



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102289535 A

(43) 申请公布日 2011. 12. 21

(21) 申请号 201110149976. 1

(22) 申请日 2011. 06. 07

(71) 申请人 北京航空航天大学
地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 宁晓琳 彭聪 蔡洪伟 房建成

(74) 专利代理机构 北京科迪生专利代理有限责
任公司 11251

代理人 成金玉

(51) Int. Cl.

G06F 17/50 (2006. 01)

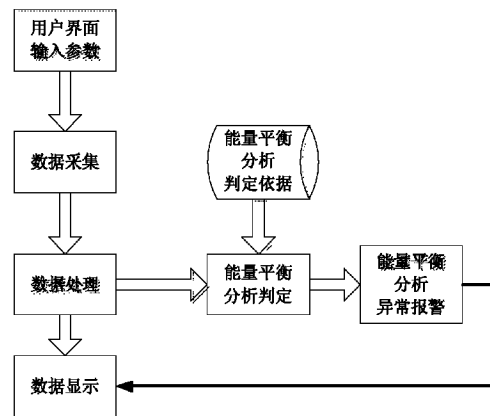
权利要求书 4 页 说明书 7 页 附图 2 页

(54) 发明名称

一种航天器电源系统能量分析仿真平台

(57) 摘要

一种航天器电源系统能量分析仿真平台, 包括数据输入模块, 数据处理模块, 数据显示模块, 电源系统能量平衡分析判定模块, 电源系统能量平衡分析异常报警模块。用户通过数据输入模块直接设置电源系统设计参数, 通过数据处理模块, 对读入数据进行处理和运算, 再通过数据显示模块输出直观结果。其中数据处理模块作为本仿真平台的核心, 通过逻辑分析, 进行快速有效的数据处理, 无需搭建复杂的电路, 在电源系统参数设计完成后即可利用此仿真平台进行航天器在轨能量平衡分析。大大减少开发设计人员的设计时间, 对电源系统设计存在的错误和误差起到很好的快速纠察作用。



1. 一种航天器电源系统能量分析仿真平台,其特征在于,包括数据输入模块,数据处理模块,数据显示模块,能量平衡分析判定模块和能量平衡分析异常报警模块,其中:

(1) 数据输入模块包括用户界面输入和数据采集部分,数据采集接收用户输入界面的参数设置,参数设置包括卫星任务轨道参数、卫星姿态控制方式和姿态模式,太阳阵参数设置、蓄电池参数设置、电源管理和控制方式选择、负载功耗文件调入;

其中所述卫星任务轨道参数设置为:进行仿真分析确定卫星任务轨道参数,卫星任务轨道参数包含轨道六要素,以及任务开始时间,结束时间;轨道六要素为(a, e, i, ω , Ω , τ),其中 a 表示卫星椭圆轨道的长半轴, e 表示轨道偏心率, i 为轨道倾角, ω 为近地点幅角, Ω 表示升交点赤经, τ 是卫星经过近心点的时刻;

所述卫星姿态控制方式包括三轴稳定卫星和自旋稳定卫星两种可供选择,选择设定时间段内的卫星姿态模式包括对地定向姿态模式,对日定向姿态模式;

所述太阳阵参数设置,包括太阳阵光电元件的材料选取;寿命初期太阳电池阵最大输出功率;太阳常数;太阳光斜照太阳电池时的修正因子;太阳光强季节性变化因子;地球反照对太阳电池阵输出功率的增益因子;单体太阳阵的标称面积;太阳电池阵所有单体太阳电池总数;单体太阳电池光电转换效率;太阳阵组合损失因子;太阳阵功率稳定系数;太阳电池轨道工作温度与标准温度之差,太阳电池阵衰减因子;

所述蓄电池参数设置,包括电池种类选择;串联单体电池总数;蓄电池组放电深度;蓄电池放电电压;

所述电源管理与控制方式,包括直接能量传输方式,以及最大功率跟踪方式;

所述负载功耗随时间的变化关系,事先确定后直接由对话框响应调入负载功耗文件;

(2) 数据处理模块,包括数据解算和数据传输,其中数据解算包括太阳阵输出功率解算,蓄电池剩余能量解算,电源管理方式选择及负载能量计算;

所述①太阳阵输出功率解算如下;

太阳阵输出功率根据下式计算:

$$P = S_0 X X_s X_e A_c N F_j \eta F_c (\beta_p \Delta T + 1) \cos \theta$$

其中:

S_0 ——太阳常数 135.3mW/cm²;

θ ——太阳光与太阳电池阵法线方向的夹角;

X——太阳光斜照太阳电池阵时的修正因子,在 0.95 ~ 1.00 之间;

X_s ——太阳光强季节性变化因子,春秋分时为 1.0000,夏至为 0.9673,冬至为 1.0327;

X_e ——地球反照对太阳电池阵输出功率的增益因子,地球同步轨道取 1,其他轨道取 1 ~ 1.05;

