



**ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«ОПЫТНО КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО ИМЕНИ А.С. ЯКОВЛЕВА»**

**Ю.И. Янкевич, В.А. Подобедов, А.В. Матвеев,
Е.Д. Икрянников, А.А. Махуков**

**Моделирование движения
беспилотного летательного аппарата
в среде программирования MATLAB/Simulink**

Москва, 2010 г.

1 Постановка задачи

Рассматривается продольное управляемое движение гипотетического летательного аппарата.

Даны:

1. массово-инерционные и геометрические характеристики беспилотного летательного аппарата (БЛА);
2. аэродинамические характеристики (АХ);
3. характеристики силовой установки;
4. алгоритмы управления движением аппарата (алгоритмы автопилота);
5. начальные условия движения (схода) аппарата.

Требуется:

Сформировать и скорректировать с учетом данных летных испытаний модель продольного управляемого движения беспилотного летательного аппарата (БЛА). Оценить скороподъемность и выработать рекомендации по ее увеличению.

2 Исходные данные для моделирования

2.1 Массово-инерционные и аэродинамические характеристики

m, ba, S, Jzz

Аэродинамические характеристики продольного движения аппарата:

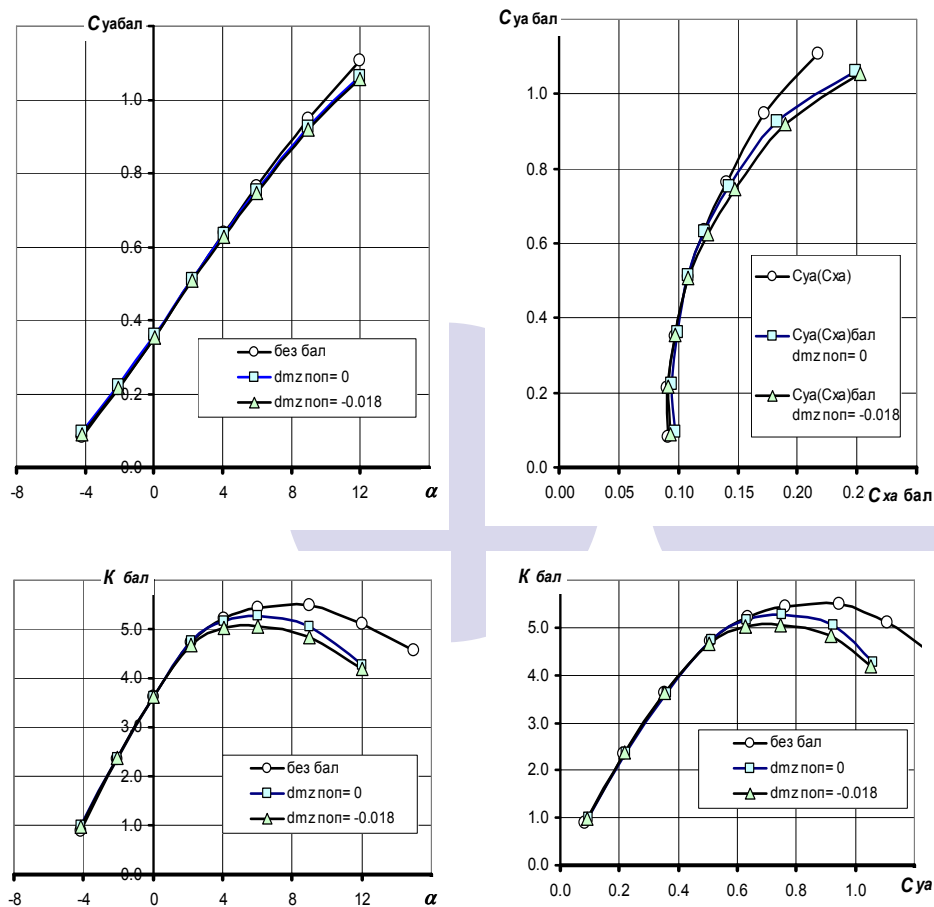


Рис. 1. Аэродинамические характеристики с учетом/без учета потерь на балансировку

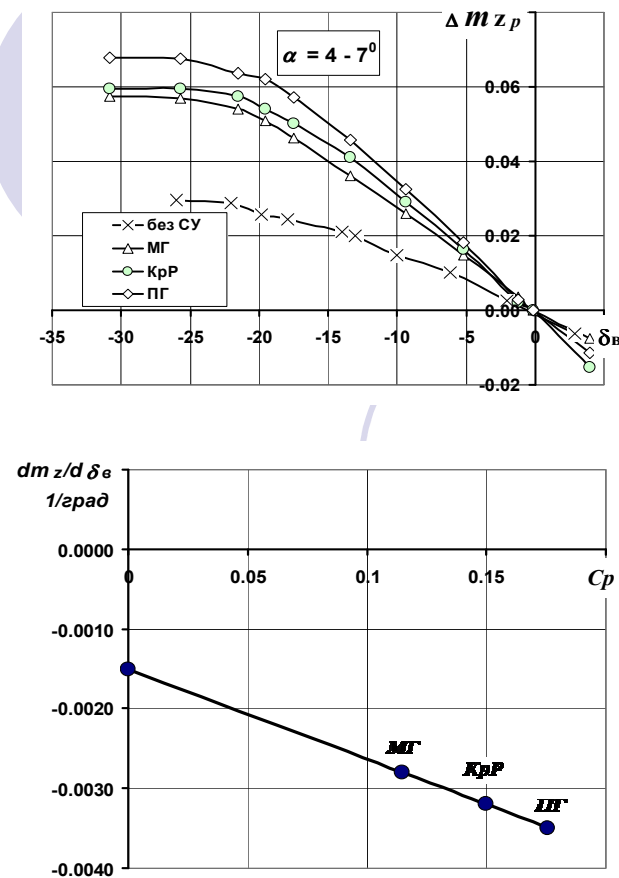


Рис. 2. Зависимость эффективности органов продольного управления от режима работы силовой установки

2.1 Массово-инерционные и аэродинамические характеристики

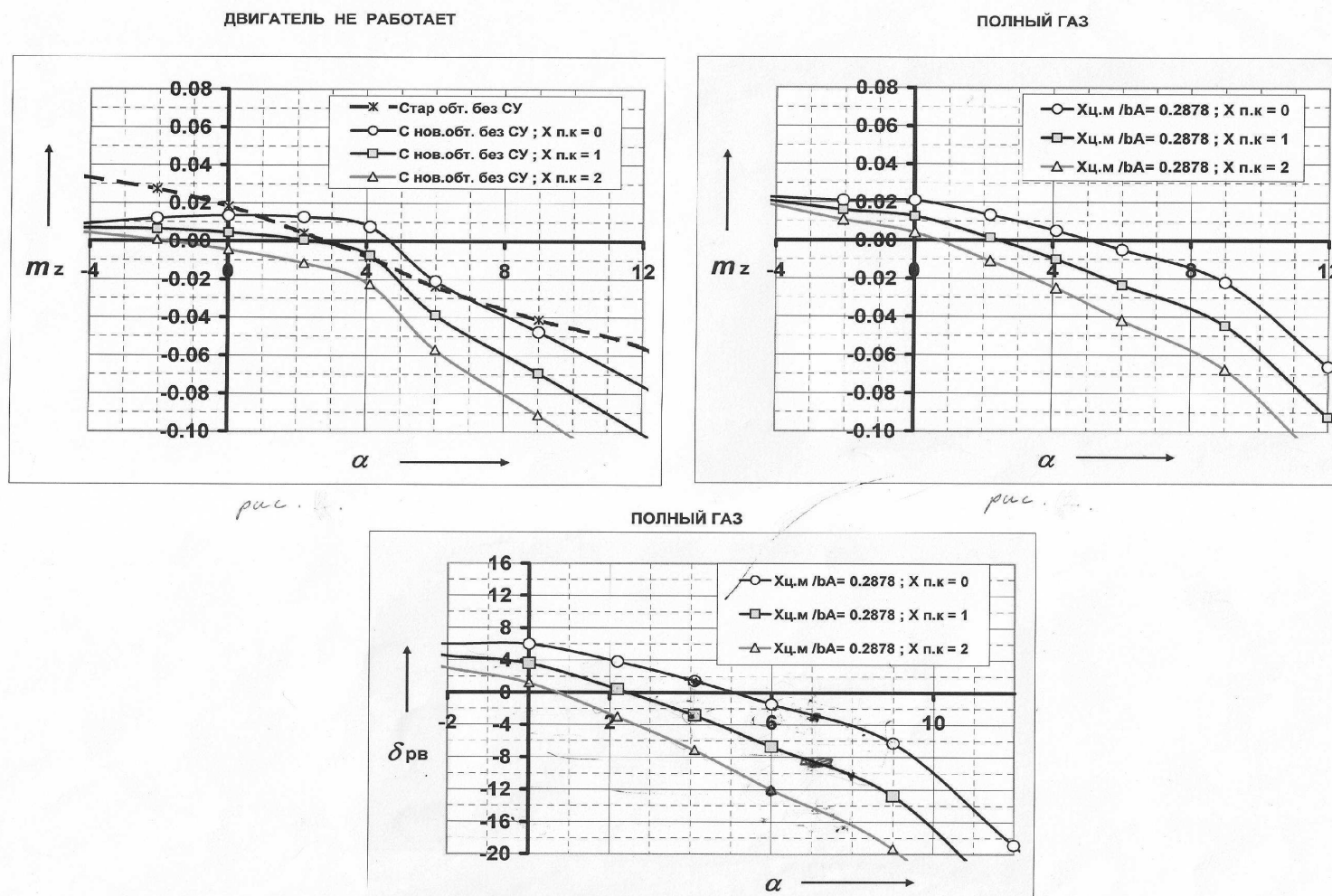


Рис. 3. Коэффициент момента тангажа и балансирующая кривая при различных углах стреловидности крыла

2.2 Характеристики силовой установки

Для различных режимов работы двигателя в специально выполненных испытаниях определялись: расход топлива, мощность и тяга силовой установки в зависимости от скорости движения относительно воздушной среды при нулевой высоте ($H=0$), а также в зависимости от высоты при нулевой скорости движения изделия ($V=0$).

