УДК 004.942

# МОДЕЛИРОВАНИЕ МАЛОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА

# MODELLING OF THE SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLE OF PLANE TYPE

***©Жернаков С. В.***
*д–р техн. наук*
*Уфимский государственный авиационный технический университет*
*г. Уфа, Россия*
*zhsviit@mail.ru*
***©Zhernakov S.***
*Dr. habil.*
*Ufa State Aviation Technical University*
*Ufa, Russia*
*zhsviit@mail.ru*
***©Ожегов А. А.***
*Уфимский государственный авиационный технический университет*
*г. Уфа*
*ozhegov.aa@yandex.ru*
***©Ozhegov A.***
*Ufa State Aviation Technical University*
*Ufa, Russia*
*ozhegov.aa@yandex.ru*

*Аннотация.* В статье приведен обзор системы моделирования полета “JSBsim” применительно к моделированию беспилотного летательного аппарата самолетного типа массой до 5 кг.

*Abstract:* this article presents an overview of the flight dynamics model JSBsim with respect to the modeling of small fixed–wing UAV weighing up to 5 kg.

*Ключевые слова:* БПЛА, аэродинамика, Flightgear, JSBSim.

*Keywords:* UAV, aerodynamics, Flightgear, JSBSim.

Интерес к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА) связан с относительной дешевизной их применения по сравнению с пилотируемыми средствами. Часто беспилотные летательные аппараты применяются для наблюдения с воздуха за наземными объектами, для этого на борту располагается целевое оборудование — фото–видеоаппаратура с массой порядка 100 г — 1 кг. Рассмотрим беспилотный летательный аппарат, подобный по массогабаритным параметрам радиоуправляемой авиамодели класса F5 FAI [1]. Основные характеристики авиамоделей этого класса:

– тип электродвигателя — электрический;
– наибольшая площадь крыла: 150 дм$^2$;
– наибольшая масса: 5 кг;
– нагрузка на крыло от 12 до 75 г/дм$^2$.

Для моделирования движения летательного аппарата используются имитаторы полета, наиболее развитым из которых является Flightgear. В данном имитаторе наиболее удобна

для применения динамика полета JSBSim. Основы динамики JSBSim описаны в [1], полный перечень параметров в [2].

Динамика JSBSim включает в себя разные физические модели летательного аппарата, которые рассчитываются одновременно и влияют друг на друга. Все силы и моменты считаются приложенными к одной точке — аэродинамическому центру аппарата. Для моделирования движения трехмерной модели в JSBSim существуют две системы координат: Structural Frame и Body Frame (Рисунок 1).

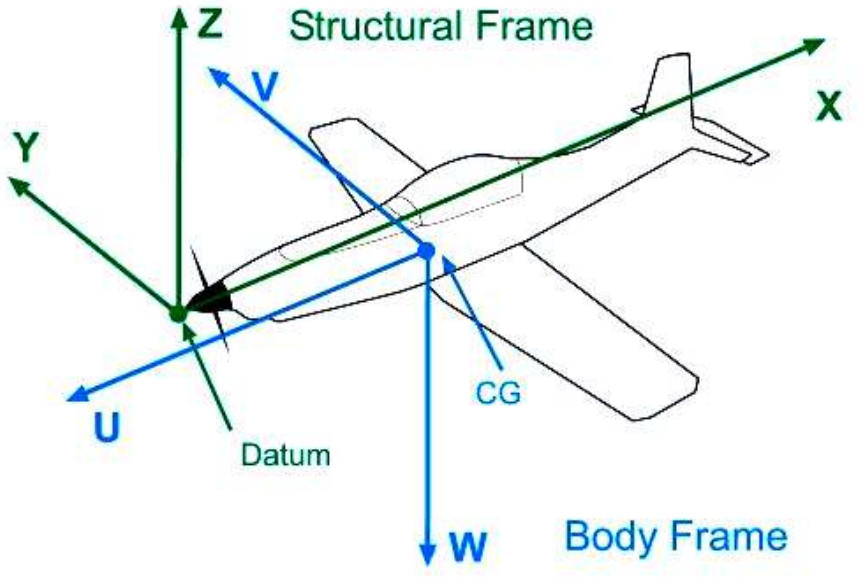


Рисунок 5. Системы координат в динамике JSBSim.

Body Frame — это система координат, движущаяся совместно с моделью. Нуль системы координат находится в центре тяжести (Centre of gravity), ось *U* смотрит вперед, *V* — вправо, *W* — вниз. В этой системе координат моделируются скорости и ускорения. Если повернуть Body Frame вокруг оси *V* на 180 °, мы получим систему координат Structural Frame, нуль которой называется datum. Эта система координат используется для отображения видимой трехмерной модели. Все координаты в файле динамики отсчитываются именно от начальной точки (datum) Structural Frame.

