}$$

将各体表压力和剪力用动态压力因子和动态剪力因子表达式代入, 整理, 于是得到用动态因子表示的矩阵形式的飞行员人体动力学方程

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 & 0 & 0 & a_{17} & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 & 0 & 0 & a_{27} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a_{34} & a_{35} & a_{36} & 0 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & 0 & a_{44} & a_{45} & a_{46} & 0 & a_{48} \\ a_{51} & a_{52} & 0 & a_{54} & a_{55} & a_{56} & 0 & a_{58} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & 0 & 0 & 0 & a_{67} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_R^p \\ f_L^p \\ f_K^p \\ f_B^s f_R^p \\ f_B^s f_L^p \\ f_K^s f_K^p \\ F_R + F_L \\ F_R - F_L \end{pmatrix} = (B_1 \ B_2 \ B_3 \ L_x \ L_y \ L_z)^T \quad (16)$$

其中:  $a_{11} = -c_B^p \sin \delta_{th}$ ,  $a_{12} = -c_B^p \sin \delta_{th}$ ,  
 $a_{13} = c_K^p \cos \delta_{bk}$ ,  $a_{17} = -\sin \delta_{ft}$ ,  $a_{21} = c_B^p \cos \delta_{th}$ ,  
 $a_{22} = c_B^p \cos \delta_{th}$ ,  $a_{23} = c_K^p \sin \delta_{bk}$ ,  $a_{27} = \cos \delta_{ft}$ ,  
 $a_{34} = -c_R^s$ ,  $a_{35} = -c_L^s$ ,  $a_{36} = -c_K^s$ ,  
 $a_{41} = -(r_{Rz} c_B^p + c_{Bm2}^p) \cos \delta_{th}$ ,  
 $a_{42} = (-r_{Lz} c_B^p + c_{Bm2}^p) \cos \delta_{th}$ ,  
 $a_{44} = -r_{Ry} c_R^s - c_{Rm}^s \sin \delta_{th}$ ,  $a_{45} = -r_{Ly} c_L^s - c_{Lm}^s \sin \delta_{th}$ ,



$$\begin{aligned}
a_{46} &= -r_{By}c_K^s - c_{Km}^s \cos \delta_{bk}, \quad a_{48} = -r_{FRz} \cos \delta_{ft}, \\
a_{51} &= -(r_{Rz}c_B^p + c_{Bm2}^p) \sin \delta_{th}, \\
a_{52} &= (-r_{Lz}c_B^p + c_{Bm2}^p) \sin \delta_{th}, \\
a_{54} &= r_{Rx}c_R^s + c_{Bm}^s \cos \delta_{th}, \\
a_{55} &= r_{Lx}c_L^s + c_{Lm}^s \cos \delta_{th}, \quad a_{56} = r_{Bx}c_K^s - c_{Km}^s \sin \delta_{th}, \\
a_{58} &= -r_{FRz} \sin \delta_{ft}, \\
a_{61} &= c_B^p (r_{Ry} \sin \delta_{th} + r_{Rx} \cos \delta_{th}) + c_{Bm1}^p, \\
a_{62} &= c_B^p (r_{Ly} \sin \delta_{th} + r_{Lx} \cos \delta_{th}) + c_{Bm1}^p, \\
a_{63} &= c_K^p (-r_{By} \cos \delta_{bk} + r_{Bx} \sin \delta_{bk}) + c_{Km}^p, \\
a_{67} &= r_{FRy} \sin \delta_{ft} + r_{FRx} \cos \delta_{ft}.
\end{aligned}$$

### 2.3 非线性方程求解

方程组(16)是关于各动态因子的非线性方程, 方程数 6 个, 但未知量 7 个, 可求解如下。因实际操作时左右脚足力差很小, 可忽略, 记臀部压力总因子  $f_{LR}^p = f_L^p + f_R^p$ 、总足力  $F_{LR} = F_L + F_R$ , 式(16)可以分解为

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{13} & a_{17} \\ a_{21} & a_{23} & a_{27} \\ a_{61} & a_{63} & a_{67} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_{LR}^p \\ f_K^p \\ F_{LR} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} B_1 \\ B_2 \\ L_z \end{pmatrix} \quad (17)$$