A_c ——单体太阳电池的标称面积 cm²;

N——太阳电池阵所有单体太阳电池总数;

η ——单体太阳电池光电转换效率;

F_c ——太阳电池阵组合损失因子;

β_p ——太阳电池阵功率温度系统,单位 % / °C;

ΔT ——太阳电池轨道工作温度与标准温度之差;

通过各参数的获取,即可计算出太阳阵在轨条件下的输出功率;

②蓄电池能量解算, 蓄电池的模型采用了标准蓄电池模型, 根据设计参数调整模型参数, 三种类型的蓄电池标准模型如下所示:

A. 铅酸蓄电池模型:

放电模型, $i^* > 0$

$$f_1(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot 0 \right)$$

充电模型 ($i^* < 0$)

$$f_2(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{it+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot \frac{1}{s} \right)$$

B. 锂蓄电池模型

放电模型, $i^* > 0$

$$f_1(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + A \cdot \exp(-B \cdot it)$$

充电模型, $i^* < 0$

$$f_2(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{it+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + A \cdot \exp(-B \cdot it)$$

C. 镍镉和镍氢蓄电池模型

放电模型, $i^* > 0$

$$f_1(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot 0 \right)$$

充电模型, $i^* < 0$

$$f_2(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{|it|+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot \frac{1}{s} \right)$$

其中,

E_0 ——电压常值 (V);

Exp(s)——指数动态变化区;

Sel(s)——电池充放电模式; 当电池放电, Sel(s) = 0; 当电池充电, Sel(s) = 1;

K——极化常数;

i^* ——低频动态电流;

i——电池电流;

it——已用电池容量;

Q——最大电池容量;

A——指数电压;

B——指数电容量;

Laplace⁻¹——拉普拉斯反变换;

f_1 ——充电模式函数表达式;

f_2 ——放电模式函数表达式;

以太阳阵输出功率与负载功率之差决定蓄电池充电或放电状态, 即标准模型中 i^* 的正负判定, 如果功率差大于零, 蓄电池处于充电状态; 反之, 蓄电池处于放电状态, 此时蓄电池

剩余容量随时间减少,蓄电池电压也随时间下降;

③电源能量管理方式选择

电源能量管理方式有两种,一种直接能量传输方式,以及最大功率跟踪方式,所述直接能量传输方式将太阳阵在满足负载和蓄电池需求后多余的功率全部由电阻消耗掉,并通常使用分流电阻以维持总线电压在一个理想水平;所述最大功率跟踪则严格按照负载需求控制太阳阵的输出功率,不产生过剩功率,因此直接能量传输方式的太阳能输出功率转换率较最大功率跟踪方式略高;

对于两种电源管理方式,使用不同转换系数进行描述,具体方法如下所述:

航天器在轨运行一周所需消耗功率利用公式:

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d}$$

其中:

P_{sa} ——航天器在轨运行一周所需功耗;

P_e ——阴影期航天器上负载和蓄电池所需功耗;

P_d ——光照期航天器上负载和蓄电池所需功耗;

T_e ——航天器运行一周中阴影期时间;

T_d ——航天器运行一周中光照时间;

X_e ——从太阳阵和蓄电池输送到负载功耗的传递效率;

X_d ——从太阳阵输送到负载功耗的传递效率;

作为两种能量管理方式,设定 X_e 和 X_d 的系数取值不同,其中,

直接能量传输方式,设定:

$$X_e = 0.65, X_d = 0.85$$

最大功率跟踪方式,设定:

$$X_e = 0.60, X_d = 0.80$$

以此来描述两种电源管理方式;

④关于负载功率

根据数据输入模块中调入的负载功耗文件进行实时计算;

数据传输包括三部分内容:第一部分将数据输入模块中航天器轨道和姿态参数传输到卫星软件工具包 STK;第二部分,将卫星软件工具包中生成的用于太阳阵解算的数据传送到数据解算程序中太阳阵能量算法进行太阳阵能量计算;第三部分是将数据输入模块中蓄电池参数和能量管理方式传送到数据解算程序蓄电池能量解算程序中,进行蓄电池剩余能量计算;

(3) 数据显示模块,将经过数据处理模块的数据结果,包括随时间变化的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功耗,通过数据显示模块显示太阳阵输出功率与时间的变化关系曲线,蓄电池剩余容量随时间的变化关系曲线,负载功耗随时间的变化关系曲线;

(4) 能量平衡分析判定模块,将经过数据处理模块后的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功率,根据能量平衡分析判据对此时的星上能量平衡状态作出判断,分析此时星上电能能否有效供给卫星任务;

(5) 能量平衡分析异常报警模块,当能量平衡分析判定模块进行能量平衡分析后,若某时刻星上能量不平衡,能量平衡分析异常报警模块即发出警报,说明此时能量不再平衡,出现异常。