Все модели динамики полета описываются в файле на языке XML. Перечислим основные разделы файла динамики полета.

Раздел геометрических параметров (metrics) описывает основные геометрические параметры планера.

```
<metrics>
  <wingarea unit="M2"> 0.15 </wingarea>
  <wingspan unit="M"> 1.2 </wingspan>
  <chord unit="M"> 0.12 </chord>
  <wing_incidence unit="DEG"> 3 </wing_incidence>
  <htailarea unit="M2"> 0.024 </htailarea>
  <htailarm unit="M"> 0.561 </htailarm>
  <vtailarea unit="M2"> 0.00446 </vtailarea>
  <vtailarm unit="M"> 0.5 </vtailarm>
  <location name="AERORP" unit="M">
    <x> 0.198 </x>
    <y> 0 </y>
    <z> 0.025 </z>
```

```
    </location>
    <location name="EYEPOINT" unit="M">
      <x> 0.198 </x>
      <y> 0 </y>
      <z> 0 </z>
    </location>
    <location name="VRP" unit="M">
      <x> 0 </x>
      <y> 0 </y>
      <z> 0 </z>
    </location>
  </metrics>
```

Рассмотрим первую строку внутри раздела. Здесь описывается площадь крыла (wingarea), которая измеряется в квадратных метрах (M2) и имеет значение 0,15. В следующих строках заданы значения размаха крыла (wingspan), хорды профиля (chord), угла поперечного *V* крыла (wing_incidence) и т. д. Внутри раздела имеются три подраздела, описывающие положение аэродинамического центра (AERORP — reference point), точки отсчета действующей на летчика перегрузки (EYEPOINT) для моделей пилотируемых аппаратов и точки datum системы координат Structural Frame (VRP — visual reference point).

Раздел суммы масс (Mass Balance) описывает моменты инерции, массу аппарата, положение центра тяжести.

```
  <mass_balance>
    <ixx unit="KG*M2">1.356</ixx>
    <iyy unit="KG*M2">1.356</iyy>
    <izz unit="KG*M2">2.712</izz>
    <ixz unit="KG*M2">0</ixz>
    <iyz unit="KG*M2">0</iyz>
    <ixy unit="KG*M2">0</ixy>
    <emptywt unit="KG">0.4</emptywt>
    <location name="CG" unit="M">
      <x>0.2</x>
      <y>0</y>
      <z>0.02</z>
    </location>
  </mass_balance>
```

Здесь заданы шесть моментов инерции: три осевых (ixx, iyy, izz) и три центробежных (ixz, iyz, ixy); масса пустого самолета и положение центра тяжести.

Раздел реакций земли (ground_reactions) описывает координаты и свойства точек модели, которые могут взаимодействовать с земной поверхностью.

```
  <ground_reactions>
    <contact type="BOGEY" name="NOSE">
      <location unit="M">
        <x> 0 </x>
        <y> 0 </y>
        <z> 0 </z>
      </location>
      <static_friction> 0.8 </static_friction>
      <dynamic_friction> 0.5 </dynamic_friction>
      <rolling_friction> 0.5 </rolling_friction>
      <spring_coeff unit="LBS/FT"> 24 </spring_coeff>
      <damping_coeff unit="LBS/FT/SEC">1.001</damping_coeff>
```

```
        <max_steer unit="DEG"> 0 </max_steer>
        <brake_group> NONE </brake_group>
        <retractable> 0 </retractable>
      </contact>
    </ground_reactions>
```

В этом примере указана только одна точка, в которой носовое колесо (NOSE) стойки шасси (BOGEY) касается земли. Заданы коэффициенты трения, коэффициент упругости (spring_coeff), коэффициент демпфирования (damping_coeff), угол поворота колеса (max_steer) и пр.

Раздел каналов управления также описывается на языке XML, но его удобнее показать в виде структурной схемы (Рисунок 2), нарисованной программой JSBsimComander.

