引用格式：黄于津, 张向刚, 吕金澎, 等. 高动态飞行模拟器运动规划算法 [J]. 电子科技大学学报, 2026, 55(4): 554-564.
Huang Yujin, Zhang Xianggang, Lyu Jinpeng, et al. High-dynamic flight simulator motion planning algorithm[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2026, 55(4): 554-564. (in Chinese)

高动态飞行模拟器运动规划算法

黄于津，张向刚*，吕金澎，陈小平

（电子科技大学航空航天学院，成都 611731）

摘要：针对飞行模拟器进行高过载仿真的需求，提出一种基于运动参数规划的过载模拟算法。通过建立大臂角速度与过载值的动态关系模型，推导出上升段和平稳段的运动方程解析解。针对卸载段参数求解难题，通过构建包含过载、过载变化率与角加速度的数据库，采用线性插值方法解决数据不完整性问题。实验结果表明：该算法在单向过载模拟中实现左右向误差低至 10^{-16} g 量级，胸背向和头足向误差均优于现有算法；在三轴复合过载模拟中，虽然误差随过载变化率增大有所波动，但各轴向过载误差严格控制在模拟训练规范要求的阈值内，展现出良好的动态跟踪精度。该算法的各数据对比显著优于传统的雅可比椭圆函数法和二维插值法。对比分析验证了算法在动态过载变化率和多轴耦合条件下的优越性，为高精度动态过载仿真提供了有效解决方案。

关键词：动态飞行模拟器；过载模拟；运动规划；三自由度动力学
中图分类号：TP29 **文献标志码：**A DOI: 10.12178/1001-0548.2025218

High-dynamic flight simulator motion planning algorithm

HUANG Yujin, ZHANG Xianggang*, LYU Jinpeng, and CHEN Xiaoping

(School of Aeronautics and Astronautics, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China)

Abstract: To address the requirements of high-G simulation in flight simulators, this paper proposes a G-load simulation algorithm based on motion parameter planning. By establishing a dynamic relationship model between the angular velocity of the main arm and the G-load values, analytical solutions for the motion equations in the ascent and steady phases are derived. For the parameter-solving challenges in the unloading phase, a database containing G-load, G-load rate, and angular acceleration is constructed, and linear interpolation is employed to resolve data incompleteness. Experimental results demonstrate that the proposed algorithm achieves lateral-directional errors as low as 10^{-16} g in unidirectional G-load simulation, with anteroposterior and cephalocaudal errors surpassing existing literature. In triaxial composite G-load simulation, although errors fluctuate with increasing G-load rates, all axial errors remain strictly within the thresholds specified by simulation training standards, exhibiting excellent dynamic tracking precision. The proposed algorithm significantly outperform traditional methods such as the Jacobi elliptic function approach and two-dimensional interpolation. The analysis validates the algorithm's superiority under varying G-load rates and multi-axis coupling conditions, providing an effective solution for high-precision dynamic G-load simulation.

Key words: dynamic flight simulator; G-load simulation; motion planning; three-degree-of-freedom dynamics

飞行器在高速、高机动性飞行过程中，会产生复杂且多变的强重力环境，瞬时过载常常达到 9 g 以上，长时间的高过载状态极易引发飞行员出现短暂黑视、空间定位错觉等生理病理反应，甚至可能引发加速度诱发意识丧失（G-induced loss of consciousness, G-LOC）[1-2] 等严重后果。面对这一挑战，研究普遍认为应采用高过载模拟训练设备进行针对性训练，以此作为提升飞行员应对高过载能力的有效途径[3]。飞行过载模拟器依托载人离心机作为运动平台，通过高精度控制其三轴协调运动，能够精准模拟出持续的高过载环境。

20 世纪 90 年代后，结合载人离心机和飞行模拟器的优势，将载人离心机发展为与飞行模拟器融为一体的动态飞行模拟器，以满足对飞行员进行高

收稿日期：2025−11−05
基金项目：体系与人工智能实验室开创基金项目（HLJGGG20240327517-14）
作者简介：黄于津，主要从事机器人技术方面的研究。
*通信作者 E-mail: csxgzhang@uestc.edu.cn

过载训练的需求。如美国 Wyle 实验室建造给瑞典空军的动态飞行模拟器可用于高过载环境下的医学研究，能在短时间内使飞行员过载达到较高水平，并完成多种飞行动作，飞行员在模拟舱内获得的感受与实际飞行过程相似[4]；美国 ETC 公司研发的 ATFS-400 型人机离心机是一款典型的动态飞行模拟器，该设备拥有 7.62 m 长的转臂，具备 3 个完全可控的运动轴，可模拟飞行中的各种加速度及振动环境，其过载增长率可达 10 g/s，最大可产生 12 g 的持续过载[5]。近年来，我国在载人离心机及高过载模拟领域取得了显著进展，尤其在三轴过载模拟算法、多轴耦合建模及实时运动参数求解方面开展了深入研究[6-9]。

高过载飞行模拟器的核心架构主要由综合监控系统、机械、运动控制系统以及模拟座舱等组成。主电机作为动力源，驱动主轴与大臂旋转，从而产生模拟飞行所需的高过载环境。中框与吊篮通过伺服系统控制滚转轴与俯仰轴的两个力矩电机的运转，进而模拟出不同飞行状态下的过载效应。

运动参数的实时规划作为飞行模拟控制算法的核心任务之一，承担着确保飞行模拟真实性的重要职责[9]。该过程首先涉及飞行器相关信息的采集与整合，通过这些信息构建并求解过载数学模型，进而精确计算出在真实飞行条件下，飞行员于不同时间节点所承受的过载特性。基于这一计算结果，算法进一步推导出模拟器 3 个轴向所需的具体运动参数，确保模拟器内飞行员体验到的过载效应与真实飞行环境高度吻合，这是飞行模拟器精准再现真实飞行状态的关键所在。其焦点在于如何高效、准确地达成高保真度的过载模拟效果。

目前的运动参数规划中，在过载加载段可用欧拉法、龙格库塔法等求解非线性微分方程。对于卸载段来讲，求解难度较大，主要有 4 种处理方式：1）文献 [10] 提出基于线性加速度和角速度模型并进行修正；2）文献 [11] 采用数值方法逼近预编程过载曲线，但不适用于实时交互模式；3）文献 [12-13] 用雅克比椭圆函数求解，实现了一定逼真度，但计算复杂、效率低、误差大；4）文献 [14] 基于二维插值算法，用加载段数据插值计算卸载段参数。

计算高效、误差小等特征一直是各种算法追求的目标。本文建立了模拟器的过载模拟数学模型，详细描述了过载模拟原理和运动规划的各个阶段。对于卸载段大臂运动参数计算困难的难题，本文采用文献 [14] 的设计思想，通过加载段映射卸载段。本文描述了数据库建立和映射方法，运用其进行单轴和三轴过载曲线模拟，并展现了仿真结果，验证了本文方法的准确性。

1　过载模拟原理

当高过载飞行模拟器的主轴以角速度w进行旋转，并存在角加速度ε时，吊篮中心位置的过载是由离心过载G_R、切向过载G_T及重力过载G_g这 3 部分共同构成。从过载的动态特性角度来看，可将其划分为稳态过载与动态过载两类。因为切向过载G_T仅在大臂角速度w发生变化时才会产生，若旋转速度w保持不变，那么此时所对应的过载即为稳态过载；反之，若角速度w处于变化状态，则属于动态过载。

