

Выбор преобразователя аэродинамических сил и моментов в траекторию движения для Simulink моделей полета летательных аппаратов

Л.В. Бунина

МИРЭА — Российский технологический университет

Аннотация: В статье исследуется проблема создания моделей полета самолета в среде Simulink. Рассмотрены системы отсчета, в которых проводятся преобразования. Приводятся уравнения движения, используемые в простейших преобразователях. Определены начальные условия для уравнений: скорость тела, угловая ориентация положения тела по тангажу, угол между вектором скорости и телом, скорость вращения тела, исходное положение, масса и инерция тела, источник гравитации, ускорение из-за гравитации, снаряжённая и полная масса тела, скорость воздушного потока, инерции пустого и полного тела, траектория полёта и пр. Проведен анализ преобразователей аэродинамических сил и моментов в траекторию движения в составе аэрокосмического пакета в среде Simulink. Даются рекомендации по их применению для различных целей моделирования. Представлены результаты моделирования простого преобразователя с тремя степенями свободы.

Ключевые слова: моделирование, MatLab, Simulink, уравнения движения, аэродинамический момент, траектория полёта, преобразования координат, система отсчета, степени свободы.

Введение

Моделирование траектории полета летательного аппарата на различных этапах полёта и в различных плоскостях [1] актуально в решении задач автоматического управления в том числе, беспилотных летательных аппаратов. Моделирование полёта в горизонтальной и вертикальной плоскости является давно изученным вопросом в среде MathLab на уровне обобщённых моделей движения летательных аппаратов, основанных на базовых аэродинамических уравнений [2].

Среда Simulink, которая представляет собой схемное представление языка программирования MathLab, наиболее удобна, привычна и интуитивно понятна для инженеров-разработчиков [3]. В ней можно создавать модель летательного аппарата, на входе которой силы и моменты, исходные данные полета, в составе которой необходимо использовать преобразователи этих данных в траекторию движения углы тела и другие параметры, необходимые для анализа и визуализации модели полёта летательного аппарата [4].

Поскольку среда Simulink имеет достаточно большое разнообразие таких преобразователей и для конкретных задач возникает проблема их выбора – подбора

наиболее подходящего для конкретной модели полёта преобразователя, удовлетворяющего заданным функциям, но без избыточности [5].

Системы отсчета и уравнения движения

Преобразователи в среде Simulink ориентированы на определенную систему отсчета, функционируют по заданным уравнениям движения, и имеют различный набор входных и выходных параметров [6]. Преобразование координат из одной системы отсчета в другую систему проводится для осуществления более простого, удобного или гибкого анализа исследуемой математической модели. Например, для исследования осе-симметрического тела удобно, чтобы одна из его осей координат была направлена вдоль оси симметрии. Для реализации преобразования аэродинамических сил и моментов в траекторию движения необходимо рассмотреть системы отсчета и их преобразования, они представлены на рис.1.