Табл. 1. Характеристик работы СУ ($V=0$, $H=0$)

режим	Обороты 1/мин	Мощность л.с.	Расход кг/л.с. ч
МГ	5190	15,12	0,295
КрР	6230	26,76	0,326
ПГ	6680	32,93	0,382

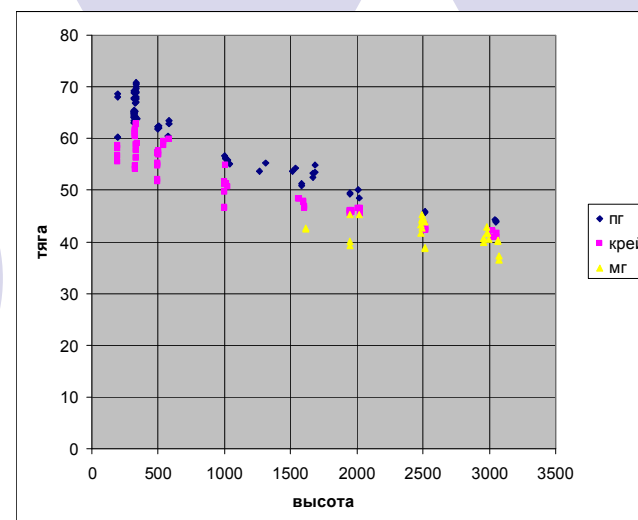


Рис. 4. Изменение тяги двигателя с ростом высоты полета

2.3 Алгоритмы управления движением аппарата

Режим взлёта $\delta_B = K_g \cdot g \cdot (0.5 \cdot p + 1) + \frac{Y_{см} \cdot \delta_B}{p + 1} + \delta_{BO} [gp],$

Режим изменения и стабилизации высоты

$$\delta_B = K_g \cdot g \cdot (0.5 \cdot p + 1) + \frac{K_{\Delta h_B}}{p + 1} \cdot \Delta h_B + \delta_{BO} [gp],$$

2.4 Начальные условия движения аппарата

Под начальными условиями движения будем понимать параметры схода аппарата со стартовой установки. В процессе моделирования в качестве параметров схода вводятся соответствующие параметры конкретного полета.

3 Математическая модель движения

Модель АХ: $Y = C_{ya} \cdot q \cdot S$ $X = C_{xa} \cdot q \cdot S$ $M_z = m_z \cdot q \cdot S \cdot ba$

Уравнения продольного движения:

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - X - mg \sin \theta$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta$$

$$J_{zz}\dot{\omega}_z = M_z$$

$$\dot{H} = V \sin \theta$$

$$\dot{L} = V \cos \theta$$

$$\dot{m} = -\mu$$

$$\dot{\psi} = \omega_z$$

4 Имитационная модель продольного движения в среде программирования MATLAB/Simulink

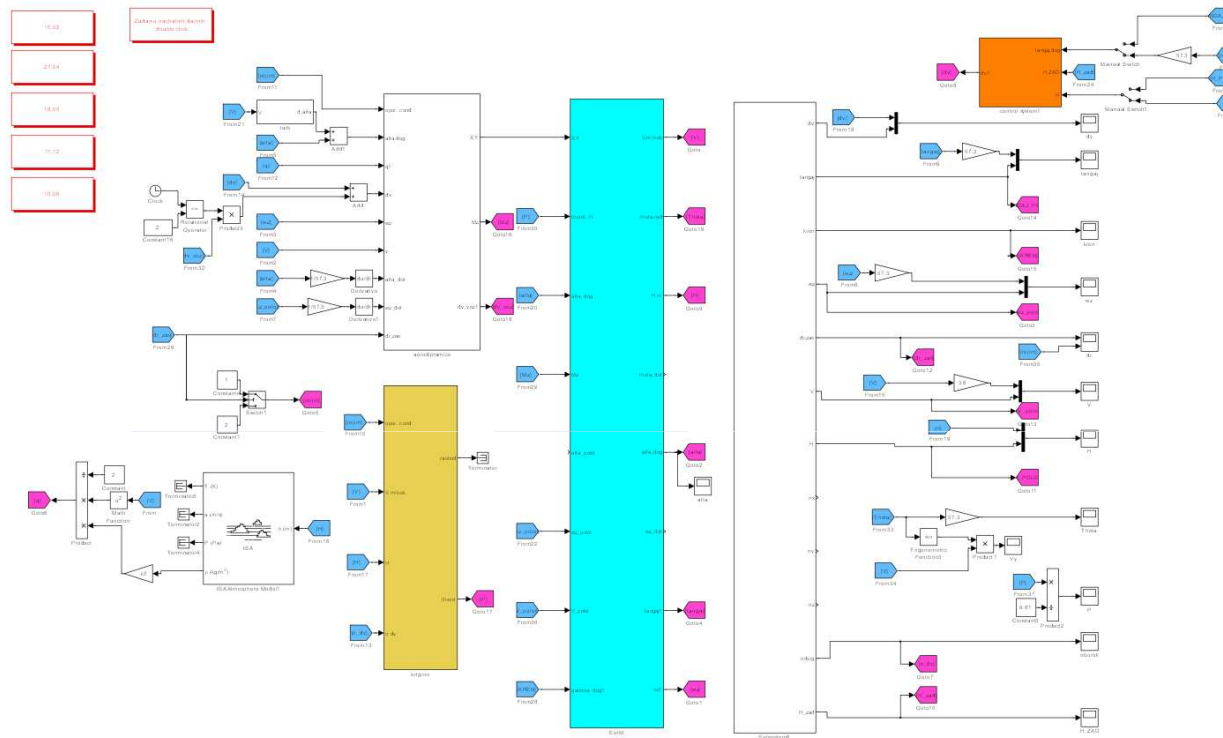


Рис. 5. Имитационная модель движения БЛА в Simulink

4 Имитационная модель продольного движения в среде программирования MATLAB/Simulink

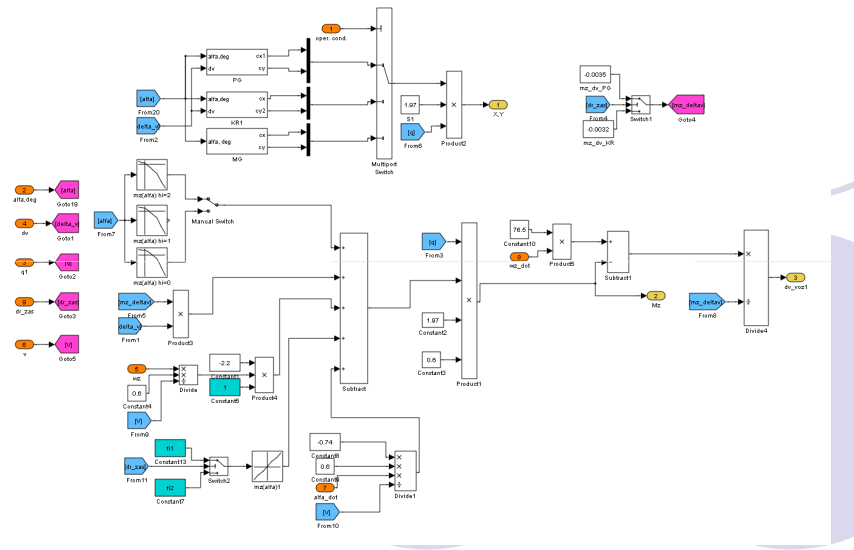


Рис. 6. Блок расчета AX

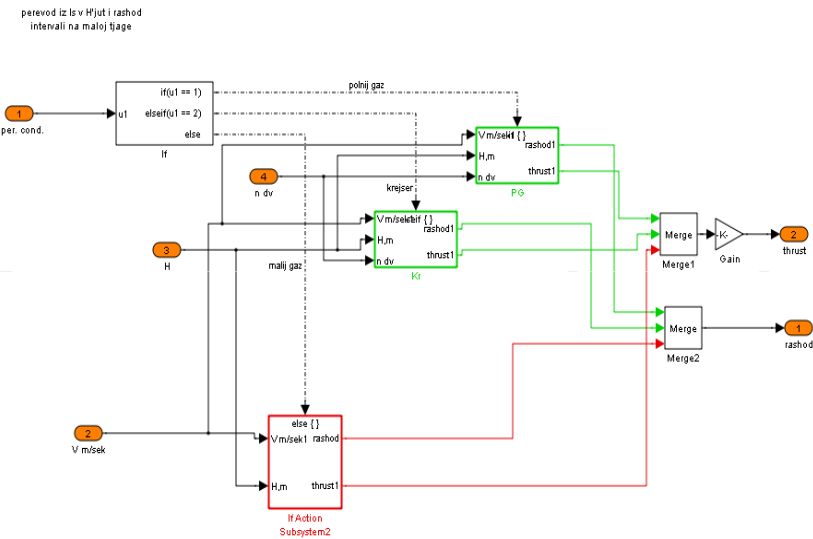


Рис. 7. Блок расчета характеристик силовой установки

4 Имитационная модель продольного движения в среде программирования MATLAB/Simulink