飞行模拟器吊篮中心所受过载：向心过载G_R、切向过载G_T及重力过载G_g的表达式如下：

$$G_R = \frac{R\omega^2}{g} \tag{1}$$

$$G_T = \frac{R\varepsilon}{g} \tag{2}$$

$$G_g = \frac{g}{g} = 1 \tag{3}$$

式中，g 代表重力加速度，R 代表模拟器臂长。针对大臂，若角速度一直保持不改变，这时生成的是稳态过载，操作员承受的总过载为：

$$G_{Rg} = \sqrt{G_R^2 + G_g^2} \tag{4}$$

若大臂处于加速或减速状态，则存在切向过载G_T，其产生了动态过载，飞行员所受合过载为：

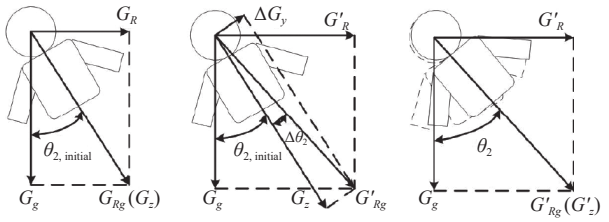
$$G = \sqrt{G_R^2 + G_T^2 + G_g^2} \tag{5}$$

由于重力过载G_g的存在，$G \geqslant 1$，飞行模拟器不能模拟绝对值小于 1 的合过载。

高过载飞行模拟器训练时，大臂转动提供过载输入，中框和吊篮转动调整飞行员姿态以调控左右、胸背方向过载。过载模拟可以分为单向头足过载模拟（这时过载始终在 z 轴方向）和三轴过载模拟（复现实际飞行复杂过载，3 个轴向过载均变动）两类。

当进行单向过载模拟时，初始阶段由G_R和G_g提供合过载G_{Rg}，即飞行员仅受到 z 向过载G_z，z 轴正方向为飞行员头 → 飞行员足。图 1a 中，此时中框滚转角为$\theta_{2,\text{initial}}$；当大臂角速度发生变化

时，G_R大小发生变化，G_{Rg}大小和方向随之发生变化，在 y 方向生成一个分量ΔG_y，此时总过载的方向偏移了 $\Delta\theta_2$，如图 1b，离心过载 G_R变为 G'_R，G_{Rg}变为G'_{Rg}，G'_{Rg}与飞行员 z 轴出现夹角$\Delta\theta_2$。当大臂角速度增大时，中框需逆时针旋转$\Delta\theta_2$，调整G'_{Rg}与飞行员 z 轴重新重合，消除 y 向过载影响如图 1c 所示；当大臂旋转的速度变小时，模拟器的中框部分应该顺着时针方向转动角度$\Delta\theta_2$，使得飞行员受到的总过载保持沿着头足的 z 方向。



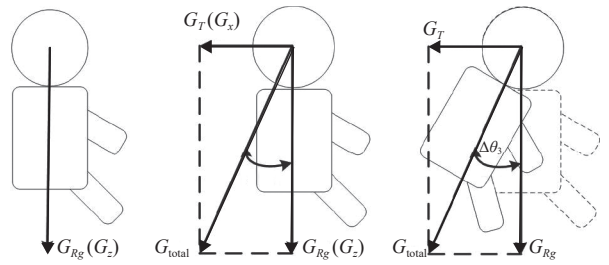
a. 初始状态　b. 调整前　c. 调整后

图 1　中框滚转消除G_y

得到单向过载模拟G_z的中框滚转角表达式为：

$$\theta_2 = \arctan G_R \tag{6}$$

当进行单向过载模拟时，初始阶段模拟器稳定运行，由G_{Rg}提供合过载，即飞行员 z 轴与合过载G_{total}重合，如图 2a 所示，此时吊篮俯仰角为$\theta_{3,\text{initial}} = 0$；当大臂角速度变化时，如图 2b 所示，大臂角加速度在吊篮处产生切向过载G_T，飞行员所受过载在 x 方向产生了一个过载分量ΔG_x，合过载由G_{Rg}变为G_{total}，G_{total}与飞行员 z 轴出现夹角$\Delta\theta_3$。当大臂角速度增加时，吊篮需逆时针旋转$\Delta\theta_3$，调整G_{total}与飞行员 z 轴重新重合，消除 x 向过载影响；如图 2c 所示，若大臂旋转速度变小时，内框即吊篮部分应该顺着时针转动方向转动角度$\Delta\theta_3$，这样飞行员受到的总过载保持在头足的 z 方向。



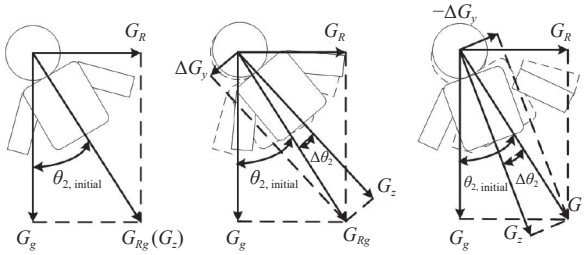
a. 初始状态　b. 调整前　c. 调整后

图 2　吊篮俯仰消除G_x

得到单向过载模拟G_z的吊篮俯仰角表达式为：

$$\theta_3 = -\arctan\frac{G_T}{G_{Rg}} \tag{7}$$

在试验模拟 3 个轴的过载时，若模拟过载存在于飞行员的 y 轴方向，需要转动中框一定的角度来实现对G_y的仿真。G_y是飞行员仅受到 y 向过载，y 轴正方向为飞行员右手 → 飞行员左手。当飞行员 y 轴方向过载为 0 时，中框滚转角为$\theta_{2,\text{initial}}$；若要模拟$+\Delta G_y$，模拟器中间的框要逆时针转动方向转动$\Delta\theta_2$，此时滚转角$\theta_2 = \theta_{2,\text{initial}} + \Delta\theta_2$，如图 3b；若要模拟$-\Delta G_y$，中框又要顺着时针转动方向转动$\Delta\theta_2$，此时滚转角$\theta_2 = \theta_{2,\text{initial}} - \Delta\theta_2$，如图 3c。



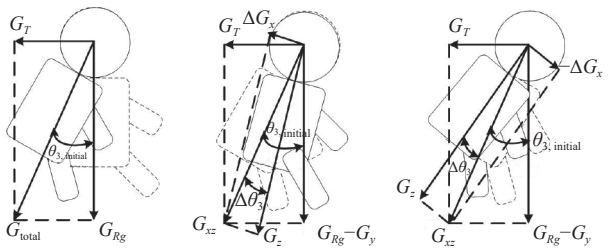
a. 初始状态　b. 正向模拟　c. 负向模拟

图 3　三轴中框滚转模拟G_y

得到在进行三轴过载模拟时，中框滚转角表达式为：

$$\theta_2 = \arctan G_R + \arcsin\frac{G_y}{G_{Rg}} \tag{8}$$

当模拟试验中，对三轴过载进行仿真时，如果模拟过载存在于飞行员的 x 轴方向，则要改变吊篮的转动角度，以此来实现对G_x的仿真模拟。G_x是飞行员受到 x 向过载，x 轴正方向为飞行员胸 → 飞行员背。初始状态时飞行员的俯仰角为 0；当角速度发生变化并产生切向加速度G_T时，吊篮调整俯仰角为$\theta_{3,\text{initial}}$，使得过载存在于飞行员 z 轴方向，如图 4a。当需要模拟飞行员 x 轴方向产生正向过载，吊篮需要逆时针转动$\Delta\theta_3$，此时俯仰角$\theta_3 = \theta_{3,\text{initial}} - \Delta\theta_3$，如图 4b；当需要模拟飞行员 x 轴方向产生负向过载，吊篮需要顺时针转动$\Delta\theta_3$，此时滚转角$\theta_3 = \theta_{3,\text{initial}} + \Delta\theta_3$，如图 4c。