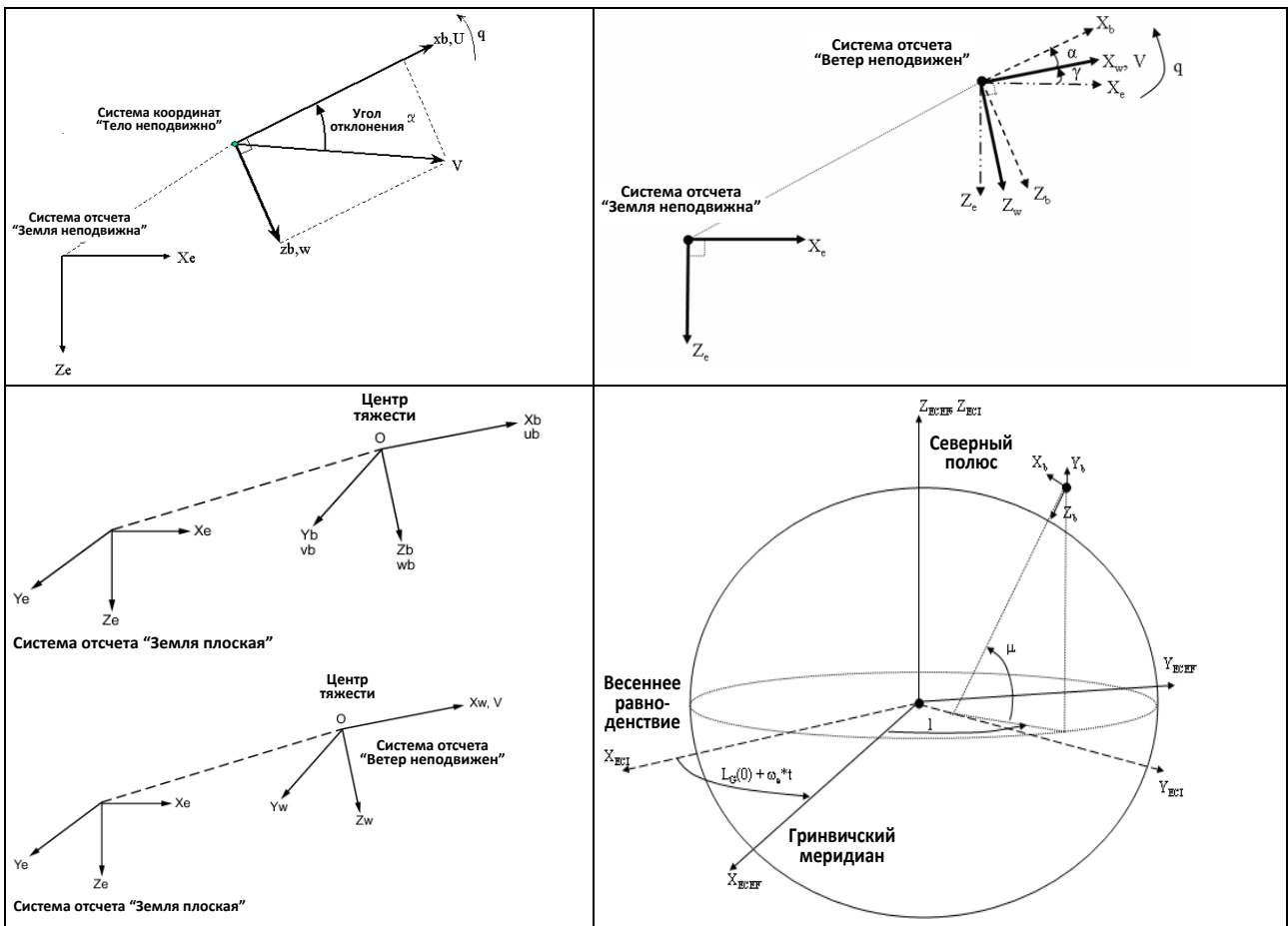


Рис. 1. – Преобразования координат для различных систем отсчета

Формулы преобразования координат можно сгруппировать в классы, например, преобразование вращения, линейные, преобразования сохраняющие длины и т.п. Необходимо отметить, что для каждого преобразования существует обратное.

Уравнения движения предполагают, что приложение сил, действует в центре тяжести тела. Уравнения движения для тела могут иметь разную форму для различных случаев. Аналитические выражения для описания движения с тремя степенями свободы относительно осей тела:

$$A_{xb} = \dot{u} = A_{xe} - qw,$$

$$A_{zb} = \dot{w} = A_{ze} + qw,$$

$$A_{xe} = \frac{F_x}{m} - g \sin \theta,$$

$$A_{ze} = \frac{F_z}{m} - g \cos \theta,$$

$$\dot{X}_e = u \cos \theta + w \sin \theta,$$

$$\dot{Z}_e = -u \sin \theta + w \cos \theta,$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_{yy}},$$

$$\dot{\theta} = q,$$

где A_{xe} и A_{ze} – двухэлементный вектор ускорения тела относительно инерциальной системы координат (плоской Земли), возвращенной как двухэлементный вектор, обычно тот сигнал подключается к акселерометру; A_{xb} и A_{zb} – двухэлементный вектор ускорение тела относительно фиксированной системы координат тела (A_x , A_z); θ – скаляр высоты тангажа, отношение тангажа в пределах $\pm\pi$ возвращается в виде скаляра в радианах; q – скаляр угловой скорости тангажа (рад/с); \dot{X}_e и \dot{Z}_e – двухэлементный вектор место положения тела в системе отсчета плоской Земли; u , w – двухэлементный вектор скорости тела в фиксированной системе координат

тела; F_x , F_z – приложенная вдоль оси X или Z сила; M_y – скаляр момента тангажа; I_{yy} – скаляр тензора инерции.

