1 блок (максимум – 3 балла)

1. Задача двух тел. Построить движение спутника с заданными параметрами орбиты в зависимости от времени (полуаналитический способ построения, уравнение Кеплера). **1 балл**
2. Построить движение с использованием численного решения уравнений движения (декартовы координаты). Сравнить получившееся решение с полуаналитическим методом. Проверить сохранение первых интегралов (энергия, орбитальный кинмомент, лаплас) **1 балл**
3. Реализовать угловое движение при помощи матриц направляющих косинусов, кватернионов и углов Эйлера (параметризация 2-3-1). Модель – свободное движение (внешний момент равен нулю). Сравнить результаты использования различных параметризаций углового движения. Проверить сохранение первых интегралов: кинмомента, кинетической энергии **1 балл**

2 блок

1. Движение тела с закрепленной точкой в поле равномерной силы тяжести, случай Лагранжа. Проверить сохранение первых интегралов (полная энергия, две проекции кинмомента). **1 балл**
2. Нарисовать траекторию движения оси динамической симметрии в трехмерном пространстве (plot3(x, y, z), [x, y, z] – компоненты третьего базисного вектора (оси динамической симметрии) ССК в ИСК). Подобрать начальные данные, дающие регулярную прецессию. **1 балл**
3. Реализовать орбитальное движение с учетом центрального поля и грав.момента. Проверить сохранение интеграла Якоби. Найти устойчивые положения равновесия, построить графики относительных угловых скоростей и векторной части относительного кватерниона. При построении относительного кватерниона решить проблему разных веток функции dcm2quat. **1 балл**

3 блок

1. Реализовать модели магнитного поля (прямой и наклонный диполи). Включить магнитный момент в уравнения движения (предполагается, что на спутнике установлен магнит с постоянным дипольным моментом). **1 балл**
2. Реализовать учет солнечного момента. Считать, что спутник представляет собой абсолютно тонкую пластину с задаваемым в начале положением центра масс, вектор направления на солнце – постоянный в ИСК. Учесть наличие цилиндрической тени Земли. **1,5 балла**
3. Реализовать влияние атмосферы на КА. Модель плотности атмосферы – экспоненциальная, модель взаимодействия с аппаратом – простая, лобовое сопротивление, которое приложено в центре давления аппарата (для пластины совпадает с геометрическим центром). Не забыть, что ЦМ аппарата необязательно лежит в геометрическом центре пластины. **1,5 балла**

Via translate.yandex.ru (and few hand-made fixes­)

1 block  
 2. The two-body problem. Plot the motion of a satellite with the specified orbital parameters as a function of time (semi-analytical method of construction, Kepler equation).  
  
 3. Implement angular motion using the matrix guides of the cosines, of the quaternion and the Euler angle (parameter 2-3-1). The model is free motion (the external moment is zero). Compare the results of using different parameterizations of angular motion. Check the conservation of the first integrals: angular momentum, kinetic energy.

2 block  
 1. Motion of a body with a fixed point in a field of uniform gravity, the Lagrange case. check the conservation of the first integrals (total energy, two projections of the angular momentum).  
 2. Draw the trajectory of the dynamic symmetry axis in three-dimensional space (plot3(x, y, z), [x, y, z] - components of the third basis vector (dynamic symmetry axis) of body-bounded frame in the inertial frame). Select the initial data that gives a regular precession.  
 3. Implement orbital motion taking into account the central field and gravity torque. Check the preservation of the Jacobi integral. Find stable equilibrium positions, plot relative angular velocities and the vector part of the relative quaternion. When constructing a relative quaternion, solve the problem of different branches of the dcm2quat function.

3 block

4. To implement the model of the magnetic field (direct and oblique dipoles). Include the magnetic moment in the equations of motion (it is assumed that a magnet with a constant dipole moment is installed on the satellite).

5. Implement solar moment accounting. Assume that the satellite is an absolutely thin plate with the position of the center of mass set at the beginning, the direction vector to the sun is constant in the ECI. Take into account the presence of a cylindrical shadow of the Earth. Do not forget that the CM of the device does not necessarily lie in the geometric center of the plate.

6. Implement the influence of the atmosphere on the spacecraft. The model of atmospheric density is exponential, the model of interaction with the device is simple, the drag that is applied at the center of the pressure of the device (for the plate, it coincides with the geometric center). Do not forget that the CM of the plate does not necessarily lie in the geometric center of the plate.