a. 初始状态　b. 正向模拟　c. 负向模拟

图 4　三轴吊篮俯仰模拟G_x

得到在进行三轴过载模拟时，吊篮俯仰角表达式为：

$$\theta_3 = -\arcsin\frac{G_T}{G_{xz}} + \arcsin\frac{G_x}{G_{xz}} \tag{9}$$

2　运动参数规划

模拟飞行员所受过载可以抽象为 4 个阶段：基础段、加载段、保持段和卸载段。如图 5 所示。

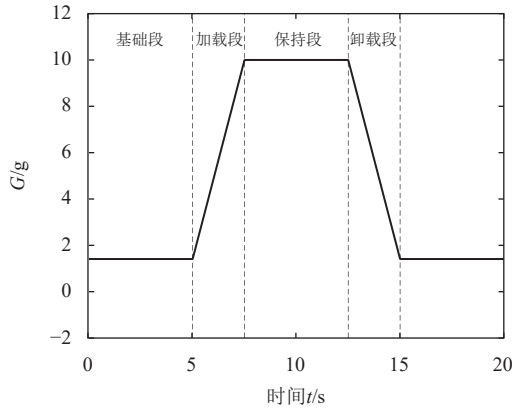


图 5　飞行模拟器所受过载示意图

2.1　基础阶段启动方式分析

高过载飞行模拟器启动过程可分为由静止直接启动和由基础 G 值启动两种情况[15-17]。合过载 G 与启动率 λ 的关系可表示为：

$$G = G_0 + \lambda t \tag{10}$$

飞行模拟器启动过程若忽略切向加速度，则其所受合过载如式 (11)，其中a_n为法向加速度。

$$G = \sqrt{1+\left(\frac{a_n}{g}\right)^2} = \frac{R}{g}\sqrt{\left(\frac{g}{R}\right)^2 + w^4} \tag{11}$$

求导，得：

$$\lambda = \frac{\mathrm{d}G}{\mathrm{d}t} = \frac{R}{g}\frac{2w^3\varepsilon}{\sqrt{\left(\frac{g}{R}\right)^2 + w^4}} \tag{12}$$

$$\varepsilon = \frac{\lambda g\sqrt{\left(\frac{g}{R}\right)^2 + w^4}}{2Rw^3} \tag{13}$$

飞行模拟器从完全静止直接启动，在 t=0 时，大臂角速度$w_0 = 0$ rad/s，大臂角度 θ=0 rad，离心过载$G_R = 0$，初始合过载仅由其垂直过载G_g提供，即$G_0 = 1$ g。

飞行模拟器从静止开始的启动过程中，当启动率λ依次设定为 1～6 的不同数值时，主轴角速度 w 与角加速度之间的对应关系如图 6 所示。

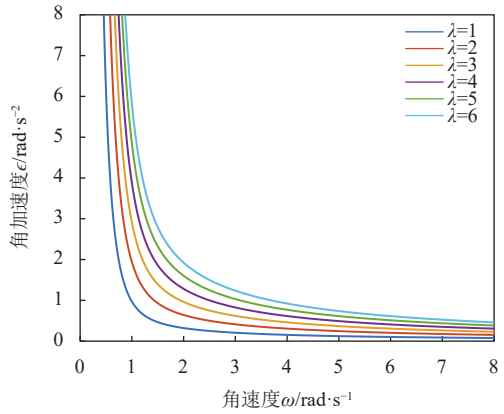


图 6　静止启动

在综合考量可行性因素之后，设定以$G_R = 1\ g$作为启动条件，即让吊篮围绕滚转轴旋转$\pi/4$，此时离心过载G_R与垂直过载G_g的合过载数值恰好等于 1.41 g，将这一合过载值定义为基础 G 值。

在飞行模拟器以基础 G 值为启动初始条件的情况下，主轴角速度与角加速度的关系如图 7 所示。

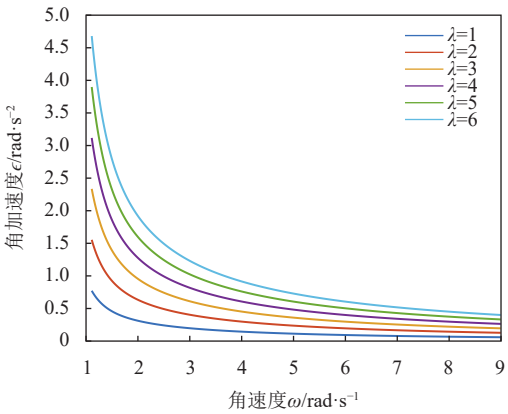


图 7　基础 G 值启动

从表 1 的数据中能够观察到，在启动大约 1 s 的时间节点上，以基础 G 值作为启动条件时，大臂的角速度与从完全静止状态启动时的角速度极为相近。然而，采用基础 G 值启动方式所需的角加速度更小，这一特点有助于飞行模拟器实现平稳且顺畅的加速过程。此外，在相同的时间段内，从基础 G 值启动能够达到更高的综合过载值以及更大的角位移，同时对驱动系统的性能要求也相对较低。综合以上因素分析，选择以基础 G 值作为启动方式是更为合理且优化的选择。

表 1　启动 1 s 时的数据

启动方式	θ/rad	w/rad·s^{-1}	ε/rad·s^{-2}	G/g
静止启动	2.085 5	2.914 7	1.277 4	7.00
基础G值启动	2.229 8	3.000 6	1.237 6	7.41

2.2 过载预处理

从前文可知，飞行模拟器无法模拟小于 1 g 的合成过载。采用基础 G 值法进行近似模拟。本文主要将G_z分为 3 个区间：低过载区间 [−1, 2.5] g，正常过载区间 [2.5, $G_{z\max}$] g，高过载区间 [$G_{z\max}$, +∞] g。输入飞行员过载G_z和预处理后的过载$G_{z\text{trans}}$的对应关系为：

$$G_{z\text{trans}}=\begin{cases} f(G_z) & -1\leqslant G_z<2.5 \\ G_z & 2.5\leqslant G_z\leqslant G_{z\max} \\ G_{z\max} & G_z>G_{z\max} \end{cases} \tag{14}$$

式中，对于低过载区，$f(G_z)$为关于G_z的多项式，设定$f(G_z)$需要满足以下条件：

当$G_z=-1$ g时，$f(-1)=1$ g，$f'(-1)=0$（避免反向加速度突变）；

当$G_z=1$ g时，$f(1)=1.41$ g（基础 G 值启动点）；

当$G_z=2.5$ g时，$f(2.5)=2.5$ g，$f'(2.5)=1$（高过载区平滑过渡）。

常用的插值方法有线性插值、二次样条插值与三次样条插值，3 种插值方法生成的低过载区过载转换曲线对比如图 8 所示。分析可知，线性插值节点间为直线，在G_z=1 g 处突变，导致加速度不连续；二次样条插值曲线连续但曲率在G_z=1 g 处跳变，无法保证加速度平滑；三次样条插值整体曲线光滑，在G_z=−1.0、1.0、2.5 g 处均满足函数值和导数约束。因此，本文选择三次样条插值完成低过载区到高过载区的平滑连接。