Для уравнений задаются следующие начальные условия:

- начальная скорость тела (V_0);
- начальные положение тела (γ_0) и угловая ориентация по тангажу (θ_0);
- начальный угол между вектором скорости и телом (α_0);
- начальная скорость вращения тела (q_0);
- исходное положение (x , z) и начальная траектория полёта;
- 2-х элементный вектор, содержащий начальное положение тела в системе отсчета “Земля неподвижна”;
- начальная (m), снаряжённая и полная масса, инерция пустого и полного тела;
- источник гравитации (переменный или постоянный) и ускорение из-за гравитации (может быть равно 0 при моделировании);
- начальная скорость воздушного потока.

Рекомендации по выбору преобразователей

Пакет Aerospace в составе среды Simulink предлагает 18 базовых преобразователей, отличающихся количеством степеней свободы, набором начальных условий, входных параметров и выходных характеристик [7].

Преобразователи с тремя степенями свободы (рис. 2), позволяют моделировать динамику точечных масс и атмосферных летательных аппаратов с фиксированной или переменной массой. Они основаны на уравнениях движения в системах координат тела, ветра и геоцентрической, геофиксированной (ECEF). 3DOF (BodyAxes) и CustomVariableMass 3DOF (BodyAxes) реализуют уравнения движения относительно осей тела, а 3DOF (WindAxes) и CustomVariableMass 3DOF (WindAxes) – относительно осей ветра. SimpleVariableMass 3DOF (BodyAxes) реализуют уравнения движения простой переменной массы относительно осей тела, а SimpleVariableMass 3DOF (WindAxes) – относительно осей ветра.

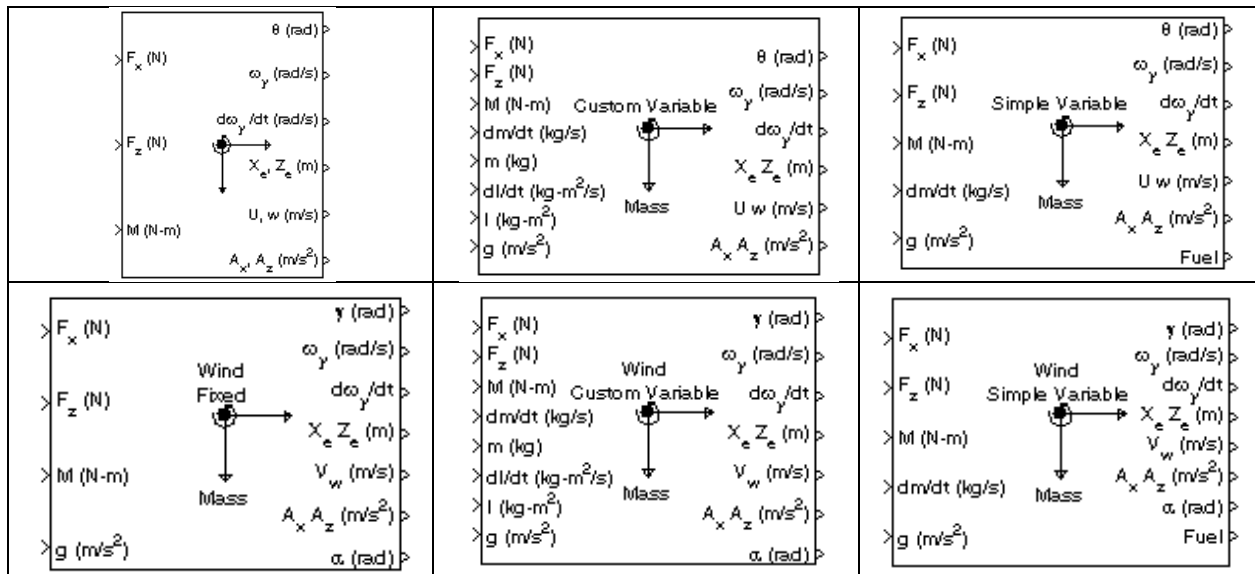


Рис. 2. – Преобразователи с тремя степенями свободы в среде Simulink

Порты простейших преобразователей Simulink раскрыты в таблице №1.