一种航天器电源系统能量分析仿真平台

技术领域

[0001] 本发明是一种航天器电源系统能量分析仿真平台,特别涉及一种有效分析卫星星上能量平衡问题的方法,并且可以进行二次开发,进一步扩展仿真平台功能。

背景技术

[0002] 在卫星系统中,星上电源子系统是非常重要的一个子系统,是星上产生、贮存、变换、调节和分配电能的分系统,是卫星正常运行的重要保证之一。卫星电源系统包括能量来源、能量存储、能量分配和能量管理与控制。目前应用最广泛的电源系统是以太阳能作为能量来源,建立太阳电池阵-蓄电池组电源系统,光电能量系统。

[0003] 太阳阵在卫星光照期获取能量,以提供总线功耗,负载功耗,并且保证星上能量平衡;蓄电池在阴影期,以及光照期大功率峰值耗电时为卫星提供电能。能量来源的不同决定了要如何来管理卫星电源系统,能量管理分为三类,包括控制太阳阵,管理总线电压及蓄电池充电。进一步地,不仅需要管理电源系统,而且要控制太阳阵不能产生过多的电能,以免蓄电池过充,及产生过多的热量。主要的电源控制技术有两种,包括直接能量传输方式以及最大功率跟踪方式。

[0004] 目前基于卫星的电源设计,国内对于每个卫星项目,都进行重新建模,重新设计和选取太阳阵以及蓄电池的参数,通过手工计算方式或者根据经验来判定如何选择合适的电源系统;参数设计完成后,仅有通过单纯的电子电路仿真建模,目前没有简单高效的仿真平台快速准确地对航天器整个在轨运行过程进行能量分析验证,以验证电源系统参数设计合理。但是,由于电源系统参数数量大,太阳阵以及蓄电池的材料选择、构型设计,以及各个卫星任务的轨道条件、姿态模式各不相同,设计人员的技术水平和经验参差不齐,效率低下,因此造成整个卫星电源的分析、设计过程人员工作量大,设计验证周期长,效率较低。因此需要这样一种高效快捷的航天器电源系统能量分析仿真平台,对电源系统设计参数进行能量分析仿真验证。

发明内容

[0005] 本发明的技术问题:克服现有技术的不足,提供一种航天器电源系统能量分析仿真平台,该平台利用有效的逻辑判定代替繁冗复杂的电子电路设计,便捷高效地对航天器电源设计参数进行能量平衡仿真分析,验证电源系统参数设计是否合理,快速及时纠察参数设计错误和计算误差。

[0006] 本发明的技术方案:一种航天器电源系统能量分析仿真平台,包括电源系统数据输入模块,电源系统数据处理模块,电源系统数据显示模块,电源系统能量平衡分析判定模块,电源系统能量平衡分析异常报警模块。

[0007] 电源系统数据输入模块,通过图形用户界面,接收用户对于电源系统的参数选择和设置,包括卫星任务轨道参数、姿态控制模式,太阳阵设计参数、蓄电池设计参数、以及电源控制方式。

[0008] 电源系统数据处理模块作为本仿真平台的核心部分,主要又包括数据解算和数据传输。数据解算包括太阳阵输出功率解算,蓄电池剩余容量解算,电源管理方式选择,以及负载功耗计算。数据传输包括三部分内容:第一部分将数据输入模块中卫星轨道和姿态参数传输到卫星软件工具包(STK,Satellite ToolKit);第二部分,将卫星软件工具包中生成的用于太阳阵解算的数据传送到数据解算程序中太阳阵能量算法进行太阳阵能量计算;第三部分是将数据输入模块中蓄电池参数和能量管理方式传送到数据解算程序蓄电池能量解算程序中,进行蓄电池剩余能量计算。

[0009] 电源系统数据显示模块,将经过数据处理模块的数据结果包括随时间变化太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功耗,通过数据显示模块显示太阳阵输出功率与时间的变化关系曲线,蓄电池剩余容量随时间的变化关系曲线,负载功耗随时间的变化关系曲线。

[0010] 电源系统能量平衡分析判定模块,将经过数据处理模块后的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功率,根据电源系统能量平衡分析判据对此时的星上能量平衡状态进行判断,分析此时星上电能能否有效供给卫星任务。

[0011] 电源系统能量平衡分析异常报警模块,当能量平衡分析判定模块进行能量平衡分析后,若某时刻星上能量不平衡,能量平衡分析异常报警模块即发出警报,说明此时能量不再平衡,能源供给出现异常。

[0012] 本发明与现有技术相比的优点在于:本发明用户可以由数据输入模块进行电源系统参数设置,仿真平台后台进行数据采集处理,并以具体数据和曲线图形直观显示此时的航天器各部分功耗状况,通过能量平衡分析判据,对此时的航天器状态进行及时判定和响应。同时在数据处理过程中利用强大的卫星软件工具包进行卫星实时的在轨仿真。其中数据处理模块作为本仿真平台的核心,突出的优点在于利用有效的逻辑判定条件进行航天器能量分配和管理,代替繁冗复杂的电子电路设计,大大简化了电源系统参数设计验证的建模复杂性,提高了整个电源系统设计和仿真分析的工作效率。