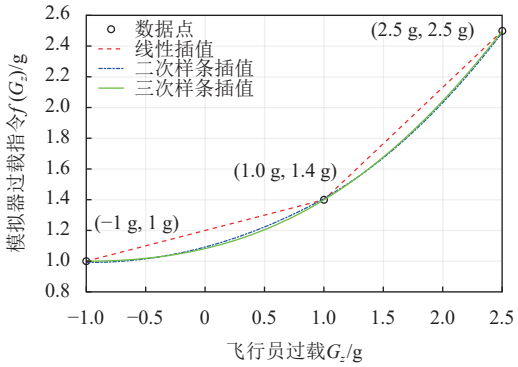


图 8 不同插值方法曲线对比

2.3 运动规划

假定在当前时刻，飞行员所受合过载G_n为：

$$G_n=\sqrt{\frac{R^2}{g^2}\left(w_n^4+\varepsilon_n^2\right)+1} \tag{15}$$

取微小时间周期Δt，在前一时刻大臂的角速度为w_{n-1}，则当前时刻大臂角速度为：

$$w_n=w_{n-1}+\frac{\varepsilon_n+\varepsilon_{n-1}}{2}\Delta t \tag{16}$$

整理式 (15) 和式 (16) 后，可得：

$$\left(w_{n-1}+\frac{\varepsilon_n+\varepsilon_{n-1}}{2}\Delta t\right)^4+\varepsilon_n^2=(G_n^2-1)\frac{g^2}{R^2} \tag{17}$$

将等式左边当作目标方程，ε_n作为自变量，同时目标方程可表达为：

$$f(\Delta t)=\left(w_{n-1}+\frac{\varepsilon_n+\varepsilon_{n-1}}{2}\Delta t\right)^4+\varepsilon_n^2 \tag{18}$$

在 0 处进行泰勒展开，忽略掉Δt的三次及更高次的高阶项后得到：

$$\begin{aligned} f(\Delta t)=&w_{n-1}^4+\varepsilon_n^2+2w_{n-1}^3(\varepsilon_n+\varepsilon_{n-1})\Delta t+ \\ &\frac{3}{2}w_{n-1}^2(\varepsilon_n+\varepsilon_{n-1})^2\Delta t^2 \end{aligned} \tag{19}$$

得到关于ε_n的一元二次方程，由求根公式可得：

$$\varepsilon_n=\frac{-2w_{n-1}^3\Delta t-3w_{n-1}^2\varepsilon_{n-1}\Delta t^2+\sqrt{\text{check}_n}}{2+3w_{n-1}^2\Delta t^2} \tag{20}$$

$$\begin{aligned} \text{check}_n=&(3\varepsilon_{n-1}w_{n-1}^2\Delta t^2+2w_{n-1}^3\Delta t)^2- \\ &\frac{(6w_{n-1}^2\Delta t^2+4)(w_{n-1}^4+3\varepsilon_{n-1}^2w_{n-1}^2\Delta t^2)}{2}- \\ &\frac{g^2}{R^2}\left(G_n^2-1\right)+2\varepsilon_{n-1}w_{n-1}^3\Delta t \end{aligned} \tag{21}$$

式中，check_n为该一元二次方程解是否存在的判别式。

在卸载阶段，判别式check_n可能出现负数，导致大臂的角加速度ε_n无法直接求解，这为运动参数的计算带来了挑战。

在t_{n-1}时刻，过载G_{n-1}处于卸载段，大臂角速度为w_{n-1}，角加速度为ε_{n-1}；t_n时刻过载为G_n。由于无法直接通过公式去求解ε_{n-1}，本文先假定卸载段与加载段有一定的对应关系，将G_{n-1}卸载至G_n的过程转换为G_n'加载至G_{n+1}的过程，如图 9 所示。

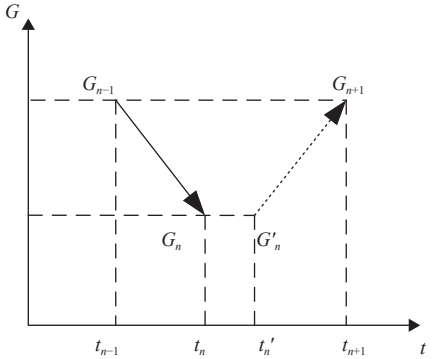


图 9 卸载段对应加载段的关系图

其中G_n与G'_n实质为同一过载但处于的过载阶段不同，满足$w_n = w'_n$且$\varepsilon_n = -\varepsilon'_n$。在转换对应关系中也需要满足$\varepsilon_{n-1} = -\varepsilon_{n+1}$，则$t_{n+1}$时刻的大臂角速度为：

$$w_{n+1} = w'_n + \frac{\varepsilon'_n + \varepsilon_{n+1}}{2}\Delta t = w_n - \frac{\varepsilon_n + \varepsilon_{n-1}}{2}\Delta t = w_{n-1} \tag{22}$$

因此，过载满足 G_{n+1}=G_{n-1}，参考图 9 可得：

$$\dot{G}_{\text{加载}} = \frac{G_{n+1} - G'_n}{\Delta t} = \left|\frac{G_n - G_{n-1}}{\Delta t}\right| = \left|\dot{G}_{\text{卸载}}\right| \tag{23}$$

针对卸载的过程，它对应于相应的加载过程。通过加载过程的大臂旋转加速度ε，对应得到卸载阶段大臂相应的旋转加速度ε。基于此，构建一个加载段的运动参数数据库，从该数据库查找与卸载段的过载G_n、过载变化率$|\dot{G}_n|$相近的数据，计算t_n时刻的运动参数。大臂角加速度ε_n是关于G_n和$\dot{G}_n$的函数。

因此，本文需要建立一个数据库来存储任意组$(G,\dot{G})$所对应的ε，即对不同的 G 和$\dot{G}$组合进行遍历，计算相应的ε。数据库的核心是一个三维数据表，其中每一行代表一个$\dot{G}$值，每一列代表一个 G 值，表中的每个元素代表相应 G 和$\dot{G}$组合下的 ε。通过这种方式，可以在任意给定的 G 和$\dot{G}$组合下，快速查找对应的ε值。

取高过载飞行模拟器最大过载值$G_{\max} = 10$ g，最小过载值$G_{\min} = 1$ g，最大过载变化率$\dot{G}_{\max} = 10$ g/s，最小过载变化率$\dot{G}_{\min} = 1$ g/s。对于每个$\dot{G}$值，生成一个对应的 G 值序列，具体步骤如下：

1）计算步长 step，该步长为$\dot{G}\Delta t$；

2）对每一$\dot{G}$，G 的范围通过步长 step 和步数 n 确定，即：

$$G = G_{\text{temp}} = G_{\text{init}} + k\dot{G}(j)\Delta t | k = 0, 1, \cdots, n\} \tag{24}$$

假如 n=1 000，G 的最大值处于 11～71 g 之间（随过载变化率变化）。对每一组 $G(i)$ 和$\dot{G}(j)$，通过迭代方式计算角加速度ε。将每一组 $G(i)$ 和 $\dot{G}(j)$ 下对应的ε存储在预分配的矩阵$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{all}}(i,j)$中，图 10 展示了所构建出的三维图，图中每一条曲线代表一个确定$\dot{G}$下 G 值序列的角加速度。从图中可以观察到不同曲线之间是相互独立的，这意味着每条曲线代表一个独立的 ε序列，且它们之间没有直接的关联。不同 G 值序列的范围有显著差异，G 值范围差异过大，不同$\dot{G}$同一步数对应的 G 值相差过大，造成因数据缺失或不规则采样导致的数据不完整，图中的曲线可能在三维空间中呈现出扭曲的效果。