Таблица № 1

Порты простейших преобразователей Simulink

Порт	Обозн.
Входы	
Сила, действующая вдоль тела или ветра по оси x	F_x
Сила, действующая вдоль тела или ветра по оси z	F_z
Приложение момента тангажа к осям тела	M
Масса	m
Скорость изменения массы,	\dot{m}
Инерциальная тензорная матрица	I_{yy}
Скорость изменения инерциальной тензорной матрицы	\dot{I}_{yy}
Гравитация	
Выходы	
Положение по тангажу, рад	θ
Угловая скорость по тангажу, рад/с	$\dot{\theta}$
Угловое ускорение по тангажу, рад/с ²	$\ddot{\theta}$
Положение тела в системе отсчета “Земля неподвижна”	X_e, Z_e
Скорость тела в координатах “Земля неподвижна”	u, w
Ускорение тела в координатах “Земля неподвижна”	A_x, A_z
Отклонение траектории полета, рад	γ
Угловая скорость по тангажу, рад/с	ω_y
Угловое ускорение по тангажу, рад/с ²	$\dot{\omega}_y$
Положение тела в системе отсчета “Земля неподвижна”	X_e, Z_e
Скорость тела в координатах “Ветер неподвижен”	$V, 0$
Угол атаки, угол падения	α
Угол скольжения на крыло	β
Состояние бака: 1 полный; 0 интеграл – ни полный, ни пустой; -1 пустой.	Топливо

Уравнения движения с шестью степенями свободы, которые представлены на рис. 3, используют углы Эйлера и представления кватернионов для моделирования динамики точечных масс и атмосферных летательных аппаратов с фиксированной или переменной массой. Их уравнения движения работают в системах координат тела, ветра и геоцентрической, геофиксированной (ECEF).