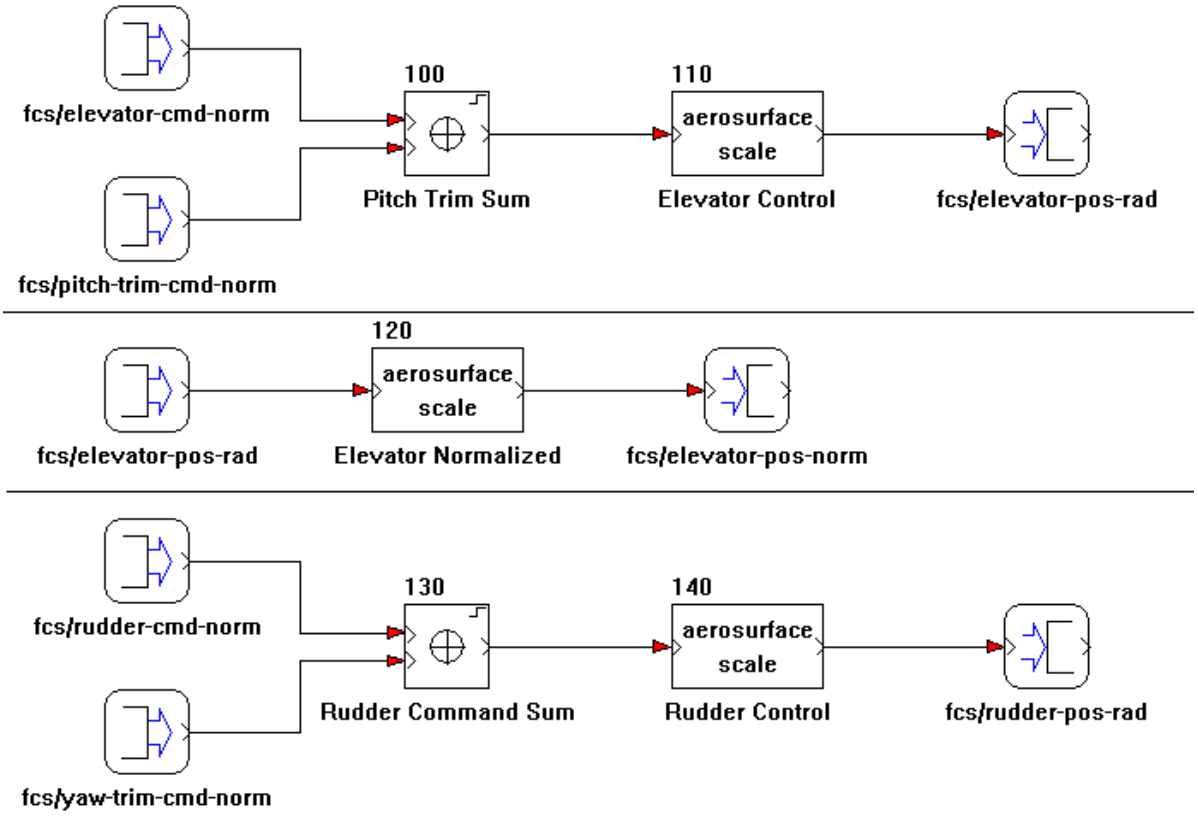


Рисунок 6. Схема каналов управления.

Каждый канал имеет входные и выходные переменные, которые можно связать с пультом управления оператора или системой управления из сторонней программы, например, Матлаба.

Рассмотрим канал управления рулем высоты, верхний на Рисунке 2. Входные переменные: вертикальное положение ручки управления (fcs/elevator-cmd-norm) и положение ручки триммера руля высоты (fcs/pitch-trim-cmd-norm). Переменные подключены к сумматору, вывод которого соединен с рулевой машинкой (Elevator Control). Рулевая машинка преобразует входной диапазон (−1; 1) в угол отклонения руля высоты, например, (−0,2 рад; 0,3 рад). Значение отклонения руля высоты отправляется в выходную переменную.

В следующем разделе описываются параметры для расчета аэродинамических сил и моментов. Раздел aerodynamics состоит из шести подразделов, три раздела отвечают за силы:

LIFT, DRAG, SIDE; остальные три — за моменты: PITCH, ROLL, YAW. Динамика суммирует все силы и моменты по соответствующим осям.

Рассмотрим подраздел подъемной силы (LIFT).

```
<aerodynamics>
  <axis name="LIFT" unit="LBS">
        <function name="aero/coefficient/CLalpha">
              <description>Lift_due_to_alpha</description>
              <product>
                    <property>aero/qbar-psf</property>
                    <property>metrics/Sw-sqft</property>
                    <table>
                    <independentVar>aero/alpha-rad</independentVar>
                          <tableData>
                           -0.2        -0.85
                           0           0.25
                           0.21        1.4
                           0.6         0.71
                          </tableData>
                    </table>
              </product>
        </function>
  </axis>
</aerodynamics>
```