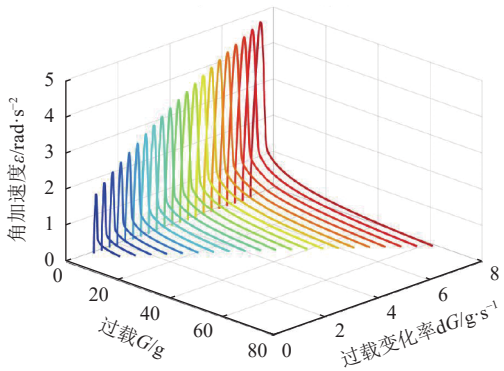


图 10　ε 关于 G 和 dG 的三维关系（插值前）

由于G和$\dot{G}$的离散化不完全覆盖所有可能的伽玛值，即数据是不完整的，且在实际应用中可能会遇到数据库中未存储的G和$\dot{G}$组合，因此需要对数据库进行插值处理，以确保在任意组合下都能获得较为准确的ε值。

具体方法是采用线性插值方法，对数据库中的空缺值进行填充。插值的基本思想是，在已知的G和$\dot{G}$值之间进行线性拟合，从而推算出未知组合下的ε值。通过插值方法将计算得到的$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{all}}(i,j)$数据映射到统一的$G$和$\dot{G}$网格上。对每一固定$\dot{G}(j)$，使用线性插值将$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{all}}(i,j)$映射到统一的 G上，得到$\varepsilon_{\text{interpolated}}(i,j)$。对每一固定 $\dot{G}(j)$，使用线性插值将$\ddot{\theta}_1(j,i)$ 映射到统一的 G_uniform 值范围上，最终生成$\varepsilon_{\text{interpolated}}(i,j)$，即为构建的数据库，如图 11 所示。

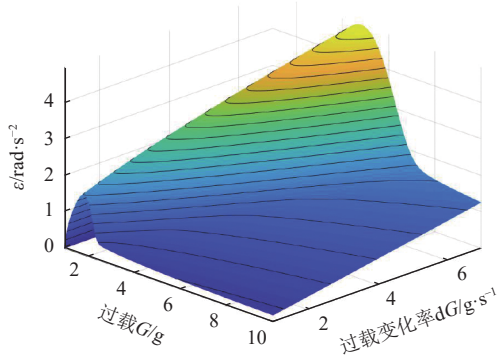


图 11　ε 关于 G 和 dG 的三维关系（插值后）

该数据库包含了上升段预定范围内所有G和$\dot{G}$组合下的角加速度值，形成了一个角加速度ε数据映射到统一的G和$\dot{G}$的三维数据表格，可以根据实际需求进行快速查找，且对应卸载段的角加速度应为负数，即：

$$\varepsilon_n = -\varepsilon_{\text{interpolated}}(i,j) \tag{25}$$

3 实验仿真

3.1 纯 z 轴过载模拟

模拟单向过载中，飞行员受到的过载G_x和G_y一直为零。单向 z 轴输入梯形过载曲线如图 12 所示：初始时，飞行员过载G_z由 1 g 启动，2 s 后过载从 1 g 以 7 g/s 的速率增加到 10 g，在维持 10 g 的过载一段时间后，过载以−7 g/s 降低到 1 g。

图 13 为纯 z 向梯形过载的初始输入过载曲线、预处理后过载曲线与模拟过载曲线的对比图，分析图像可知，图 13a 得到的模拟过载曲线基本与预处理后的输入过载曲线重合，其最大过载误差为 0.0839 g。同理，除了对梯形过载进行模拟外，还对正弦函数进行 z 向模拟，如图 13b 所示，得到模拟过载曲线也基本重合，其最大过载误差为 0.288 7 g，误差较梯形过载更大，主要原因是初始正弦过载经过预处理后，仍处于低过载区，而模拟过载是基于基础 G 值启动，故在低过载区域会与模拟过载有较大误差，但总体趋势是拟合的。梯形过载的误差曲线如图 13 所示。无论输入过载曲线是过载变化率基本不变的梯形过载，还是不断变化的正弦函数过载，所产生的过载误差均处于较低水平。

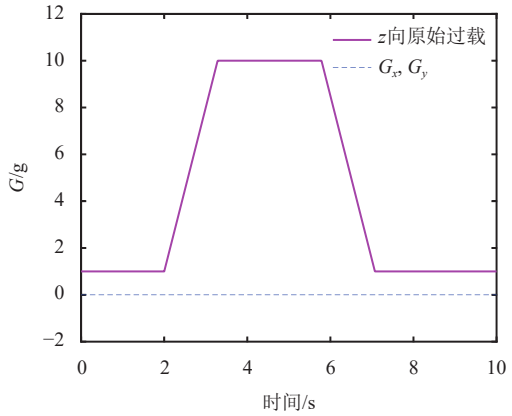
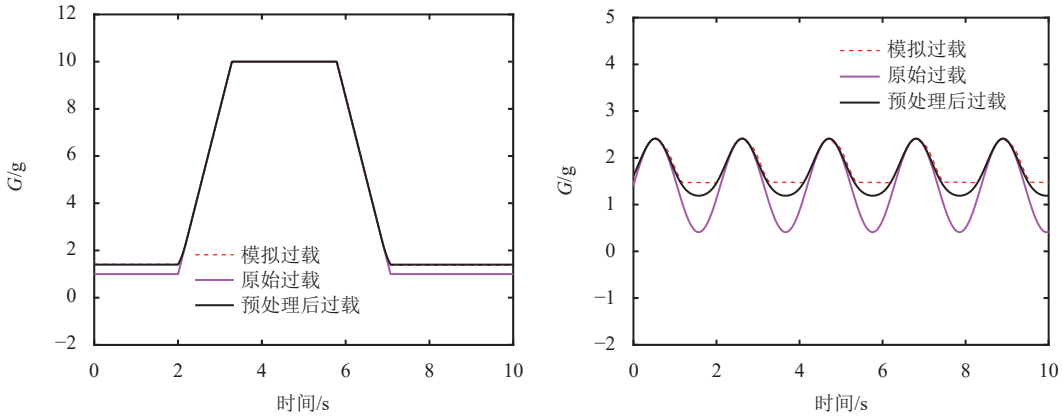


图 12 纯 z 轴梯形过载曲线



a. 梯形过载拟合曲线　　b. 正弦过载拟合曲线

图 13 纯 z 轴拟合曲线

进一步剖析梯形输入过载曲线后发现，运用前文所述的运动参数求解算法，能够推导并获取高过载飞行模拟器中大臂、中框以及吊篮各自的运动参数曲线，如图 14 所示。结合图 13a 和图 14 对比分析可以发现，大臂角速度w和中框滚转角θ_2变化趋势与输入过载G_z的曲线变化趋势基本一致。这是因为飞行员所受合过载由大臂运动提供，特别是在持续性稳态过载情况下，合过载完全由离心过载G_R和垂直过载G_g共同作用。在初始状态下，大臂以 1.107 4 rad/s 进行转动，中框向左滚转$\pi/4$ rad 去构建 1.41 g 的基础 G 值环境。随着G_z调整，中框的滚转角θ_2会进行实时变化，用以抵消飞行员左右向的过载，确保飞行员在动态过载中不会感受到 y 向过载，θ_2范围为 [0.727 7, 1.470 6] rad。大臂角加速度ε和吊篮俯仰角θ_3则只出现在过载变化阶段：大臂角速度实时变化，从而产生大臂角加速度引起 x 方向的切向过载，在上升段时，大臂角加速度$\varepsilon>0$，此时驱动吊篮下俯$\theta_3\in[-0.797\,1,0]$ rad，补偿$+G_x$；在下降段时，大臂角加速度$\varepsilon<0$，此时驱动吊篮上仰消除$\theta_3\in[0,0.798\,9]$ rad，抵消$-G_x$。对于整个输入过载产生的运动中，角速度w的取值范围为 [1.045 2, 3.492 4] rad/s，角加速度ε范围为 [−3.017 1, 3.001] rad/s^2。