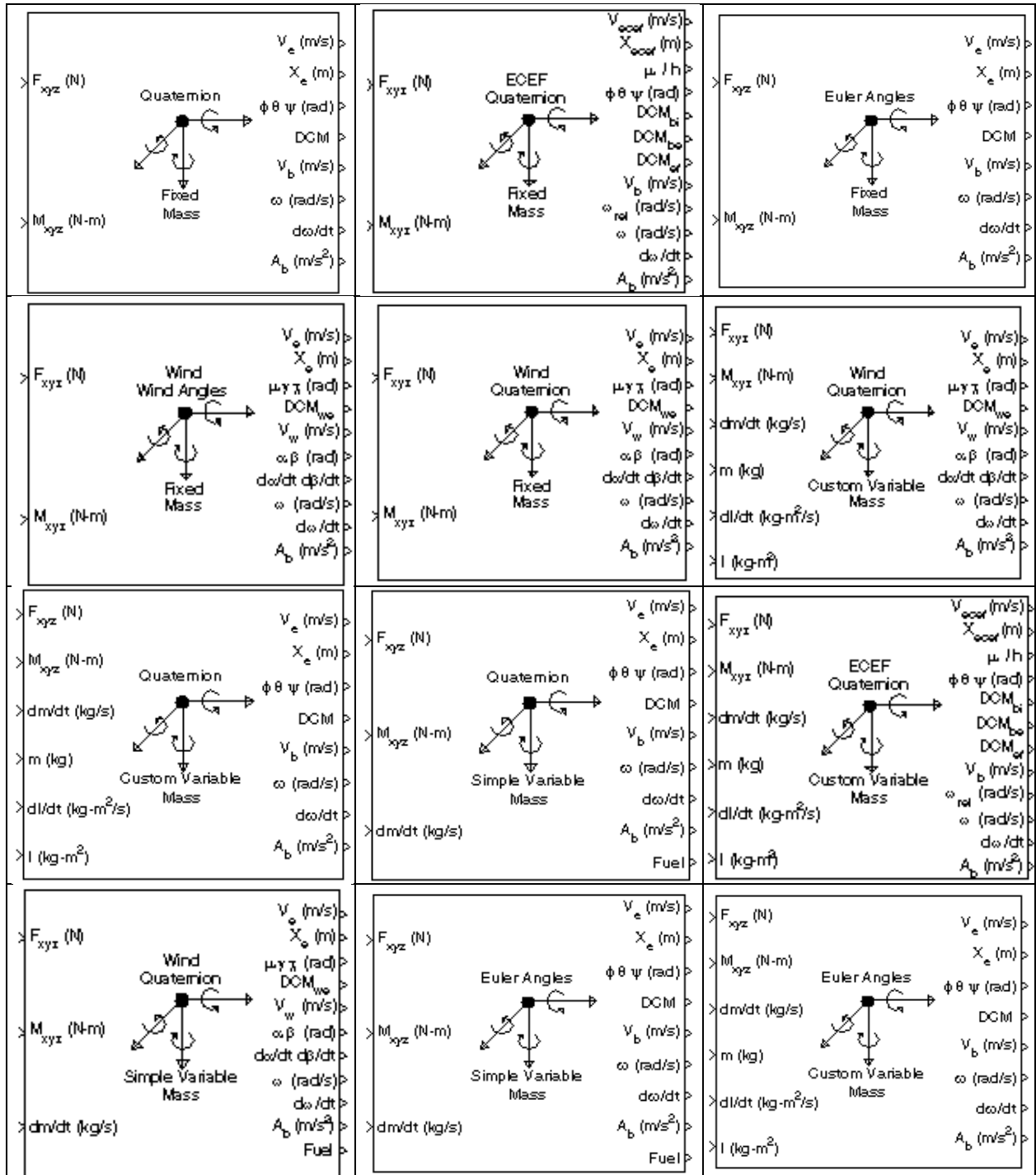


Рис. 3. – Преобразователи с шестью степенями свободы в среде Simulink

6DOF (EulerAngles) и (Quaternion) реализуют представление угла Эйлера и кватернионное представление для уравнений движения относительно осей тела, 6DOF ECEF (Quaternion) и 6DOF Wind (Quaternion) – кватернионное представление в геоцентрических фиксированных на Земле (ECEF) координатах и относительно осей ветра. 6DOF Wind (Wind Angles) реализуют представление угла ветра [8].

Порты преобразователей с шестью степенями свободы представлены в таблице №2.

Таблица № 2

Порты преобразователей 6dof Simulink модели

Порт	Обозн.
Входы	
Силы, действующие вдоль тела или ветра по осям хуz	F_{xyz}
Моменты, действующие вдоль тела или ветра по оси хуz	M_{xyz}
Выходы	
Скорость в системе отсчета «Земля плоская» (3 элемента), м/с	v_e
Положение в системе отсчета «Земля плоская» (3 элемента), м	X_e
Углы вращения Эйлера [крен, тангаж, рыскание] (3 элемента), рад	$\phi\theta\psi$
Преобразование координат из системы отсчета «Земля плоская» в «тело неподвижно». 3x3 матрица	DCM
Скорость в системе отсчета «тело неподвижно» (3 элемента), м/с	v_b
Угловые скорости в системе отсчета «тело неподвижно» (3 элемента), рад/с	ω
Угловые ускорения в системе отсчета «тело неподвижно» (3 элемента), рад/с ²	$d\omega/dt$
Ускорения в системе отсчета «тело неподвижно» (3 элемента), м/с ²	A_b
Скорость тела в системе ECEF, выражается в ECEF кадрах, м/с	\bar{V}_{ECEF}
Положение тела в системе ECEF. (3 элемента), м	\bar{X}_{ECEF}
Положение по географическим широте, долготе и высоте над уровнем моря, в град, и выбранных единицах длины (3 элемента)	$\mu l h$
Преобразование координат из ECI осей в систему «тело неподвижно». 3x3 матрица	DCM _{bi}
Преобразование координат из NEDосей в систему «тело неподвижно». 3x3 матрица	DCM _{bo}
Преобразование координат из mECEFосей в NEDоси. 3x3 матрица	DCM _d
Трехэлементный вектор, содержит относительные угловые скорости тела относительно кадра NED, выраженные в кадре тела, рад/с	ω_{rol}
Угол отклонения траектории полета, рад	γ
Угол курса, рад	ζ
Воздушная скорость в выбранных единицах, м/с	v
Траектория полёта на Восток в выбранных единицах, м	X_{East}
Траектория полёта на Север в выбранных единицах, м	X_{North}
Высота над уровнем моря вверх в выбранных единицах, м	X_{Up}

Custom Variable Mass 6DOF (Euler Angles), Custom Variable Mass 6DOF (Quaternion), Custom Variable Mass 6DOF ECEF (Quaternion), Custom Variable Mass 6DOF Wind (Quaternion), Custom Variable Mass 6DOF Wind (Wind Angles) и реализуют соответственно представление угла Эйлера, кватернионное представление, для уравнений движения пользовательской переменной массы относительно осей тела, ECEF координатах, осей ветра. Simple Variable Mass 6DOF (Euler Angles), Simple Variable Mass 6DOF (Quaternion), Simple Variable Mass 6DOF ECEF (Quaternion), Simple Variable Mass 6DOF Wind (Quaternion), Simple Variable Mass 6DOF Wind (Wind Angles) реализуют соответствующие уравнения движения для простой переменной массы [9].