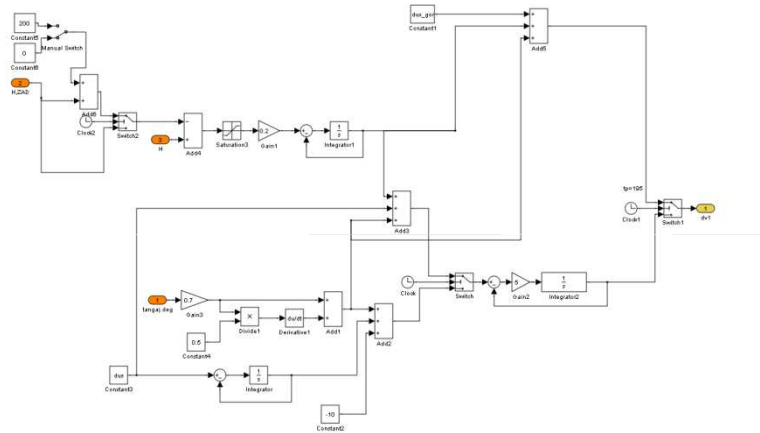


Рис. 8. Блок моделирования работы автопилота

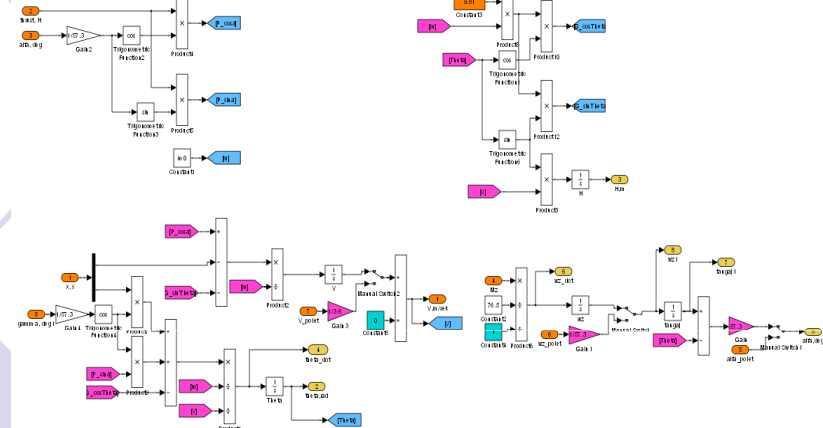


Рис.9. Блок интегрирования уравнений движения

5 Результаты моделирования

На составленной нелинейной модели продольного управляемого движения аппарата проводилось моделирование двух полетов (красным). Результаты моделирования сравнивались с имеющейся телеметрической информацией (синим).

Результаты моделирования первых участков полета №1 представлены на рис. 10-15, полета № 2 на рис. 16-21.

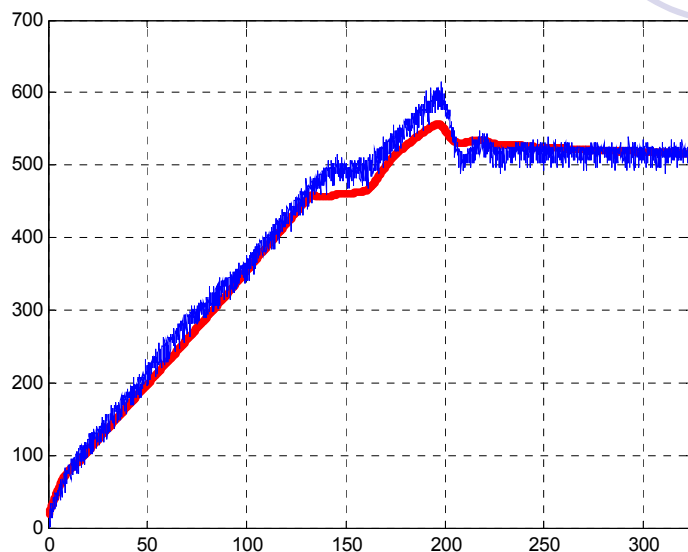


Рис. 10. Изменение высоты полета по времени (полет №1)

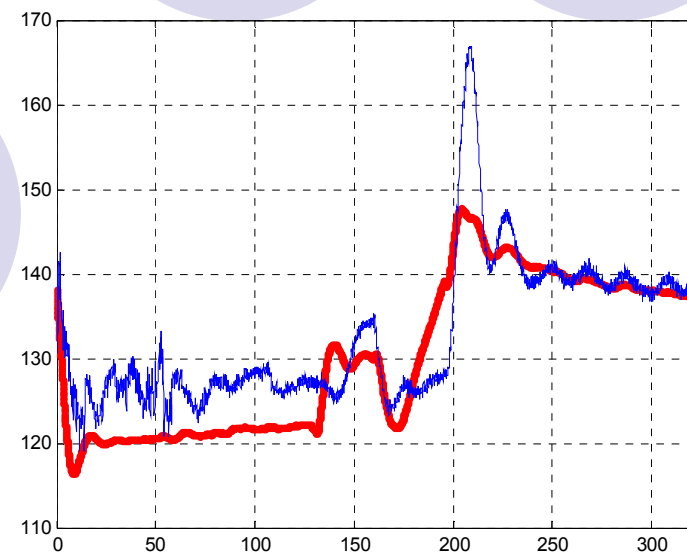


Рис. 11. Изменение скорости полета по времени (полет №1)