综上所述，大臂的运动状态对合过载的大小和方向起着决定性作用，而中框与吊篮的旋转角度则决定了飞行员所承受的三轴分量过载。3 种旋转运

动实时协同配合，才能让飞行员在动态过载过程中感受到高精度的三轴过载，从而有效模拟飞行中的各种过载情况。

图 15 为飞行模拟器三轴过载分量的仿真模拟误差曲线图。图 15a 是胸背过载模拟误差，分析曲线可知，吊篮调整角度产生的误差集中在大臂角速度发生变化的阶段，x 方向的过载模拟基本符合预期要求，即 G_x=0，胸背过载模拟误差的数量级为 10^{-16} g，吊篮俯仰角的模拟精度极高；图 15b 是左右过载模拟误差，分析曲线可知，过载模拟在 y 方向基本满足预期的要求，即 G_y=0，左右过载模拟误差的数量级为 10^{-15} g，中框滚转角的模拟精度极高；图 15c 是头足过载模拟误差，头足过载模拟误差不超过 0.1 g，纯 z 轴的过载模拟精度符合要求。

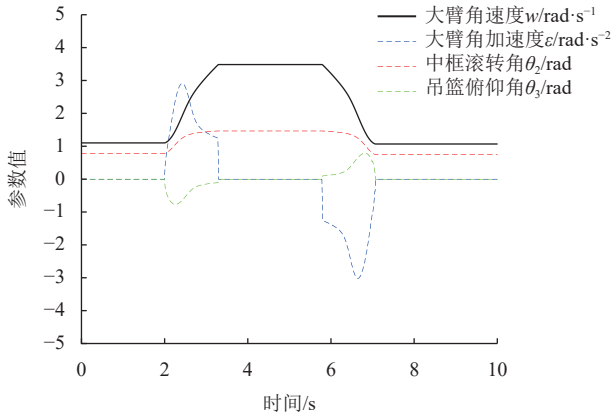
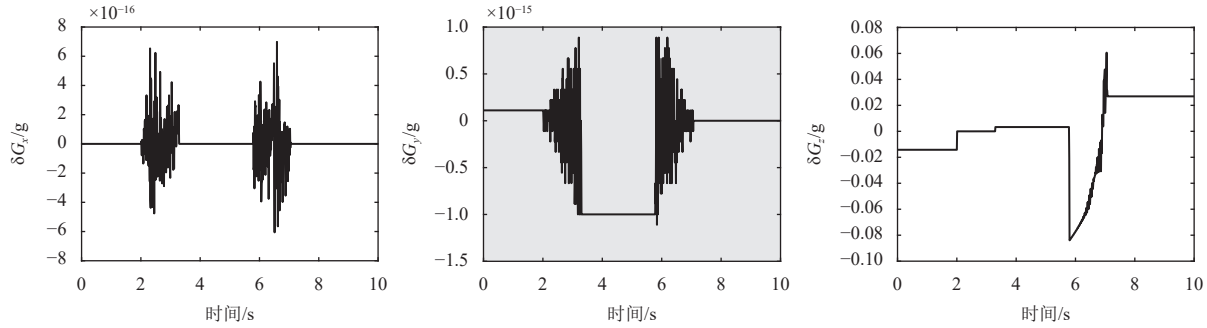


图 14　纯 z 轴梯形过载三轴运动参数变化图



a. 胸背过载模拟误差　　b. 左右过载模拟误差　　c. 头足过载模拟误差

图 15　纯 z 轴梯形过载模拟误差

3.2　三轴复合过载模拟

对于真实的飞机飞行场景，当飞行员进行复杂飞行操作时，其承受的过载并非单一存在于 z 轴方向，而是会同步受到 x 轴方向和 y 轴方向实时过载的影响。本文截取真实飞机飞行导出的飞行数据包的部分数据进行研究，给出的三轴过载曲线如图 16 所示。

将上述曲线作为高过载飞行模拟器运动参数实时规划的对象，其三轴过载模拟结果如图 17 所示。三轴过载的仿真误差如图 18 所示。

图 18a 为合过载的拟合情况，模拟过载曲线基本拟合真实飞行过载曲线，合过载绝对误差在 0.122 4 g 以内，误差均值为 0.023 9 g，误差均方差为 0.001 1。

图 18b 为 x 向过载的拟合情况，模拟过载曲线基本拟合真实飞行过载曲线，胸背向过载绝对误差在 0.099 6 g 以内，误差均值为 0.013 5 g，误差均方差为 0.001 4。

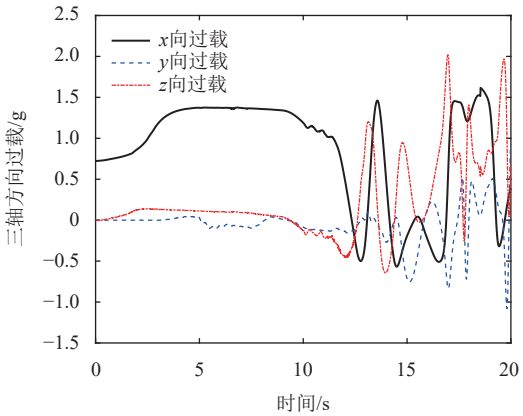


图 16　三轴过载曲线

图 18c 为 y 向过载的拟合情况，模拟过载曲线基本拟合真实飞行过载曲线，左右向过载绝对误差不超过 $3.885\ 8\times10^{-16}$ g，误差均值为 $3.037\ 7\times10^{-18}$ g，误差均方差为 $1.163\ 1\times10^{-32}$，误差几乎可以忽略不计。