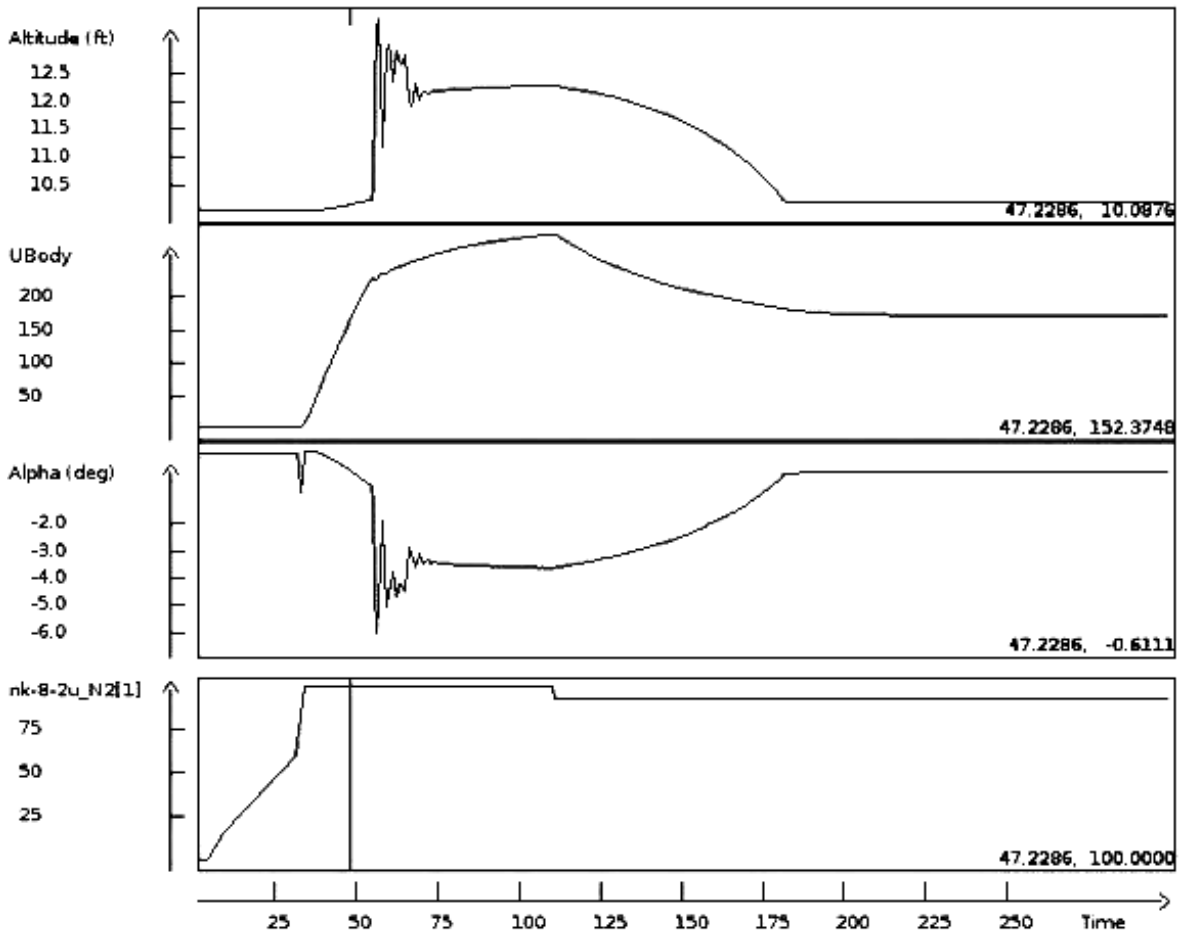


Рисунок 3. Графическое представление параметров полета.

Вычисляется значение аэродинамического коэффициента Cy (aero/coefficient/CLalpha), в зависимости от угла атаки (aero/alpha-rad), заданного таблицей, скоростного напора (aero/qbar-psf) и площади крыла (metrics/Sw-sqft). В результате мы получаем значение подъемной силы в фунтах (unit="LBS"), и динамика учитывает эту величину для соответствующей оси.

Для записи параметров полета используется раздел вывода в текстовый файл. Можно вывести любые переменные модели с заданной частотой, например, 100 Гц.

На Рисунке 3 показаны графики, построенные на основе четырех переменных.

Для наглядного моделирования полета создается графическая модель, которая представлена в отдельном файле формата AC3D (Рисунок 4). Проектирование можно вести в любом редакторе трехмерных моделей с последующим экспортом в указанный формат.

Для правильного отображения необходимо совместить точку начала координат трехмерной модели с нулем системы координат Structural Frame.