Эксперимент

Для экспериментального исследования был выбран простейший преобразователь, порты которого подключены к виртуальным осциллографам, как показано на рис. 4 [10].

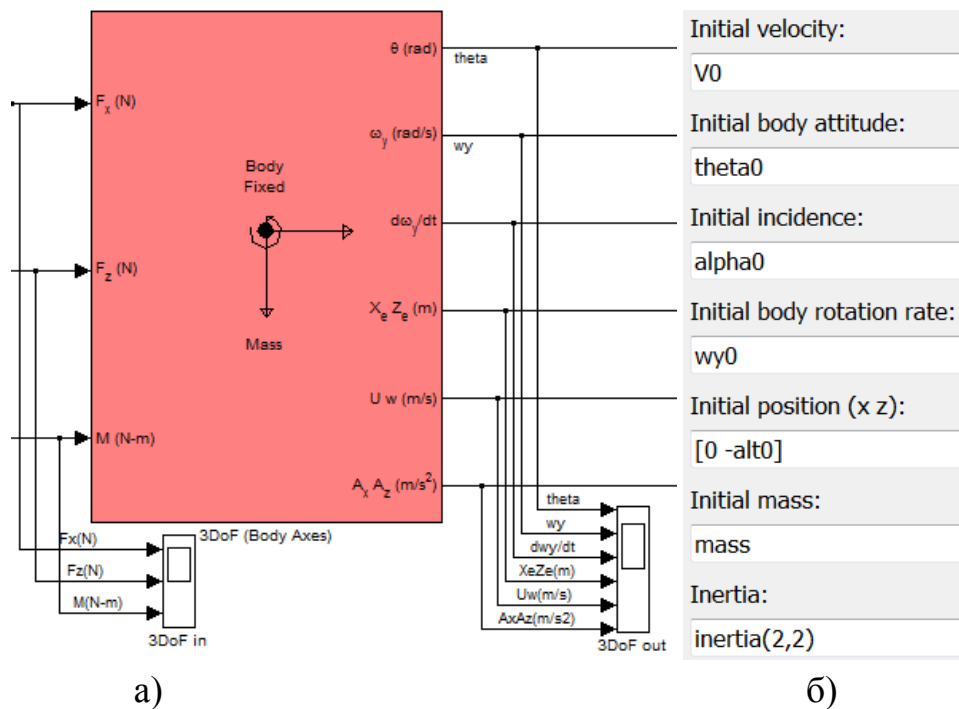


Рис. 4. – Тестирование простейшего преобразователя: схема подключения (а) и задание начальных условий (б)

При тестировании заданы следующие начальные условия: $\alpha_0=0.0170924$, $alt_0=2000$, инерция $[5787,97 \ 0 \ 117,64; 0 \ 6928,93 \ 0; -117,64 \ 0 \ 11578,3]$; $m=1299,21$; $\theta_0=0,017092$; $V_0=93,1048$; $W_{y_0}=93,1048$.

При прямолинейном полете входные воздействия моделируют набор высоты, как представлено на рис.5.