图 18d 为 z 向过载的拟合情况，模拟过载曲线基本拟合真实飞行过载曲线，头足向过载绝对误差

不超过 0.099 7 g，误差均值为 0.015 8 g，误差均方差为 $5.948\ 7\times10^{-4}$。

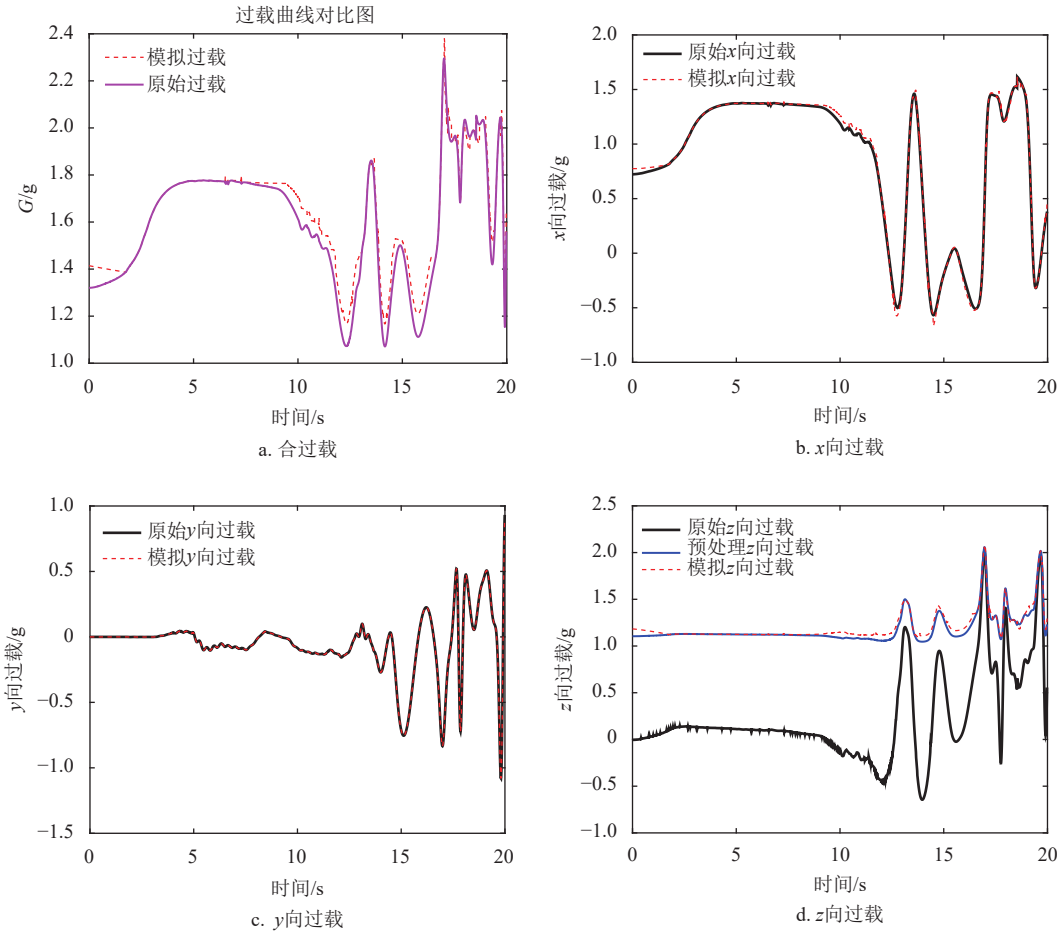
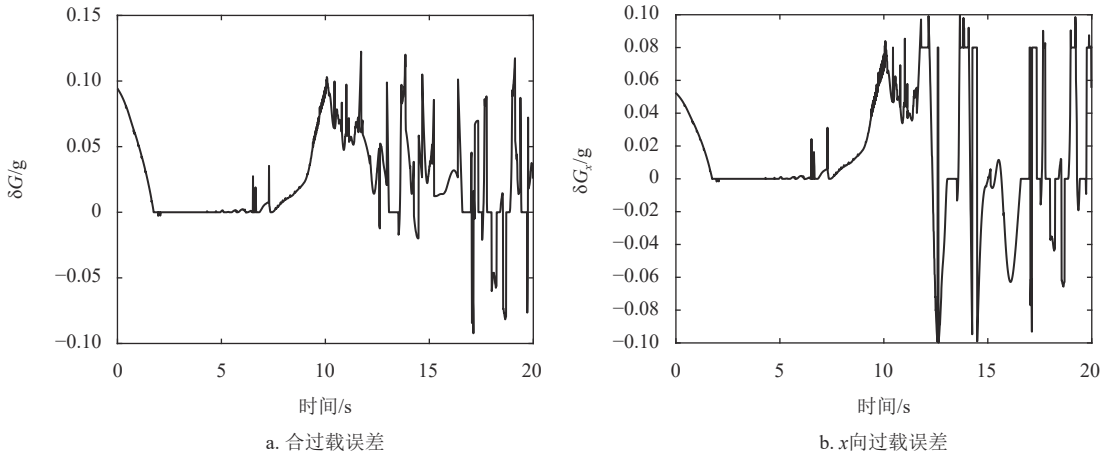
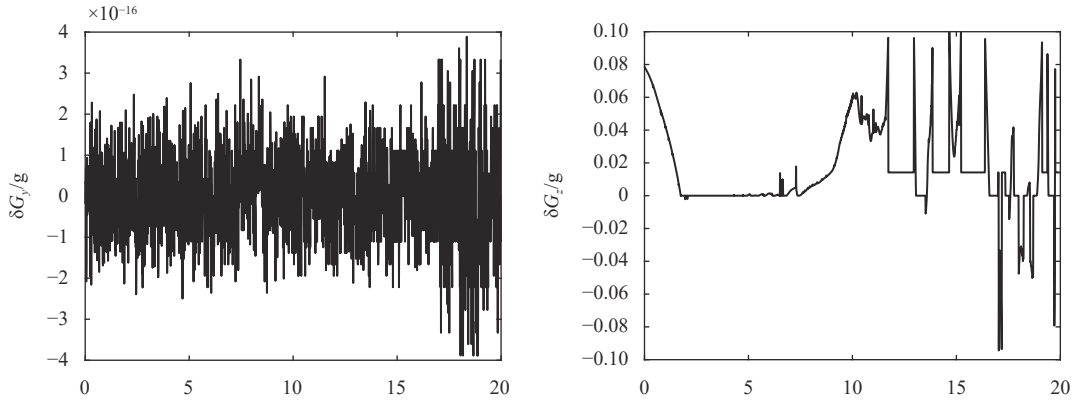


图 17 真实飞行动作三轴过载仿真结果

误差均在可接受范围内，且误差均方差很小，数据模拟稳定，该规划算法具有一定的可行性。

综上所述，对于三轴复合过载的仿真模拟，其过载变化率的跨度较大，导致飞行模拟器无法连续提供某些过载变化率，致使模拟的误差相比于单向过载模拟更大，但都在可接受范围内，由此证明前文所提出的运动参数实时规划算法的可行性。





c. y向过载误差　　d. z向过载误差

图 18　三轴过载仿真误差

3.3　对比分析

为验证本文算法的优越性，选取两类典型文献方法作为基准：

方法 A[13]：采用雅可比椭圆函数解析法；

方法 B[14]：采用基于二维插值数据库的运动规划算法。

通过对比单向过载（Z 轴）与三轴复合过载（$X/Y/Z$ 轴）的模拟误差，表 2 展示了不同算法在关键指标上的性能差异。同时，将本文算法与现有相关研究的求解精度进行对比。

对于单轴过载模拟，采用纯 z 轴梯形过载曲线，3 种方法均是对以下标准梯形曲线进行模拟：1）由基础 G 值 1.41 g 启动；2）保持一段时间；3）在 t=2 s 后，使$\dot{G}$=7 g/s，使过载在约 t=3.5 s 时达到 10 g；4）进入保持阶段；5）在大约 t=6 s 后，使$\dot{G}$=−7 g/s，使过载在约 t=7.5 s 时降至 1 g。对于三轴复合过载模拟，由于各文献使用的飞行数据包不同，无法作相同的数据对比，因此仅对得出的求解精度进行对比。