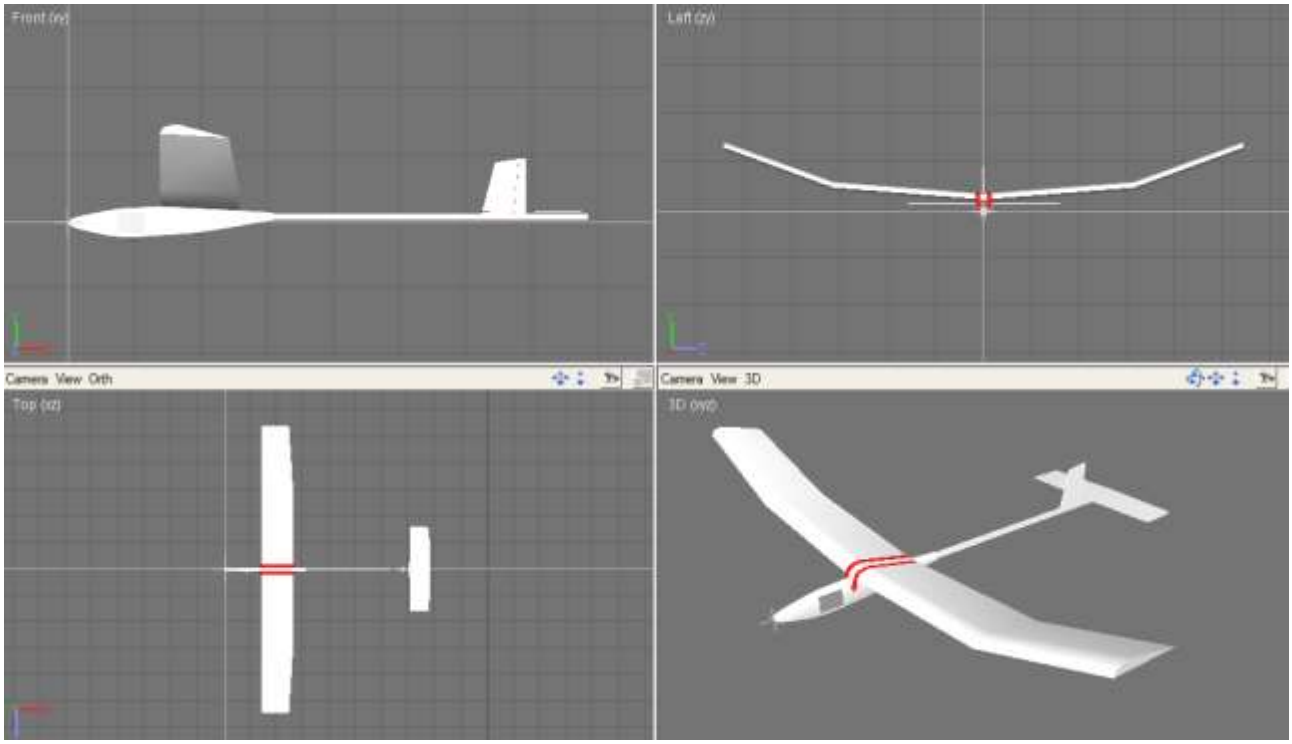


Рисунок 4. Графическая модель.

Данная статья дает представление о моделировании беспилотного летательного аппарата самолетного типа массой до 5 кг через описание основных разделов файла динамики полета «JSBsim».

*Список литературы:*

1. Никифоров Ю. Основы аэродинамики JSBSim для авиасимулятора FlightGear. Режим доступа: http://www.avsim.su/wiki/Основы_аэродинамики_JSBSim_для_авиасимулятора_FlightGear (дата обращения 15.03.2016 г).

2. The JSBSim v2.0 configuration file format. Режим доступа: http://jsbsim.sourceforge.net/JSBSim.xsd. (дата обращения 15.03.2016 г).

3. JSBSim Aerodynamics. Режим доступа: http://wiki.flightgear.org/JSBSim_Aerodynamics (дата обращения 15.03.2016 г).

*References:*

1. Nikiforov Yu. Osnovy aerodinamiki JSBSim dlya aviasimulyatora FlightGear. Available at: http://www.avsim.su/wiki/Osnovy_aerodinamiki_JSBSim_dlya_aviasimulyatora_FlightGear (data obrashcheniya 15.03.2016 g).
2. The JSBSim v2.0 configuration file format. Available at: http://jsbsim.sourceforge.net/JSBSim.xsd. (data obrashcheniya 15.03.2016 g).
3. JSBSim Aerodynamics. Available at: http://wiki.flightgear.org/JSBSim_Aerodynamics (data obrashcheniya 15.03.2016 g).

*Работа поступила в редакцию 20.04.2016 г.*

*Принята к публикации 22.04.2016 г.*