[0013] 本发明中数据输入模块及数据结果显示模块坚持图形用户界面的设计原则,界面直观、对用户透明。用户接触软件后对界面上对应的功能一目了然,基本无需任何培训就可以方便地使用本系统,并快捷高效地对一个航天器项目电源分系统作出分析。同时结合卫星软件工具包与本仿真平台程序语言的链接模块,进行无缝链接,实现数据实时交互传送,互相调用。

附图说明

[0014] 图1为本发明的仿真平台组成结构示意图;

[0015] 图2为数据处理模块原理图;

[0016] 图3为本发明中的仿真平台执行流程图。

具体实施方式

[0017] 如图1所示,本发明航天器电源系统能量分析平台包括数据输入模块,数据处理模块,数据显示模块,能量平衡分析判定模块,及能量平衡分析异常报警模块。

[0018] (1) 数据输入模块包括用户界面输入和数据采集部分,数据采集部分接收用户输

入部分的参数设置,参数设置包括卫星任务轨道参数、卫星姿态控制方式和姿态模式,太阳阵参数设置、蓄电池参数设置、电源管理和控制方式选择、负载功耗文件调入。

[0019] 参数设置包含以下几个部分:

[0020] ①卫星任务轨道参数设计。进行仿真分析确定卫星任务轨道参数,卫星任务轨道参数包含轨道六要素,以及任务开始时间,结束时间。轨道六要素为(a, e, i, ω , Ω , τ),其中 a 表示卫星椭圆轨道的长半轴,e 表示轨道偏心率,i 为轨道倾角, ω 为近地点幅角, Ω 表示升交点赤经, τ 是卫星经过近心点的时刻。

[0021] ②卫星姿态控制方式和姿态模式,包括三轴稳定卫星和自旋稳定卫星两种可供选择。选择设定时间段内的卫星姿态模式,包括对地定向姿态模式,对日定向姿态模式。

[0022] ③太阳阵参数设置,包括太阳阵光电元件的材料选取,如硅,单结砷化镓,三结砷化镓;寿命初期太阳能电池阵最大输出功率;太阳常数(通常为确定性常值 $135.3\text{mW}/\text{cm}^2$);太阳光斜照太阳能电池时的修正因子(取值范围 $0.95 \sim 1.00$);太阳光强季节性变化因子(春秋分时为 1.0000 ,夏至为 0.9673 ,冬至为 1.0327);地球反照对太阳能电池阵输出功率的增益因子(地球同步轨道取 1 ,其他轨道取 $1 \sim 1.05$);单体太阳阵的标称面积;太阳能电池阵所有单体太阳能电池总数;单体太阳能电池光电转换效率(硅 $12\% \sim 14\%$,单结砷化镓 $18\% \sim 19\%$,三结砷化镓 $24\% \sim 26\%$);太阳阵组合损失因子($0.85 \sim 0.95$);太阳阵功率稳定系数($0.95 \sim 1$);太阳能电池轨道工作温度与标准温度之差(温差取值范围 $50^\circ \sim 120^\circ$),太阳能电池阵衰减因子($0.95 \sim 0.99$)。

[0023] ④蓄电池参数设置,包括电池种类选择(包括镉镍电池、氢镍电池、锂电池);串并联单体电池总数;蓄电池组放电深度(镉镍电池 $40\% \sim 55\%$,氢镍电池 $60\% \sim 65\%$,锂电池 $40\% \sim 50\%$);蓄电池放电电压(镉镍电池 1.25V ,氢镍电池 1.25V ,锂电池 3.50V)。

[0024] ⑤电源管理方式,包括直接能量传输方式,以及最大功率点能量跟踪方式。

[0025] 电源能量管理方式有两种,一种直接能量传输方式,以及最大功率跟踪方式,所述直接能量传输方式将太阳阵在满足负载和蓄电池需求后多余的功率全部由电阻消耗掉,并通常使用分流电阻以维持总线电压在一个理想水平;所述最大功率跟踪则严格按照负载需求控制太阳阵的输出功率,不产生过剩功率,因此直接能量传输方式的太阳能输出功率转换率较最大功率跟踪方式略高;

[0026] ⑥负载功耗随时间的变化关系,直接由对话框响应将负载功耗文件调入。

[0027] (2) 数据处理模块,作为本仿真平台的核心部分,主要又包括数据解算和数据传输。

[0028] 数据解算包括太阳阵输出功率解算,蓄电池剩余能量解算,电源管理方式选择,以及负载能量计算。下面进行具体说明:

[0029] ①太阳阵输出功率解算。

[0030] 太阳阵输出功率 P 根据公式计算:

$$[0031] P = S_0 X X_s X_e A_c N F_j \eta F_c (\beta_p \Delta T + 1) \cos \theta$$