由此解出  $f_{LR}^p$ ,  $f_K^p$ , 将  $f_{LR}^p$  和式(16)第 3, 4, 5 行组成

$$\begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{34} & a_{35} & a_{36}f_K^p \\ a_{41} & a_{42} & a_{44} & a_{45} & a_{46}f_K^p \\ a_{51} & a_{52} & a_{54} & a_{55} & a_{56}f_K^p \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_R^p \\ f_L^p \\ f_B^s f_R^p \\ f_B^s f_L^p \\ f_K^s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_{LR}^p \\ B_3 \\ L_x \\ L_y \end{pmatrix} \quad (18)$$

求解式(18), 即得  $f_R^p$ ,  $f_L^p$ ,  $f_B^s$ ,  $f_K^s$ , 再结合式(1)~(8), 则体表力分布全部解出。

### 3 数值算例

上升转弯是一种典型的空机动飞行。计算某飞机上升左转弯机动飞行时飞行员人体动态体表力。忽略飞机迎角和侧滑角, 俯仰角等于爬升角,  $m=68 \text{ kg}$ ,  $\delta_{th}=13^\circ$ ,  $\delta_{bk}=15^\circ$ ,  $\delta_{ft}=45^\circ$ , 在  $C-xyz$  中, 坐骨点坐标 $(-0.0306, -0.2927, \pm 0.0675)$ , 靠背等效力点坐标 $(-0.1951, -0.1303, 0)$ , 足力点坐标 $(0.7128, -0.366, \pm 0.2)$ , 单位:  $\text{m}$ ,  $I_x = 4.7622 \text{ kgm}^2$ ,  $I_y = 5.3245 \text{ kgm}^2$ ,  $I_z = 7.5518 \text{ kgm}^2$ ,  $I_{xy} = 2.5282 \text{ kgm}^2$ ,  $c_B^p = 0.047076 \text{ m}^2$ ,  $c_{Bm1}^p = 0.0030058 \text{ m}^3$ ,  $c_{Bm2}^p = 0.000585 \text{ m}^3$ ,  $c_R^s = 0.0034034 \text{ m}^2$ ,  $c_{Rm}^s = 0.95606 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ ,  $c_L^s = 0.0039775 \text{ m}^2$ ,  $c_{Lm}^s = 0.18838 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ ,  $c_K^p = 0.01621065 \text{ m}^2$ ,  $c_{Km}^p = 25.9833 \times 10^{-6} \text{ m}^3$ ,  $c_K^s = 0.013645 \text{ m}^2$ ,  $c_{Km}^s = 0.0018015 \text{ m}^3$ 。

设某飞机在 5 km 高度开始无迎角(实际为小迎角)、无侧滑上升转弯, 飞行参数如图 3, 飞行员人体体表压力数值仿真结果如图 4。仿真结果表明飞行员体表力变化主要是体表压力, 体表剪力很小, 这与飞行实践经验是一致的; 总臀部压力大于背部压力, 左、右臀部压力大小不同, 左臀部压力基本上大于右臀部压力, 足力很小, 足部有局部负过载, 这与上升左转弯飞行特征一致; 背部压力主矩很小(因背部等效力中心与压力分布中心几乎重合)。左、右臀部压力主矩的二个分量都与各自的主矢变化同步; 体表剪力随压力波动而波动, 左、右臀部剪力变化同步, 左、右臀部剪力幅值都很小小, 剪力主矩都很小, 这与飞行员人体相对座椅运动很小的飞行实际感知相符。