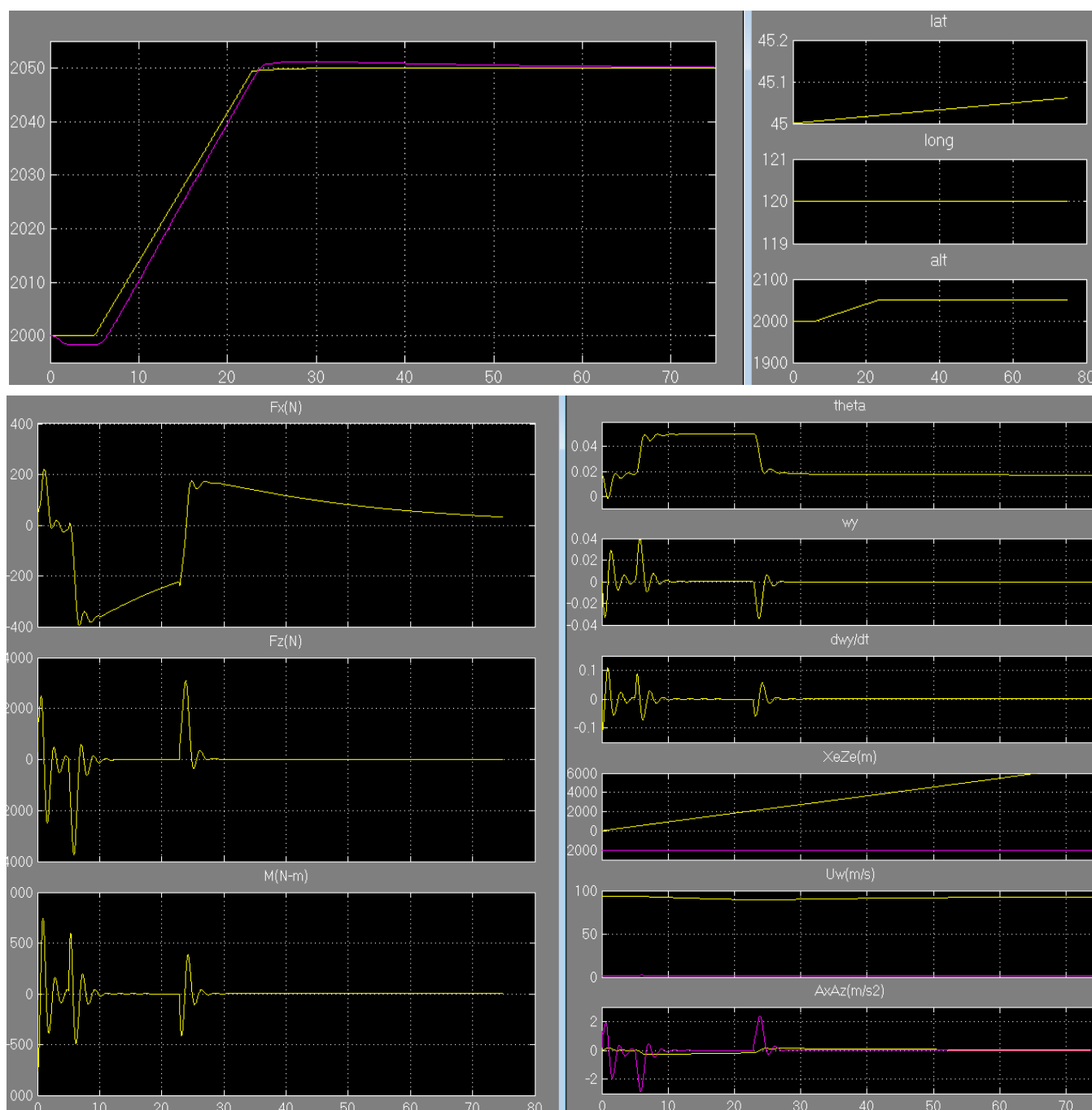


Рис. 5. – Визуализация результатов тестирования простейшего преобразователя

Как видно из графиков, $F_z(N)$ и $M(N-m)$ повторяют F_x по времени. W_y и dW_y/dt похожи на инверсию от $F_z(N)$. $X_e Z_e(m)$ по порядку значений соответствует набору высоты, $A_x A_z$ подобен на $F_z(N)$.

Заключение

Предлагаемые преобразователи аэродинамических сил и моментов в траекторию движения в составе аэрокосмического пакета в среде Simulink отличаются различной сложностью и количеством входных и выходных портов. Простые преобразователи работают в соответствии с уравнениями движения с тремя степенями свободы в системе отсчёта “Земля неподвижна и ветер неподвижен”, а сложные приближены к реальным условиям – работают в соответствии с уравнениями движения с шестью степенями свободы в системе отсчёта для круглой трёхмерной модели планеты.

Проведенный с простейшим преобразователем эксперимент позволил наглядно визуализировать изменения выходных характеристик в процессе набор высоты при прямолинейном полете при заданных начальных параметрах скорости, высоты, угла атаки, массы, инерции.