[0032] 其中:

[0033] S_0 ——太阳常数 $135.3\text{mW}/\text{cm}^2$;

[0034] θ ——太阳光与太阳能电池阵法线方向的夹角;

[0035] X——太阳光斜照太阳能电池阵时的修正因子,一般在 $0.95 \sim 1.00$ 之间;

[0036] X_s ——太阳光强季节性变化因子,春秋分时为 1.0000,夏至为 0.9673,冬至为 1.0327;

[0037] X_e ——地球反照对太阳电池阵输出功率的增益因子,地球同步轨道取 1,其他轨道取 1 ~ 1.05;

[0038] A_c ——单体太阳电池的标称面积 cm^2 ;

[0039] N ——太阳电池阵所有单体太阳电池总数;

[0040] η ——单体太阳电池光电转换效率;

[0041] F_c ——太阳电池阵组合损失因子;

[0042] β_p ——太阳电池阵功率温度系统 ($\% / ^\circ\text{C}$);

[0043] ΔT ——太阳电池轨道工作温度与标准温度之差 ($^\circ\text{C}$)。

[0044] 通过各参数的获取,即可计算出太阳阵在轨条件下的输出功率。

[0045] ②蓄电池能量解算。蓄电池的模型采用了标准蓄电池模型,根据设计参数调整模型参数。三种类型的蓄电池标准模型如下所示:

[0046] A. 铅酸蓄电池模型:

[0047] 放电模型 ($i^* > 0$)

$$[0048] f_1(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot 0 \right)$$

[0049] 充电模型 ($i^* < 0$)

$$[0050] f_2(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{it+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot \frac{1}{s} \right)$$

[0051] B. 锂蓄电池模型

[0052] 放电模型 ($i^* > 0$)

$$[0053] f_1(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + A \cdot \exp(-B \cdot it)$$

[0054] 充电模型 ($i^* < 0$)

$$[0055] f_2(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{it+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + A \cdot \exp(-B \cdot it)$$

[0056] C. 镍镉和镍氢蓄电池模型

[0057] 放电模型 ($i^* > 0$)

$$[0058] f_1(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot 0 \right)$$

[0059] 充电模型 ($i^* < 0$)

$$[0060] f_2(it, i^*, i, Exp) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{|it|+0.1 \cdot Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q-it} \cdot it + Laplace^{-1} \left(\frac{Exp(s)}{Sel(s)} \cdot \frac{1}{s} \right)$$

[0061] 其中,

[0062] E_0 ——电压常值 (V);

[0063] $Exp(s)$ ——指数动态变化区;

[0064] $Sel(s)$ ——电池充放电模式。当电池放电, $Sel(s) = 0$; 当电池充电, $Sel(s) = 1$ 。

[0065] K ——极化常数 (Ah^{-1});

[0066] i^* ——低频动态电流 (A) ;

[0067] i ——电池电流 (A) ;

[0068] i_t ——已用电池容量 (Ah) ;

[0069] Q ——最大电池容量 (Ah) ;

[0070] A ——指数电压 (V) ;

[0071] B ——指数电容量 (Ah)⁻¹ ;

[0072] Laplace⁻¹——拉普拉斯反变换 ;

[0073] f_1 ——充电模式函数表达式 ;

[0074] f_2 ——放电模式函数表达式。

[0075] 以太阳阵输出功率与负载功率之差决定蓄电池充电或放电状态,即标准模型中 i^* 的正负判定。如果功率差大于零,蓄电池处于充电状态;反之,蓄电池处于放电状态,此时蓄电池剩余容量随时间减少,蓄电池电压也随时间下降。

[0076] ③电源能量管理方式选择。

[0077] 电源能量管理方式有两种,一种直接能量传输方式,以及最大功率跟踪方式。直接能量传输方式将太阳阵在满足负载和蓄电池需求后多余的功率全部由电阻消耗掉,并通常使用分流电阻以维持总线电压在一个理想水平;而最大功率跟踪则严格按照负载需求控制太阳阵的输出功率,不产生过剩功率,因此直接能量传输方式的太阳能输出功率转换率较最大功率跟踪方式略高。

[0078] 在本仿真平台中,对于两种电源管理方式,使用不同转换系数进行描述。具体方法如下所述:

[0079] 航天器在轨运行一周所需功率利用公式:

$$[0080] P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d}$$

[0081] 其中:

[0082] P_{sa} ——航天器在轨运行一周所需功耗;

[0083] P_e ——阴影期航天器上负载和蓄电池所需功耗;

[0084] P_d ——光照期航天器上负载和蓄电池所需功耗;

[0085] T_e ——航天器运行一周中阴影期时间;

[0086] T_d ——航天器运行一周中光照时间;

[0087] X_e ——从太阳阵和蓄电池输送到负载功耗的传递效率;