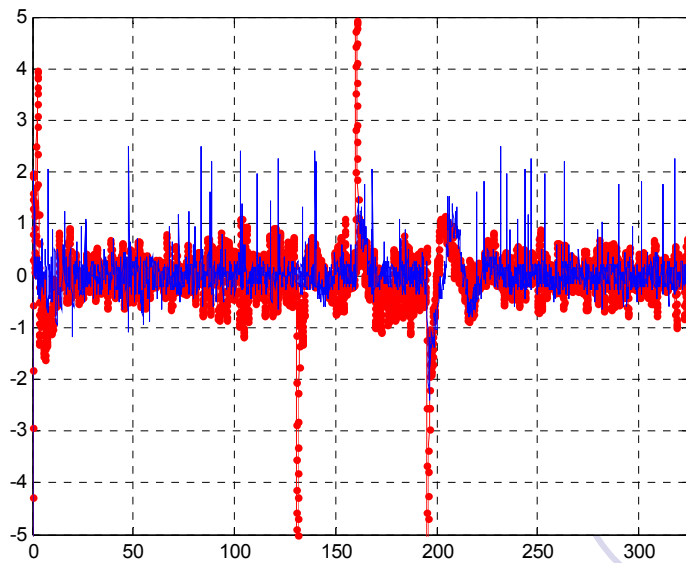


Рис. 12. Изменение угловой скорости тангажа по времени

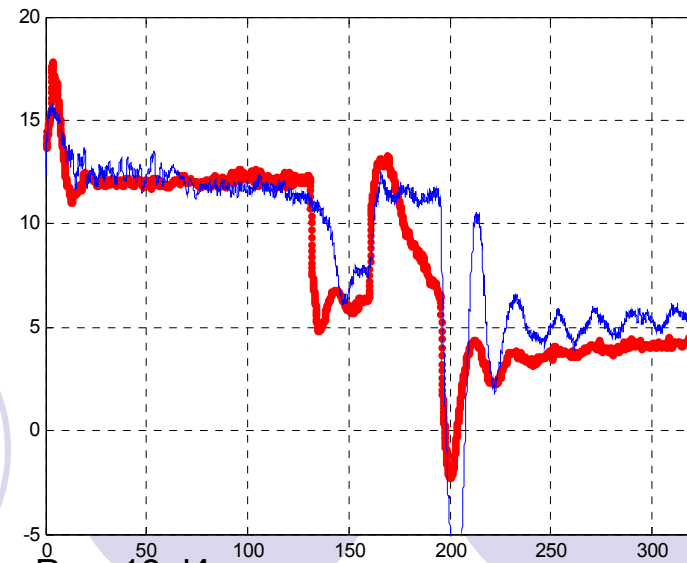


Рис. 13. Изменение угла тангажа по времени

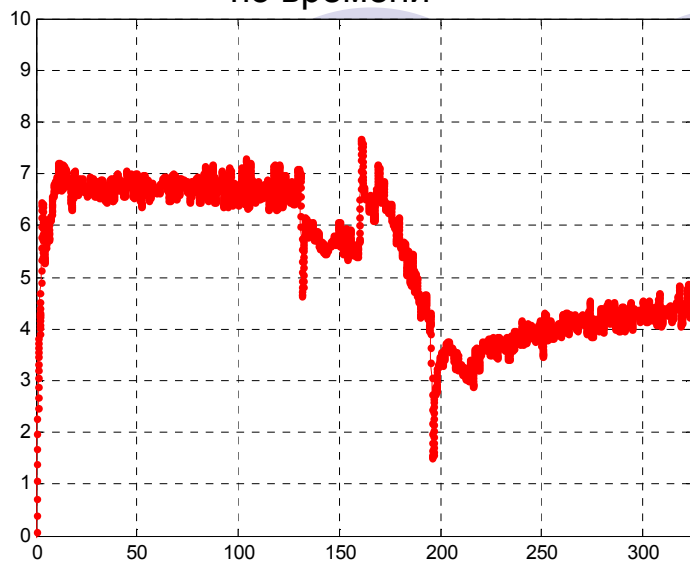


Рис. 14. Изменение угла атаки по времени

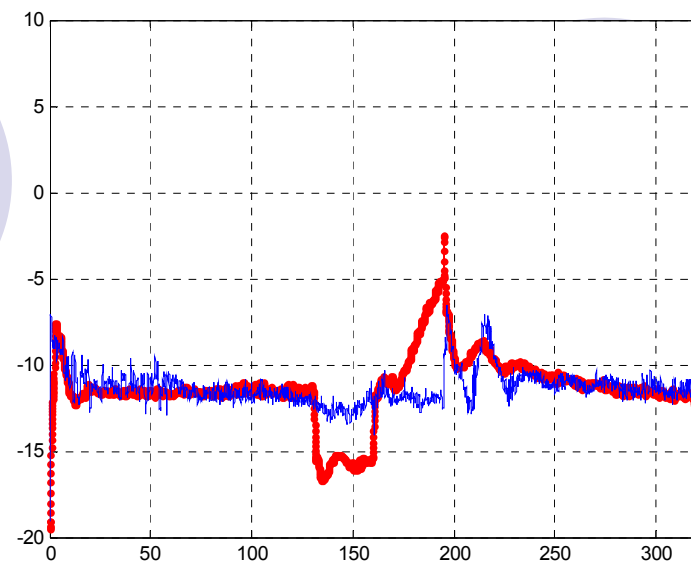


Рис. 15. Изменение угла отклонения руля

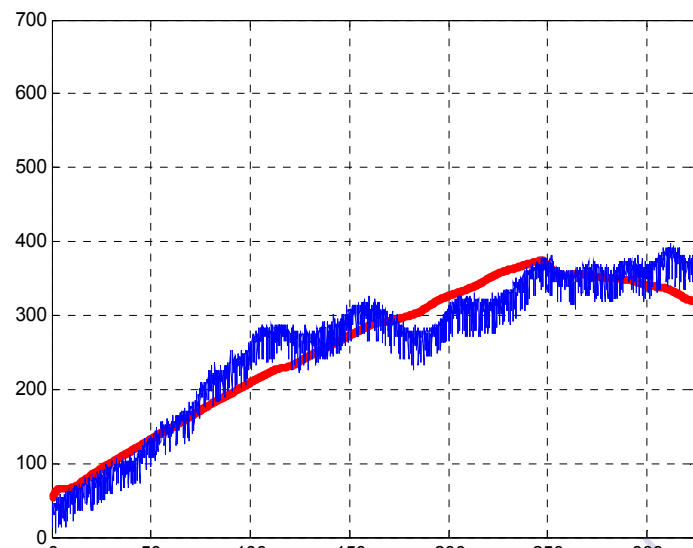


Рис. 16. Изменение высоты полета по времени
(полет №2)

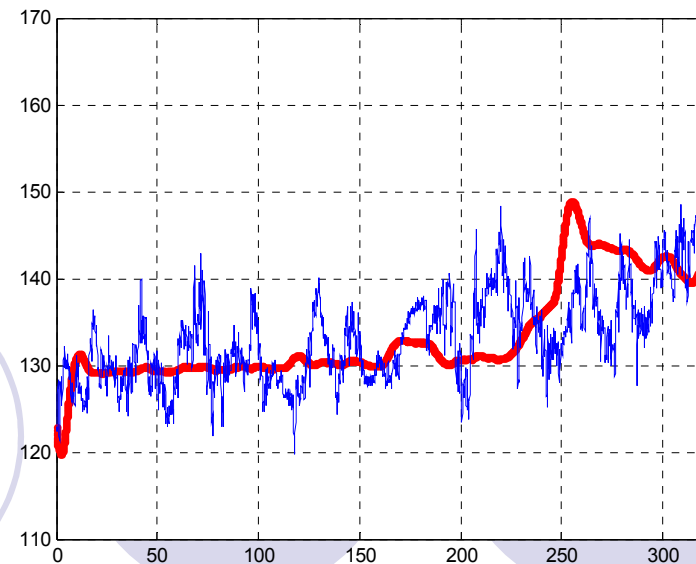


Рис. 17. Изменение скорости полета по времени
(полет №2)

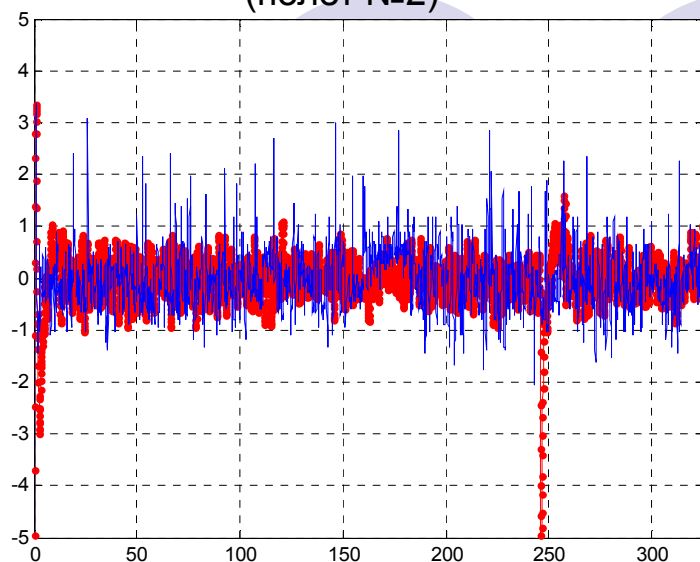


Рис. 18. Изменение угловой скорости тангажа
по времени (полет №2)

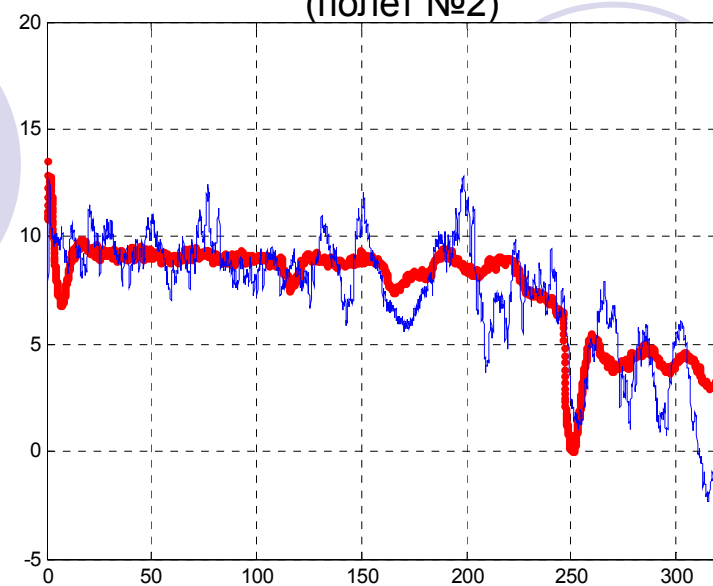


Рис. 19. Изменение угла тангажа по времени
(полет №2)



Рис. 20. Изменение угла атаки по времени
(полет №2)

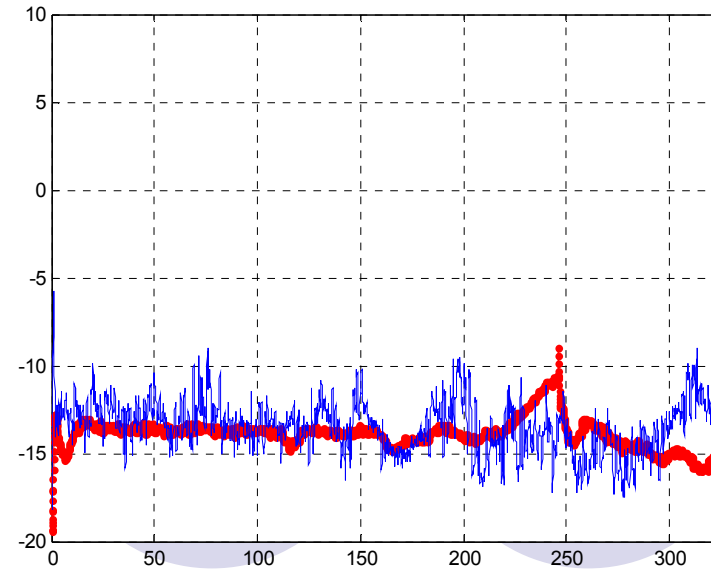


Рис. 21. Изменение угла отклонения руля
(полет №2)

По результатам сравнения были скорректированы исходные данные по аппарату:

- в части коэффициента подъемной силы: $C_{ya}(a) = C_{ya}(a) + 0.1$;
- в части зависимости тяги силовой установки от температуры.