Для учебных целей и простейших задач теоретического или исследовательского характера достаточно использовать Simulink модели простейших и средней сложности преобразователей. Для серьёзных задач, таких, как разработка системы автопилот летательного аппарата, необходимо применять сложные преобразователи с шестью степенями свободы.

Литература

1. Чаплыгин С. А. Динамика полета. Избранные работы. М.: Юрайт, 2019. 268 с.
2. Аминев Д.А., Бунина Л.В., Борисов С.П., Борисов И.С., Лихачев М.А. В сборнике: Фундаментальные, поисковые, прикладные исследования и инновационные проекты. Исследование математической модели полета точечной

массы // Сборник трудов Национальной научно-практической конференции. Под редакцией С.У. Увайсова. Москва, 2022. С. 151-157.

3. Лысенко И.Е., Синютин С.А., Воронков О.Ю. Поведенческая модель микромеханического сенсора угловых скоростей для моделирования в среде Simulink программного пакета MatLab // Инженерный вестник Дона, 2014, №4. URL:ivdon.ru/ru/magazine/archive/N4y2014/2674.

4. Сидорова А.В., Степин П.И., Сидоров В.Н. Имитационное моделирование колебаний центра масс колесной машины с помощью программы Simulink // Инженерный вестник Дона, 2020, №4. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/N4y2020/6395.

5. Кудрявцев Д.Ю., Аминев Д.А., Свиридов А.С. Вычислительно-эффективная математическая модель полета летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань, 2016. № 3. С. 45–51.

6. Aminev D. A. Litvinova N. L. Sviridov A. S., Uvaisov S. U. Study of ability to use ultrasonic range finders for constructing systems of aircraft landing. Russian Aeronautics (Iz VUZ). 58(3), 2015, pp. 315-320.

7. Voloshchenko V. Yu. Seadrome: Unmanned Amphibious Aerial Vehicle Sonar Equipment for Landing-Takeoff and Water Area Navigation. Russian Aeronautics (Iz VUZ). 59(2). 2016. pp. 271-276.

8. Бунина Л.В. Исследование влияния ветра на траекторию полета в Simulink модели легковесного самолета // Инженерный вестник Дона, 2024, №2 URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n2y2024/9000.

9. Aerospace Toolbox. User's Guide. R2014a. MatLab.

10. DATCOM Beginner's Tutorial: Modeling a MiG-17 URL: wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/DATCOM_Tutorial_I.pdf.

References

1. Шаплыгин С. А. Динамика полета. Избранные работы. [Dynamics of flight. Selected Works]. М.: Урайт, 2019. 268 p.
2. Aminev D.A., Bunina L.V., Borisov S.P., Borisov I.S., Lihachev M.A. V sbornike: Fundamental'nye, poiskovye, prikladnye issledovaniya i innovacionnye proekty. Issledovanie matematicheskoy modeli poleta tochechnoj massy. Sbornik trudov Nacional'noj nauchno-prakticheskoy konferencii. Pod redakciej S.U. Uvaisova. Moskva, 2022. pp. 151-157.
3. Lysenko I.E. Sinyutin S.A.Voronkov O.YU. Inzhenernyj vestnik Dona, 2014, №4. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/N4y2014/2674.
4. Sidorova A.V. Stepin P.I. Sidorov V.N. Inzhenernyj vestnik Dona, 2020, №4. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/N4y2020/6395.
5. Kudryavcev D.YU., Aminev D.A., Sviridov A.S. Izv. vuzov. Aviacionnaya tekhnika. Kazan', 2016. № 3. pp. 45-51.
6. Aminev D. A. Litvinova N. L.Sviridov A. S., UvaisovS. U.Study of ability to use ultrasonic range finders for constructing systems of aircraft landing. Russian Aeronautics (Iz VUZ). 58(3). 2015. pp. 315-320.
7. VoloshchenkoV. Yu. Russian Aeronautics (Iz VUZ). 59(2). 2016. pp. 271-276.
8. Bunina L.V. Inzhenernyj vestnik Dona, 2024, №2. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n2y2024/9000.
9. Aerospace Toolbox. User's Guide. R2014a. MatLab.
10. DATCOM Beginner's Tutorial: Modeling a MiG-17. URL: wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/DATCOM_Tutorial_I.pdf.

Дата поступления: 13.01.2024

Дата публикации: 26.02.2024