[0088] X_d ——从太阳阵输送到负载功耗的传递效率。

[0089] 作为两种能量管理方式,设定 X_e 和 X_d 的系数取值不同。其中,直接能量传输方式,设定

[0090] $X_e = 0.65, X_d = 0.85$

[0091] 最大功率跟踪方式,设定

[0092] $X_e = 0.60, X_d = 0.80$

[0093] 以此来描述两种电源管理方式。

[0094] ④关于负载功率。

[0095] 根据数据输入模块中调入的负载功耗文件进行实时计算。

[0096] 数据传输包括三部分内容：第一部分将数据输入模块中航天器轨道和姿态参数传输到卫星软件工具包 (STK, Satellite Tool Kit)；第二部分，将卫星软件工具包中生成的用于太阳阵解算的数据传送到数据解算程序中太阳阵能量算法进行太阳阵能量计算；第三部分是将数据输入模块中蓄电池参数和能量管理方式传送到数据解算程序蓄电池剩余容量解算程序中，进行蓄电池剩余能量计算。

[0097] 其中涉及到两个技术问题：

[0098] (1) 通过图形用户界面读取数据输入模块中用户设置参数。通过数据处理模块程序语言中的回调函数进行数据输入模块中的数据读取。(2) 本平台中的数据处理模块采用 MATLAB 软件进行编程，因此涉及到 STK 与 MATLAB 软件的接口模块。首先 STK 中的链接模块提供给用户一种方法，使 STK 和客户端环境相配合，用户可以开发应用软件与 STK 进行通信，从而驱动 STK 达到扩展和利用的目标。STK 与 MATLAB 的链接通信，需要进行两个软件的路径匹配，接口对接，通过 STK 的链接模块，用户可以把对 STK 的操作封装到自己的程序中，从而方便地实现对 STK 的编程控制。

[0099] 要完成一次成功对 STK 引擎的调用必须如下这个步骤：

[0100] 初始化 STK 和 MATLAB 接口，获取 STK 地址：

[0101] `stkInit`

[0102] 打开 STK 默认地址，建立 STK 与 MATLAB 的连接：

[0103] `remMachine = stkDefaultHost ;`

[0104] `conid = stkOpen(remMachine) ;`

[0105] 具体到本系统，两者接口的作用包括：由参数输入模块中卫星轨道和姿态参数传输到卫星软件工具包 (STK, Satellite Tool Kit)，卫星软件工具包根据航天器的轨道和姿态参数进行卫星任务的实时在轨运行显示，并且生成用于太阳阵输出功率解算的数据。数据处理模块调用卫星软件工具包中生成的用于太阳阵解算的数据传送到数据解算程序中太阳阵能量算法进行太阳阵能量计算。

[0106] (3) 数据显示模块，将经过数据处理模块的数据结果，包括随时间变化的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功耗，通过数据显示模块显示太阳阵输出功率与时间的变化关系曲线，蓄电池剩余容量随时间的变化关系曲线，负载功耗随时间的变化关系曲线。

[0107] (4) 能量平衡分析判定模块，能量平衡分析判定模块，将经过数据处理模块后的太阳阵输出功率、蓄电池剩余电量、以及负载功率，根据能量平衡分析判据对此时的星上能量平衡状态作出判断和响应，分析此时星上电能能否有效供给卫星任务。其中能量平衡分析判定依据如下：

[0108] 对于太阳能电池阵 - 蓄电池组卫星电源系统，能量平衡分析根据蓄电池充电放电能量来完成。

[0109] 第一步，计算蓄电池光照期总充电电能。计算公式： $E_{\text{charge}} = P_{\text{fc}} T_{\text{fc}} - P_{\text{mc}} T_{\text{mc}} - P_{\text{sc}} T_{\text{sc}}$

[0110] 其中： P_{fc} 、 T_{fc} 为蓄电池快速充电（恒流）功率及充电时间；

[0111] P_{mc} 、 T_{mc} 为蓄电池中速充电（恒压）功率及充电时间；

[0112] P_{sc} 、 T_{sc} 为蓄电池慢速充电（涓流）功率及充电时间；

[0113] 第二步，计算蓄电池阴影期放电电能。计算公式：

$$[0114] \quad E_{discharge} = P_{payload} T_{eclipse} + \sum_{j=1}^n P_j T_j$$

[0115] 其中： $P_{payload}$ 为阴影期负载平均功率；

[0116] $T_{eclipse}$ 为阴影期时间；

[0117] P_j 、 T_j 为第 j 个负载短期功耗及其持续时间；

[0118] 每轨能量平衡条件：

$$[0119] \quad \Delta E = E_{charge} - E_{discharge}$$

[0120] 若 $\Delta E \geq 0$ ，表明在一个“地影 - 光照”轨道周期内能量维持平衡。

[0121] 通过能量分析的结果进行判断，确定卫星能量平衡的状态以及此时电源系统的工作状态。

[0122] (5) 能量平衡分析异常报警模块，当能量平衡分析判定模块进行能量平衡分析后，若某时刻星上能量不平衡，能量平衡分析异常报警模块即发出警报，说明此时能量不再平衡，出现异常。