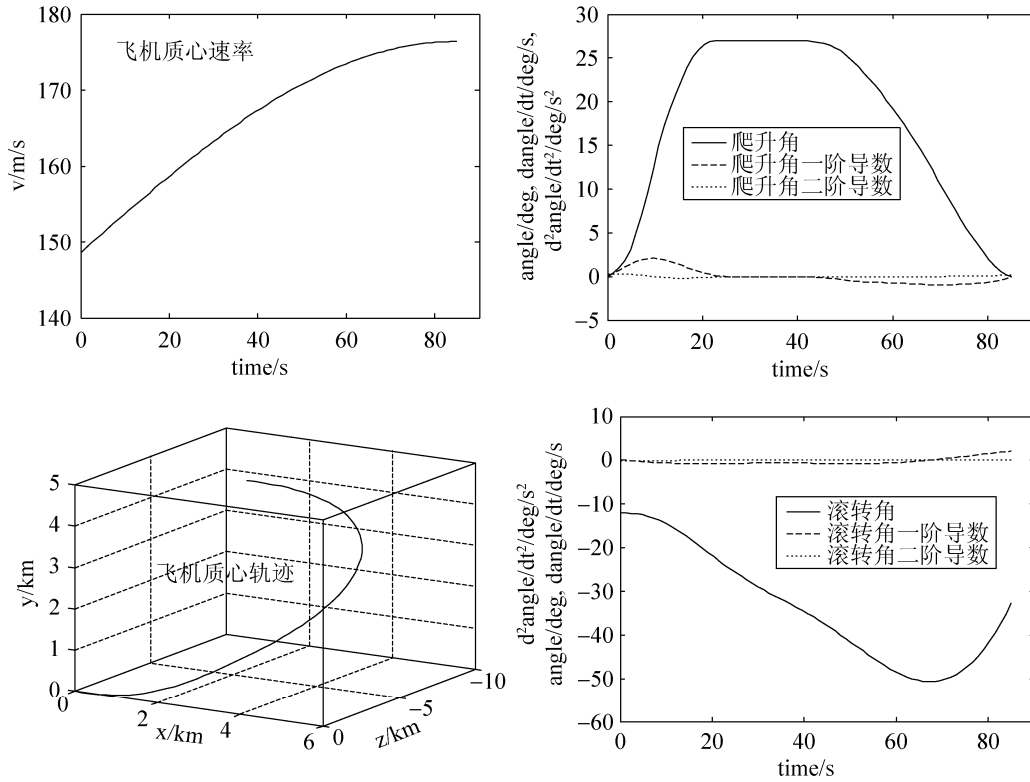


图 3 飞机上升转弯飞行参数

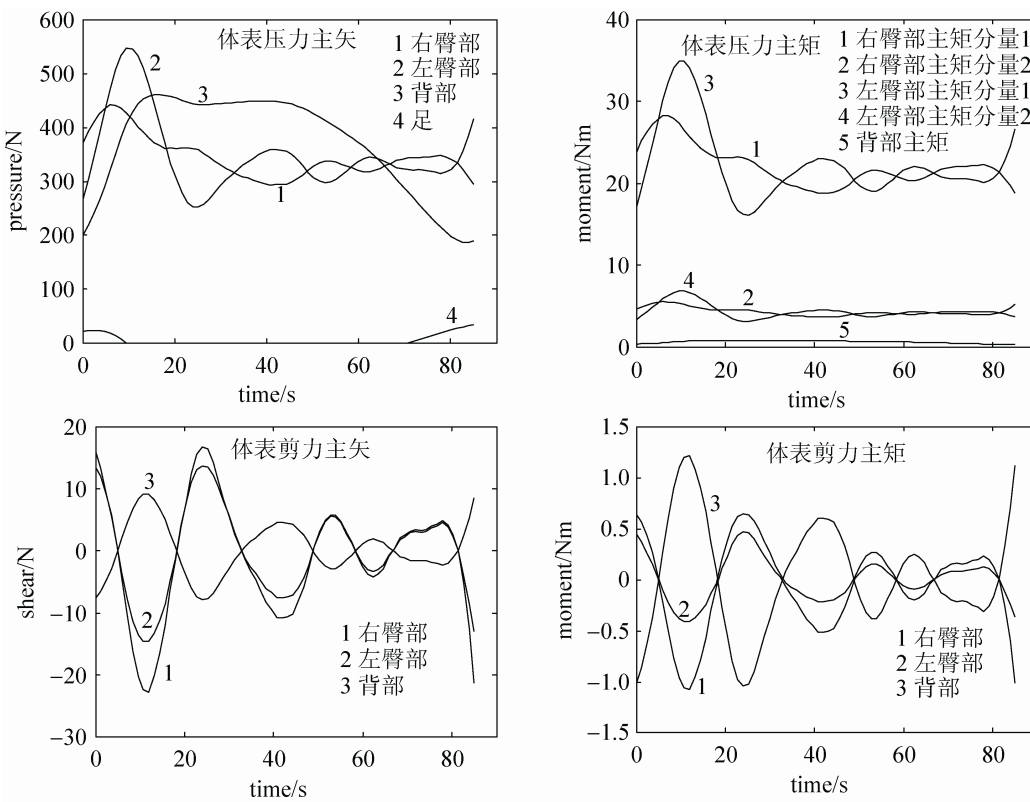


图 4 飞行员人体动态体表力

## 4 结论

(1) 飞行员背部、臀部动态体表压力分布可以在静态压力分布基础上引入压力动态因子表示, 并给出表达式。

(2) 飞行员背部、臀部动态体表剪力可以在静态剪力分布基础上引入动态压力因子和动态剪力因子之积表示, 并给出表达式。

(3) 将飞行员人体视为一个刚体, 在一般机动飞行状态下, 建立了坐姿飞行员人体动力学方程, 略去左右足力差, 该方程关于动态压力因子和动态剪力因子是二次非线性的, 且封闭。

(4) 通过上升转弯机动飞行时飞行员人体动态体表力数值仿真算例, 验证了坐姿飞行员人体动力学方程正确性。研究理论与仿真结果可用于指导飞行动态仿真过载椅动感感单元设计与控制。

### 参考文献:

- [1] D. M. Brienza, K. C. Chung. Design of a Computer-Controlled Seating Surface for Research Applications [J]. IEEE Transactions on Rehabilitation Engineering (S1063-6528), 1993, 1(1): 63-66
- [2] Li Yue, Rachid Aissaoui. Determination of generic body-seat interface shape by cluster analysis [J]. IEEE Transactions on Rehabilitation Engineering (S1063-6528), 2000, 8(4): 480-489
- [3] Goroh Fujimaki, Reiko Mitsuya. Study of the Seated Posture for VDT work [J]. Displays(S0141-9382), 2002, 23: 17-24
- [4] 徐明, 夏群生. 体压分布的指标[J]. 中国工程机械, 1999, 8(1): 65-69
- [5] Hobson DA. Comparative effects of posture on pressure and shear at the body-seat interface [J]. Journal of rehabilitation research and development(S0748-7711), 1992, 29(4): 21-31