具体数据如表 2 所示。对比本文提出的算法，其单向过载模拟和三轴过载模拟误差均低于这两种方法，故本文算法优于目前已知的算法。

表 2　不同运动参数规划算法数据对比图

方法	误差类型	单向过载误差/g	三轴过载误差/g
雅可比椭圆函数法	左右向绝对误差	10^{-13}	10^{-15}
	胸背向绝对误差	≤0.03	≤0.15
	头足向绝对误差	≤0.6	≤0.7
二维插值法	左右向绝对误差	10^{-15}	2×10^{-15}
	胸背向绝对误差	≤0.025	≤0.1
	头足向绝对误差	≤0.15	≤0.1
本文方法	左右向绝对误差	10^{-15}	$3.885\ 8\times10^{-16}$
	胸背向绝对误差	10^{-16}	≤0.1
	头足向绝对误差	≤0.1	≤0.1

3.4　算法实时性分析

计算效能通过时间复杂度和空间复杂度进行量化评估，m 为 G 的取值个数，n 为最大步长数，k 为插值点数，其分析如下。

1）时间复杂度

在动态模拟的主循环中，对于正向过载变化（$\dot{G}>0$），每次操作均为固定次数的基本运算，时间复杂度为 $O(1)$，整体时间复杂度为 $O(n)$；对于负向过载变化（$\dot{G}<0$），单次计算索引查找的时间复杂度为 $O(k+m)$，整体时间复杂度为 $O(n)$。

2）时间效率测试

① 硬件测试环境

- CPU:Intel(R) Core(TM) i7-7600U @ 2.80 GHz
- RAM:16GB DDR4
- MATLAB R2017b

② 测试方法

通过 MATLAB 的 tic/toc 函数分别对纯 z 向仿真程序和三轴复合仿真程序进行测量，测试结果如表 3 所示。

表 3　时间效率测试

测试项	总耗时/ms	过载指令数/条
纯z向仿真	25.5	1×1 000
	54.6	2×1 000
三轴复合仿真	49.9	1.75×1 000
	58.7	2×1 000

分别针对纯 z 向仿真和三轴复合仿真，计算每条过载指令的平均用时介于 0.02～0.03 ms 之间，由于实际应用中的控制周期为 10 ms，因此计算耗时能够满足实时性要求。

3）内存占用测试

测试方法：使用 MATLAB 的 whos 命令来获

取内存使用情况。使用 MATLAB 内存分析工具获取峰值内存，所得结果是数据库构建内存峰值为 171.0 KB，完整仿真内存峰值为 233.5 KB。

4 结束语

本文介绍了高过载飞行模拟器的运动规划过程，分析了基础阶段的启动方式选择，并基于理论限制条件与实际机械性能特点，对输入的过载指令实施了预处理操作。对整个运动规划过程进行运动参数的求解推导，针对动态过载卸载阶段大臂运动参数无法直接求解这一难题，本文设计了一种基于线性插值建立数据库的运动参数实时规划算法。该方法通过预先建立逆向加载阶段的大臂角加速度数据集合，并利用线性插值技术实现卸载阶段的动态参数映射，从而有效解决了动态过载卸载过程中的运动参数规划难题。

参 考 文 献

[1] Ohrui N, Iino Y, Kuramoto K, et al. G-induced loss of consciousness prediction using a support vector machine[J]. Aerospace Medicine and Human Performance, 2024, 95(1): 29-36.

[2] 常巍, 彭智勇, 李川涛, 等. 高过载失能生理预警指标和告警技术研究进展[J]. 海军军医大学学报, 2022, 43(2): 194-200.
Chang Wei, Peng Zhiyong, Li Chuantao, et al. Physiological warning indexes and alerting techniques for G-induced loss of consciousness: Research progress[J]. Academic Journal of Naval Medical University, 2022, 43(2): 194-200. (in Chinese)

[3] Zhang Xiaoxue, Xu Yan, Jiang Ke, et al. Research on the application of novel wearable devices for physiological monitoring during manned centrifuge training[C]// Proceedings of the 3rd International Conference on Health Big Data and Intelligent Healthcare. Zhuhai: IEEE, 2024.

[4] Glaser S, Comtois P. G-pointing: articulated centrifuge for real-time G flight simulation[C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Portland: AIAA, 2011.

[5] Mohajer N, Nahavandi D, Watson M, et al. Motion and dynamic analyses of a human centrifuge system with an efficient design configuration[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 117: 106972.

[6] 胡荣华, 罗鹏, 陈文颖, 等. 载人离心机预编程过载曲线设计及模拟算法[J]. 计算机仿真, 2024, 41(10): 22-26.
Hu Ronghua, Luo Peng, Chen Wenying, et al. Pre-programme G_Load curve design and simulation algorithm for human centrifuge[J]. Computer Simulation, 2024, 41(10): 22-26. (in Chinese)

[7] 刘晨卉, 丁煜轩, 孙光鑫, 等. 三轴载人离心机加速度过载模拟算法开发与验证[J]. 动力学与控制学报, 2024, 22(6): 42-49.
Liu Chenhui, Ding Xuxuan, Sun Guangxin, et al. Development and verification of overload simulation algorithms for three-axis human centrifuge[J]. Journal of Dynamics and Control, 2024, 22(6): 42-49. (in Chinese)

[8] 岳琮镇, 牛红攀, 王鹏飞, 等. 基于多体动力学的多轴载人离心机强度校核计算方法[J]. 机械强度, 2023, 45(6): 1432-1437.
Yue Congzhen, Niu Hongpan, Wang Pengfei, et al. Multiaxial manned centrifuge intensity verification calculation method based on multibody dynamics[J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(6): 1432-1437. (in Chinese)

[9] Ghafarian M, Watson M, Mohajer N, et al. A review of dynamic vehicular motion simulators: systems and algorithms[J]. IEEE Access, 2023, 11: 36331-36348.

[10] Crosbie R, Kiefer D. Controlling the human centrifuge as a force and motion platform for the dynamic flight simulator[C]//Proceedings of the Flight Simulation Technologies Conference. St. Louis: AIAA, 1985.

[11] Tsai M H, Shih M C. G-load tracking control of a centrifuge driven by servo hydraulic systems[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(6): 669-682.

[12] Vidakovic J, Ferenc G, Lutovac M, et al. Development and implementation of an algorithm for calculating angular velocity of main arm of human centrifuge[C]// Proceedings of the 15th International Power Electronics and Motion Control Conference. Novi Sad: IEEE, 2012.

[13] 王少. 动态飞行模拟器实时运动规划算法[D]. 成都: 电子科技大学, 2018.
Wang Shao. Real-time motion planning algorithm for high dynamic flight simulator[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)

[14] 关立文, 刘慧, 付萌. 动态飞行模拟器实时运动规划算法[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2015, 55(7): 709-715.
Guan Liwen, Liu Hui, Fu Meng. Real-time motion planning algorithm for dynamic flight simulators[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2015, 55(7): 709-715. (in Chinese)

[15] 贾普照. 稳态加速度模拟试验设备: 离心机设计 (10)[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(4): 534-541.
Jia Puzhao. Steady state acceleration simulation test equipment-centrifuge design (Part X)[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(4): 534-541. (in Chinese)

[16] 贾普照. 稳态加速度模拟试验设备: 离心机设计 (11)[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(5): 668-676.
Jia Puzhao. Steady state acceleration simulation test equipment-centrifuge design (Part XI)[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(5): 668-676. (in Chinese)

[17] 贾普照. 稳态加速度模拟试验设备: 离心机设计 (12)[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(6): 800-808.
Jia Puzhao. Steady state acceleration simulation test equipment-centrifuge design (Part XII)[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(6): 800-808. (in Chinese)

责任编辑 刘飞阳