В итоге видим приемлемое совпадение результатов моделирования и летных испытаний.

На рис. 22-23 приведены результаты моделирования полета №2 без потерь по тяге, обусловленных высокой температурой окружающей среды и снижением кпд винта. Видим, что скороподъемность изделия превышает полет №2, что обусловлено большими оборотами двигателя.

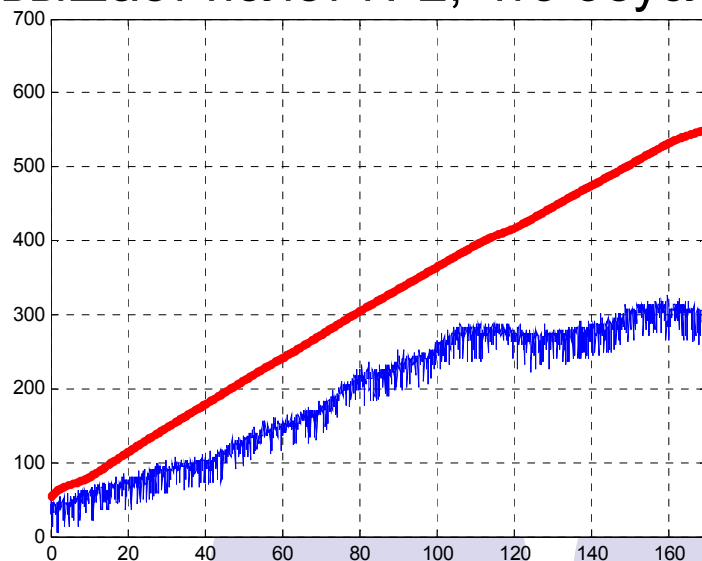


Рис. 22. Изменение высоты полета по времени
(полет №2 без потерь по тяге)

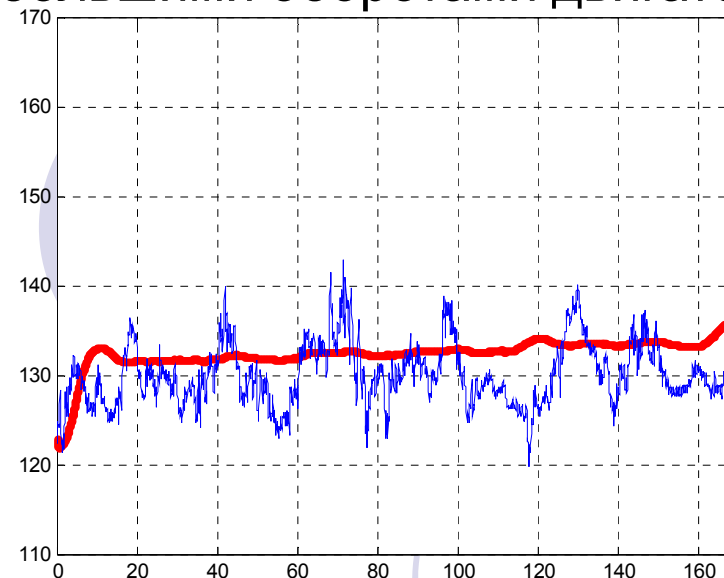


Рис. 23. Изменение скорости полета по времени
(полет №2 без потерь по тяге)

Так как в рамках проводимых работ не предусмотрена замена силовой установки, потери по тяге при высоких температурах окружающей среды остаются неизменными. С другой стороны, скороподъемность может быть увеличена за счет уменьшения стреловидности крыла, в результате уменьшения запаса продольной статической устойчивости и уменьшения потерь лобового сопротивления на балансировку.

Сравнение результатов моделирования полета №2 с измененным углом стреловидности $\chi=1^\circ$ с телеметрической информацией полета №2 ($\chi=2^\circ$) представлено на рис. 24-29.

Сравнение результатов моделирования полета №1 с измененным углом стреловидности $\chi=1^\circ$ с телеметрической информацией полета №1 ($\chi=2^\circ$) представлено на рис. 30-35.

Сравнение результатов моделирования полета №2 с измененным углом стреловидности $\chi=0^\circ$ с телеметрической информацией полета №2 ($\chi=2^\circ$) представлено на рис. 36-41.

Сравнение результатов моделирования полета №1 с измененным углом стреловидности $\chi=0^\circ$ с телеметрической информацией полета №1 ($\chi=2^\circ$) представлено на рис. 42-47.

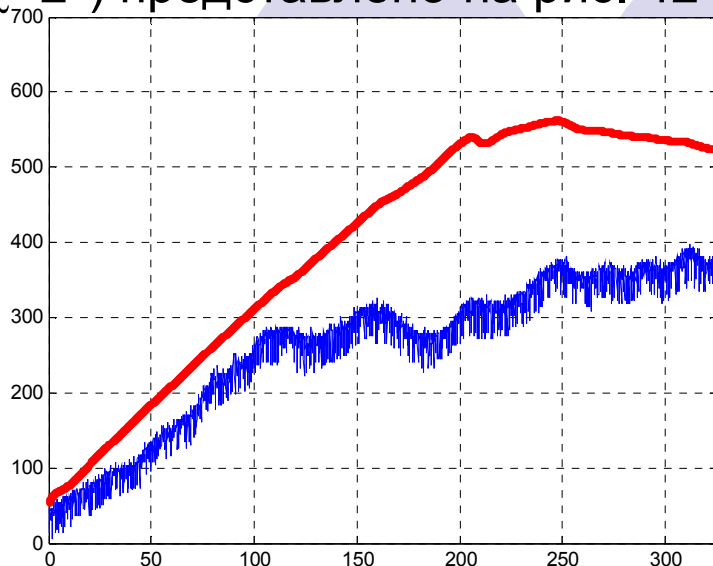


Рис. 24. Изменение высоты полета по времени
(полет №2 $\chi=1^\circ$)

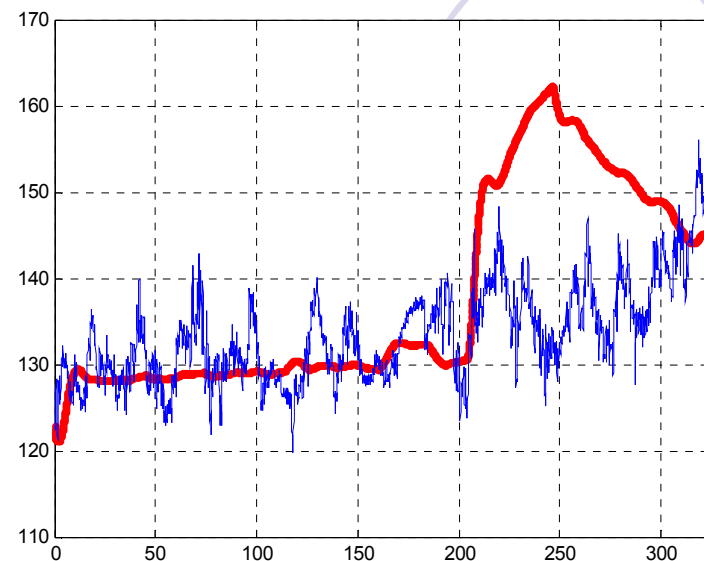


Рис. 25. Изменение скорости полета по времени
(полет №2 $\chi=1^\circ$)

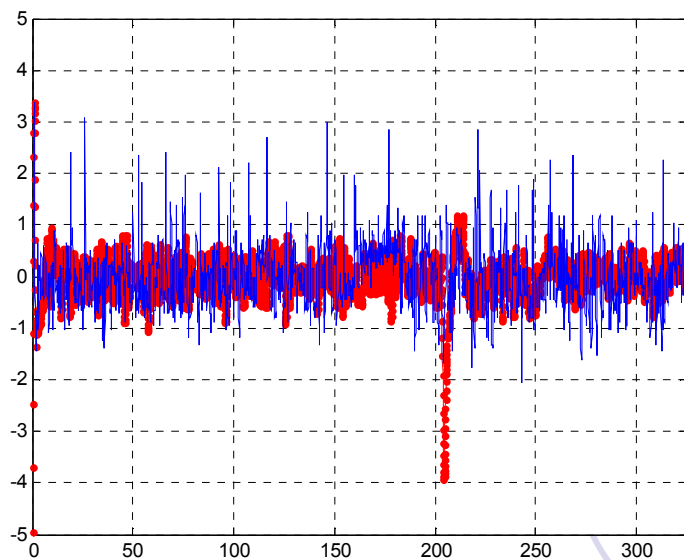


Рис. 26. Изменение угловой скорости тангажа по времени (полет №2 $\chi=1^\circ$)