- [6] 刘刚, 卢颖, 沈英. 人体坐姿静态体表压力分布数值仿真研究[J]. 计算机工程与设计, 2009, 30(10): 2486-2492.
- [7] 刘刚, 田彦涛, 卢颖, 等. 对称机动飞行时飞行员人体动态体表压力分布研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(3): 796-799. (Liu Gang, Tian Yan-tao, Lu Ying, et al. Research on Dynamic Pressure Distribution of Pilot Body in Symmetric Maneuver Flight [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(3): 796-799.)
- [8] 刘刚, 卢颖, 李兴洋, 等. 坐姿人体体表剪力分布实验与数值模拟[J]. 机械设计与研究, 2009, 25(3): 100-113.
- [9] G J Kron. Advanced Simulation Undergraduate Training: G-seat Development, AFHRL-TR-75-59 [R]. Air Force Human Resources Laboratory, 1975.
- [10] 邵华, 王立平, 关立文, 等. 模拟过载动感座椅机构的力控制[J]. 清华大学学报, 2009, 49(11): 1787-1790.

## 《系统仿真学报》荣获“2014 中国最具国际影响力学术期刊”证书

由中国学术期刊(光盘版)电子杂志社与清华大学图书馆联合成立的中国学术文献国际评价研究中心, 以美国汤森路透 Web of Science 收录的 1.2 万余种期刊为引文统计源, 首次研制发布了 2012《中国学术期刊国际引证年报》(CAJ-IJCR 年报)。第一次给出了我国 5600 余种中外文学学术期刊总被引频次、影响因子、半衰期等各项国际引证指标, 并采用了新的国际影响力综合评价指标 CI 对期刊排序, 发布了“中国最具国际影响力学术期刊”(排序 TOP5%)和“中国国际影响力优秀学术期刊”(排序 TOP5-10%), 在国内外学术界产生了较大反响。之后, 2013 年版年报, 将引文统计源期刊扩展到 1.44 万多种。目前, 2014 版国际、国内年报与 TOP5%和 TOP5-10%期刊的遴选业已完成, 《系统仿真学报》被列入“2014 中国最具国际影响力学术期刊”行列。

我学报连续 2 年被列入 TOP5%国内一流的中国最具国际影响力学术期刊, 走向世界, 进入国际一流, 指日可待!