[0123] 如图 3 所示，本发明的工作流程如下：

[0124] (1) 用户通过图形用户界面输入和设置电源系统参数，数据输入模块接收用户设置数据。

[0125] (2) 将数据输入模块中航天器轨道和姿态参数传输到卫星软件工具包 (STK, Satellite Tool Kit)，进行航天器在轨运行实时仿真；同时将卫星软件工具包中生成的用于太阳阵解算的数据传送到数据解算程序中太阳阵能量算法进行太阳阵能量计算；最后将数据输入模块中蓄电池参数和能量管理方式传送到数据解算程序蓄电池剩余容量解算程序中，进行蓄电池剩余能量计算。

[0126] (3) 将经过数据处理模块的数据结果，包括随时间变化的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功耗，通过数据显示模块显示太阳阵输出功率与时间的变化关系曲线，蓄电池剩余容量随时间的变化关系曲线，负载功耗随时间的变化关系曲线。

[0127] (4) 对数据处理模块中获得的太阳阵输出功率、蓄电池剩余容量、以及负载功耗，根据能量平衡判定准则进行能量平衡状态判定。

[0128] (5) 检测航天器能量平衡状态是否出现异常，如果出现异常，作出相应的预警报告；如果一切正常，则仿真运行顺利。

[0129] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员公知的现有技术。

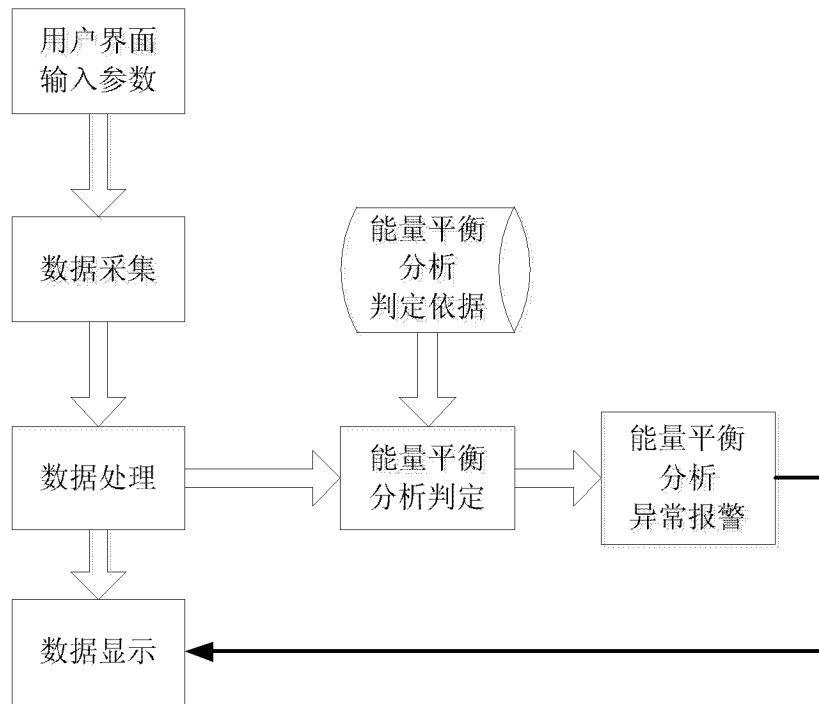


图 1

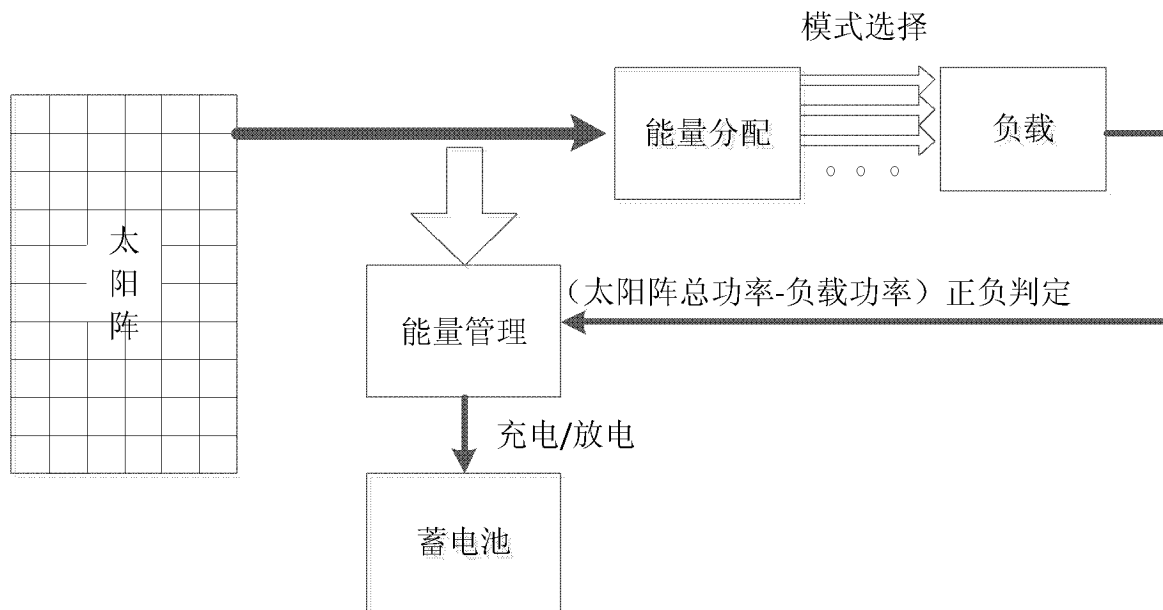


图 2

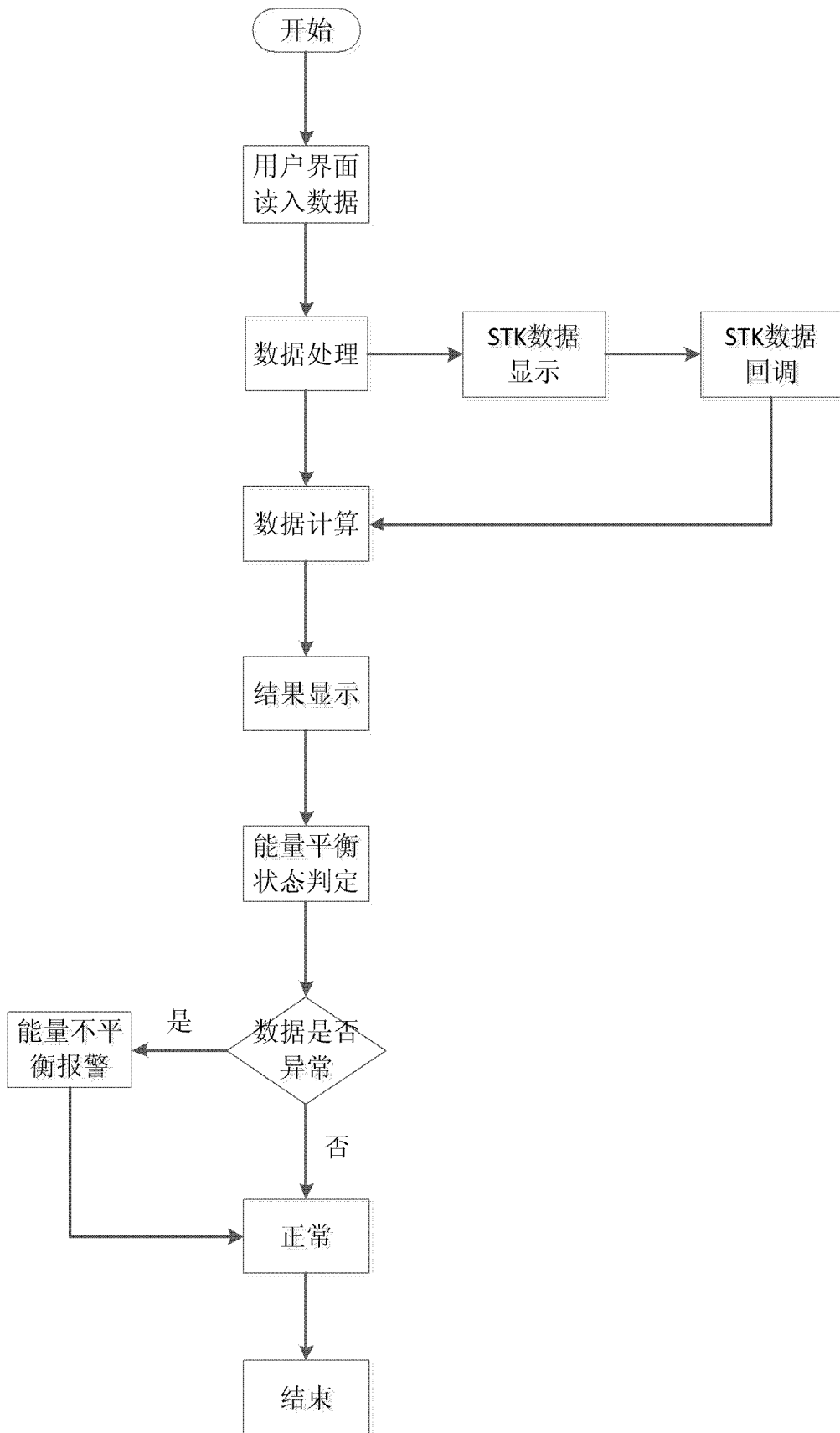


图 3