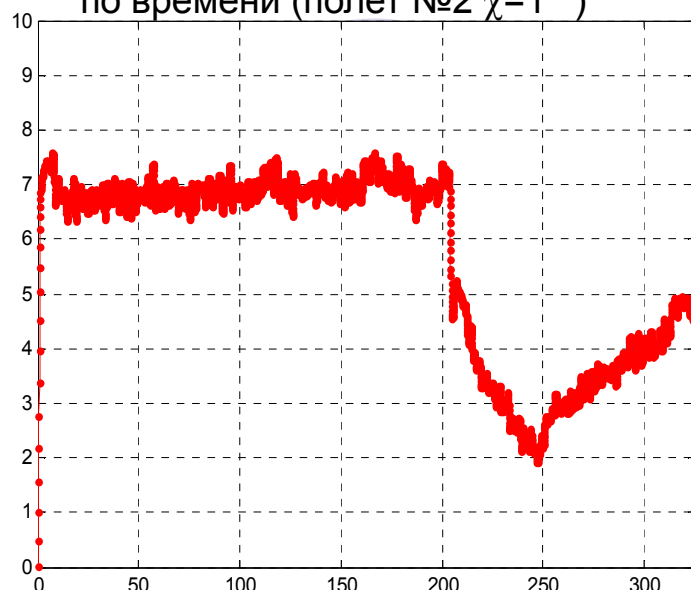


Рис. 28. Изменение угла атаки по времени (полет №2 $\chi=1^\circ$)

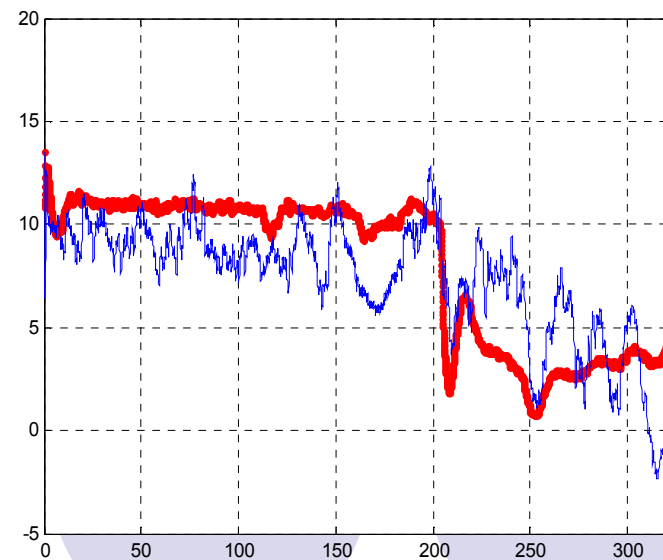


Рис. 27. Изменение угла тангажа по времени (полет №2 $\chi=1^\circ$)

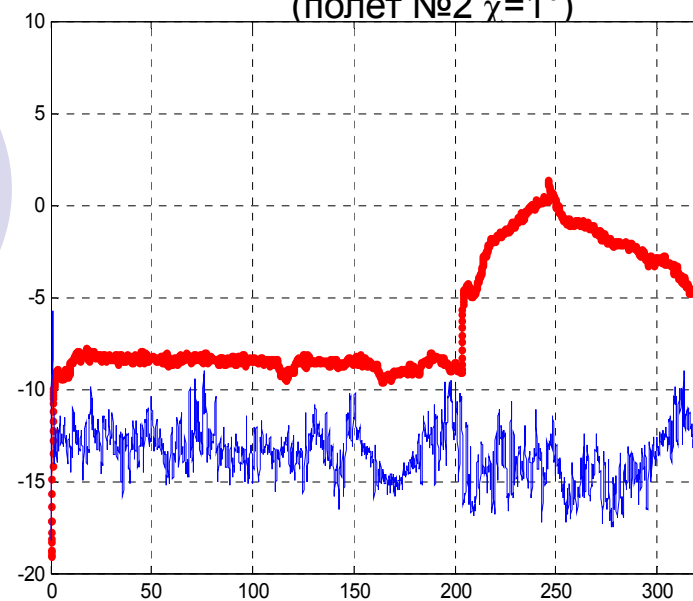


Рис. 29. Изменение угла отклонения руля (полет №2 $\chi=1^\circ$)

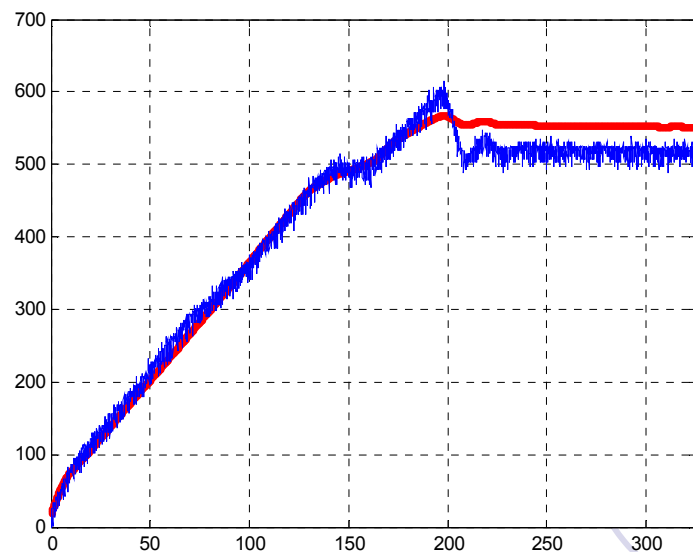


Рис. 30. Изменение высоты полета по времени
(полет №1 $\gamma = 1^\circ$)

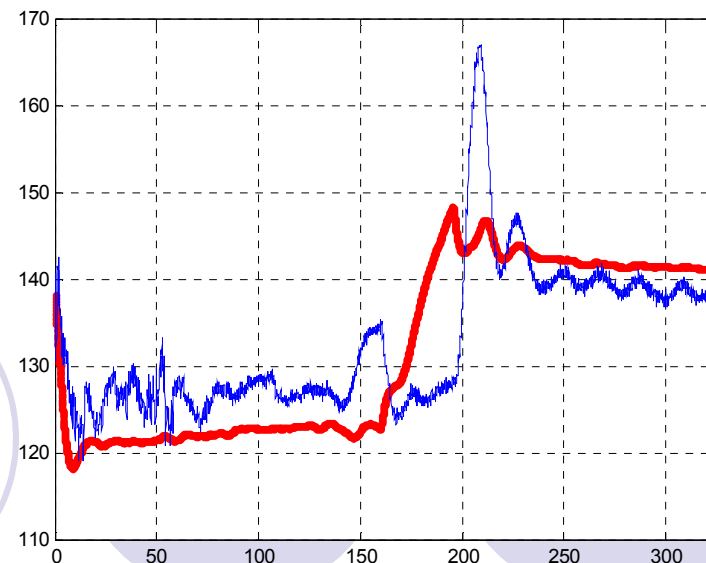


Рис. 31. Изменение скорости полета по времени
(полет №1 $\gamma = 1^\circ$)

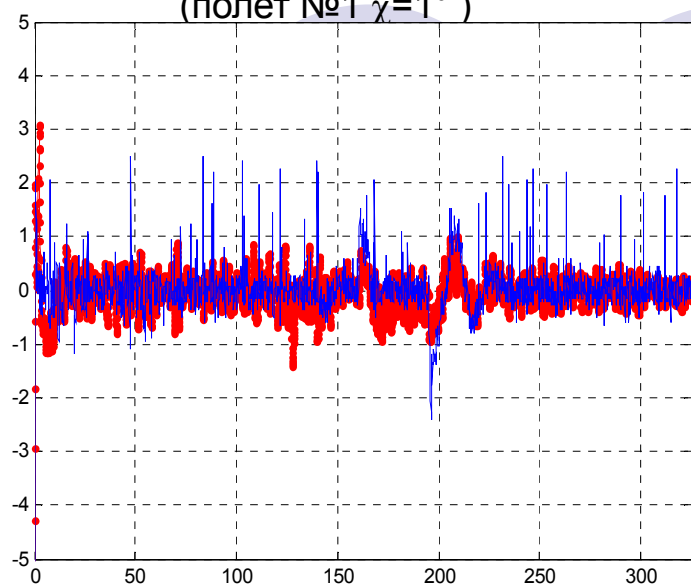


Рис. 32. Изменение угловой скорости тангажа
по времени (полет №1 $\gamma = 1^\circ$)

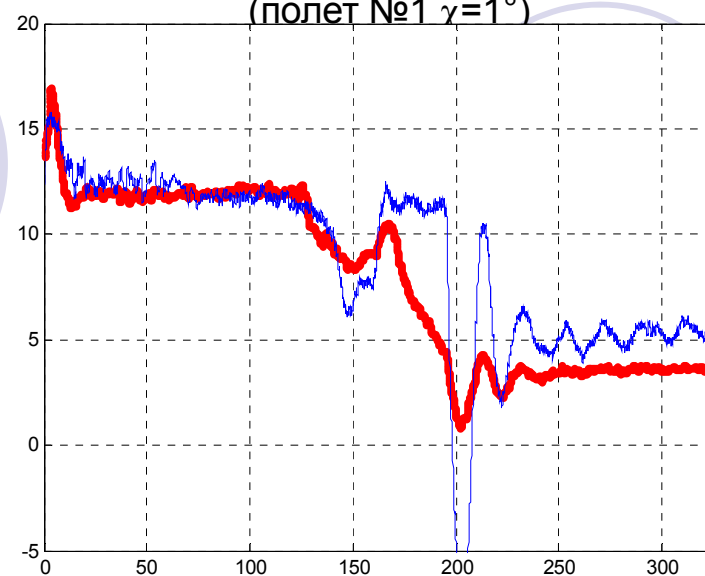


Рис. 33. Изменение угла тангажа по времени
(полет №1 $\gamma = 1^\circ$)

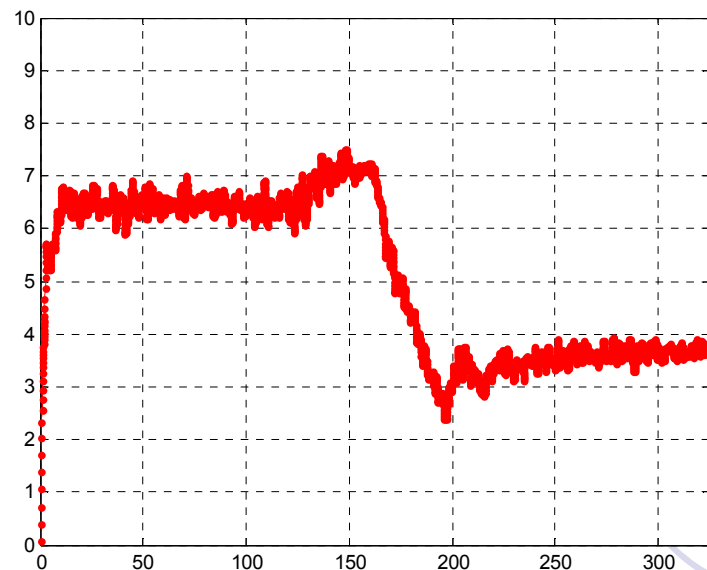


Рис. 34. Изменение угла атаки по времени
(полет №1 $\chi=1^\circ$)

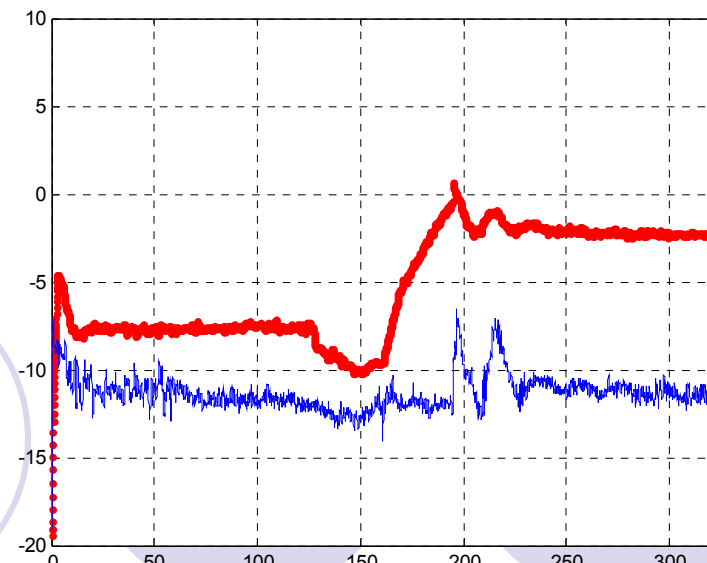


Рис. 35. Изменение угла отклонения руля
(полет №1 $\chi=1^\circ$)

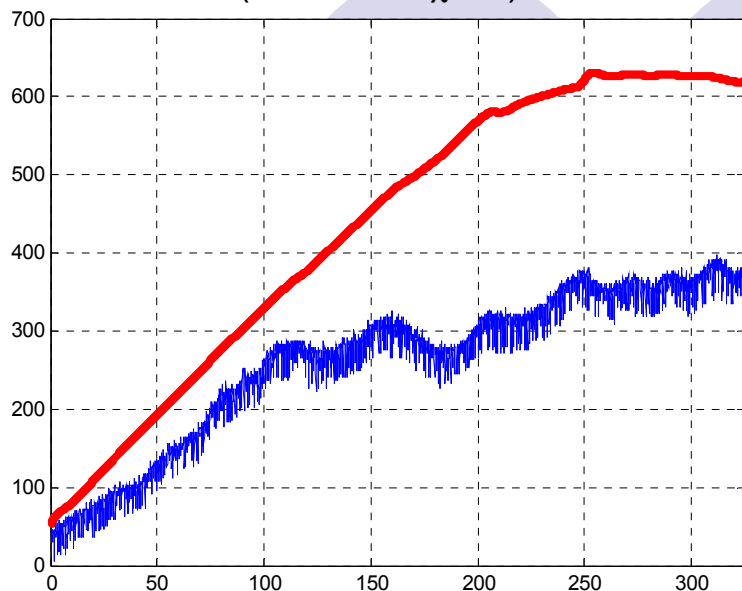


Рис. 36. Изменение высоты полета по времени
(полет №2 $\chi=0^\circ$)

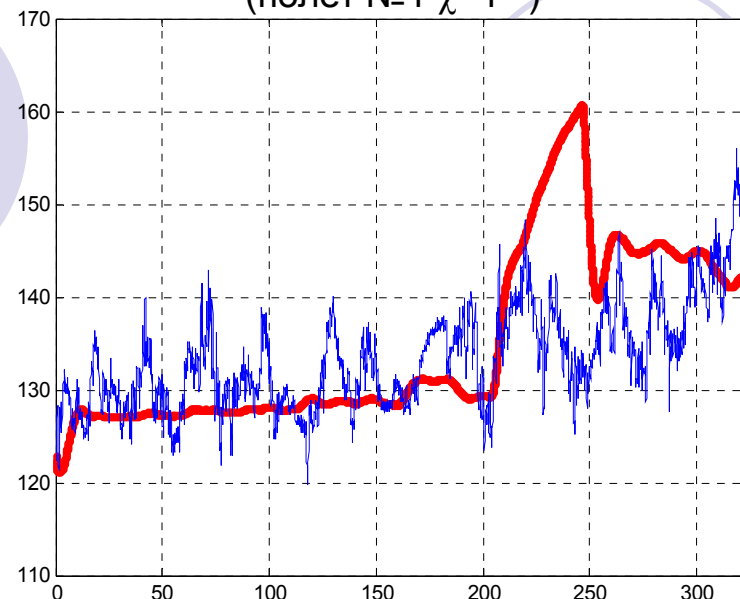


Рис. 37. Изменение скорости полета по времени
(полет №2 $\chi=0^\circ$)

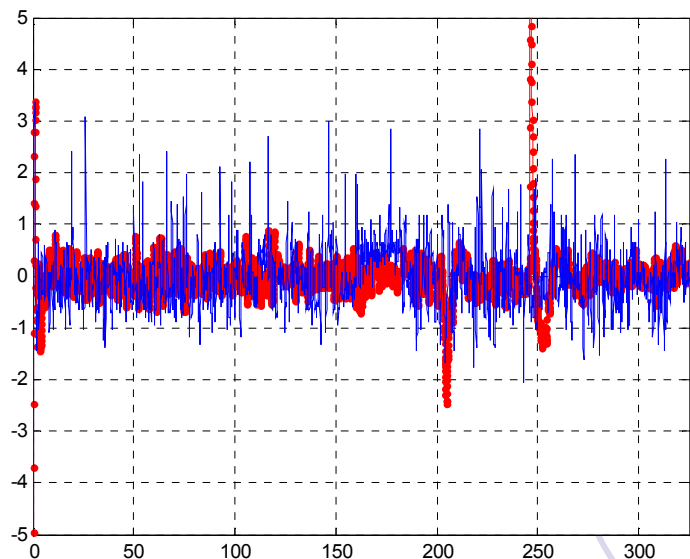


Рис. 38. Изменение угловой скорости тангажа по времени (полет №2 $\chi=0^\circ$)

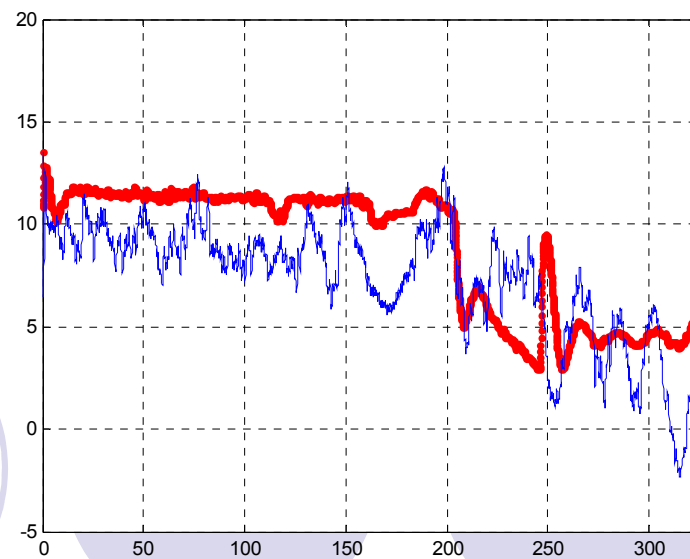


Рис. 39. Изменение угла тангажа по времени (полет №2 $\chi=0^\circ$)

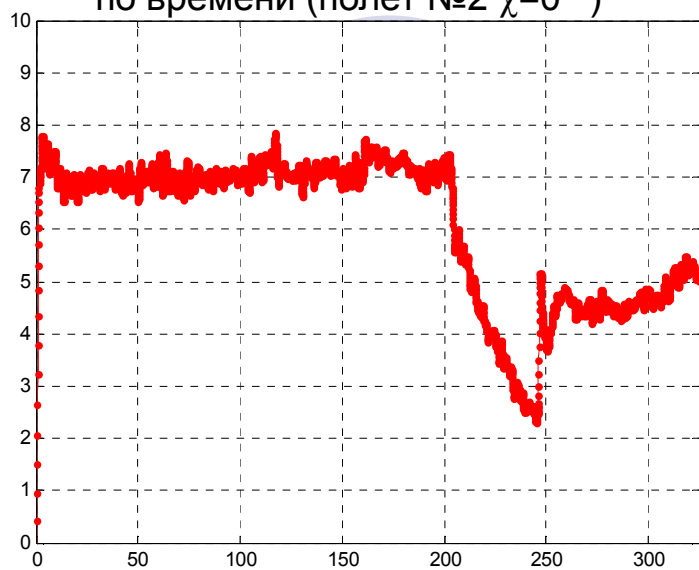


Рис. 40. Изменение угла атаки по времени (полет №2 $\chi=0^\circ$)

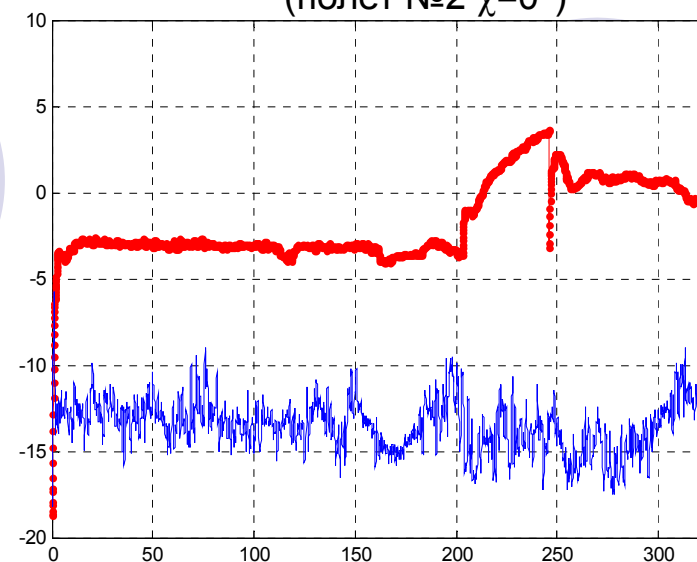


Рис. 41. Изменение угла отклонения руля (полет №2 $\chi=0^\circ$)

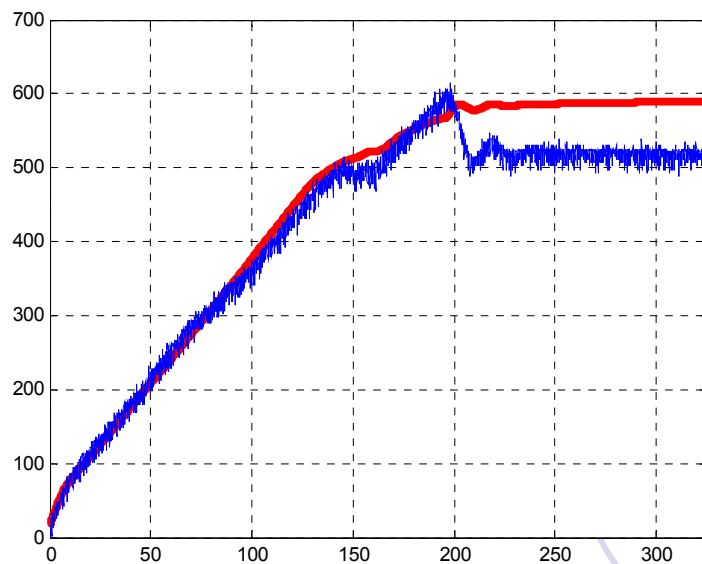


Рис. 42. Изменение высоты полета по времени
(полет №1 $\chi=0^\circ$)

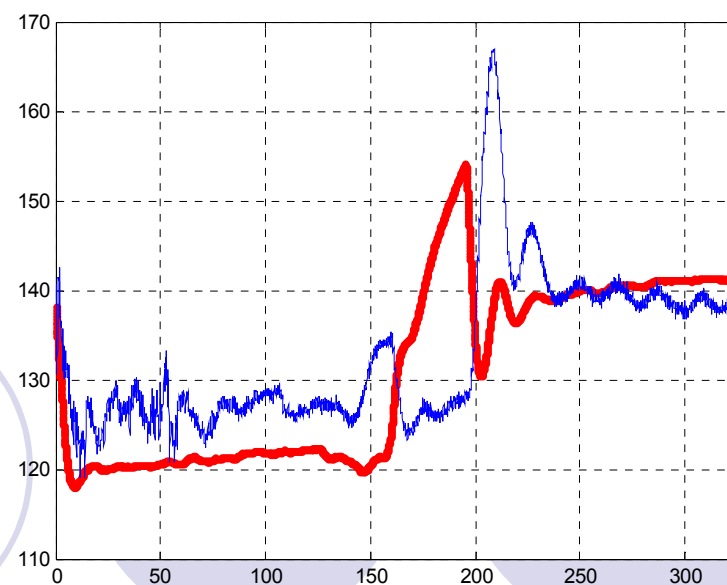


Рис. 43. Изменение скорости полета по времени
(полет №1 $\chi=0^\circ$)

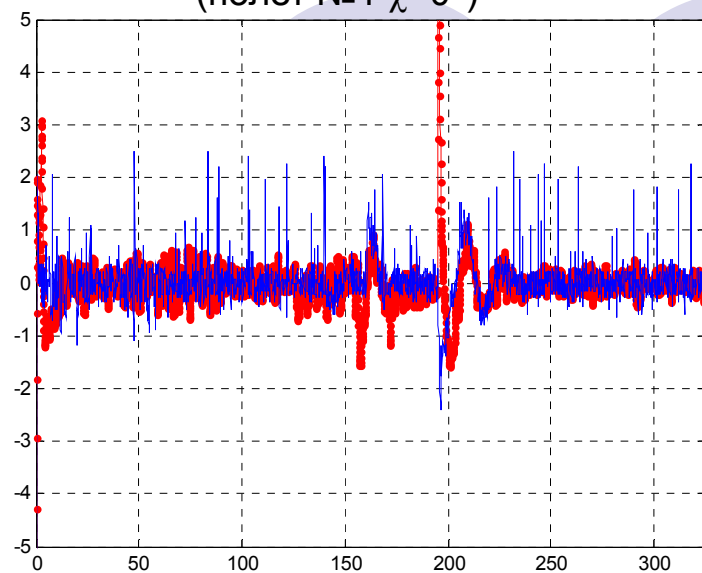


Рис. 44. Изменение угловой скорости тангажа
по времени (полет №1 $\chi=0^\circ$)

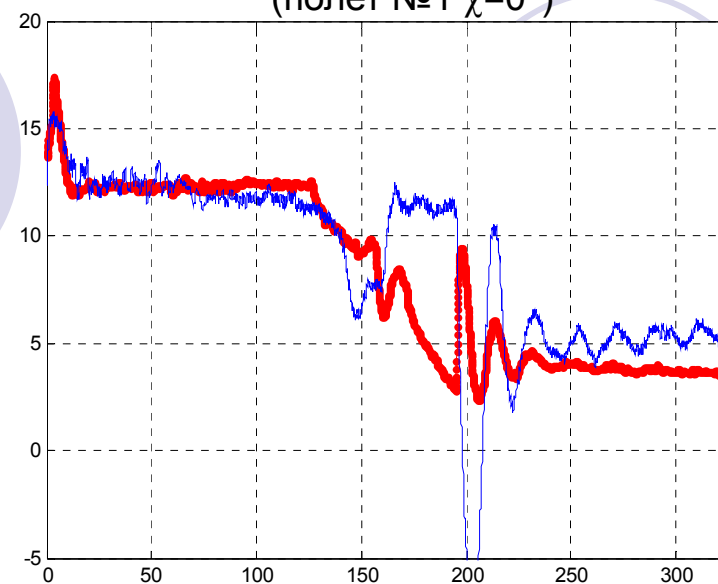


Рис. 45. Изменение угла тангажа по времени
(полет №1 $\chi=0^\circ$)

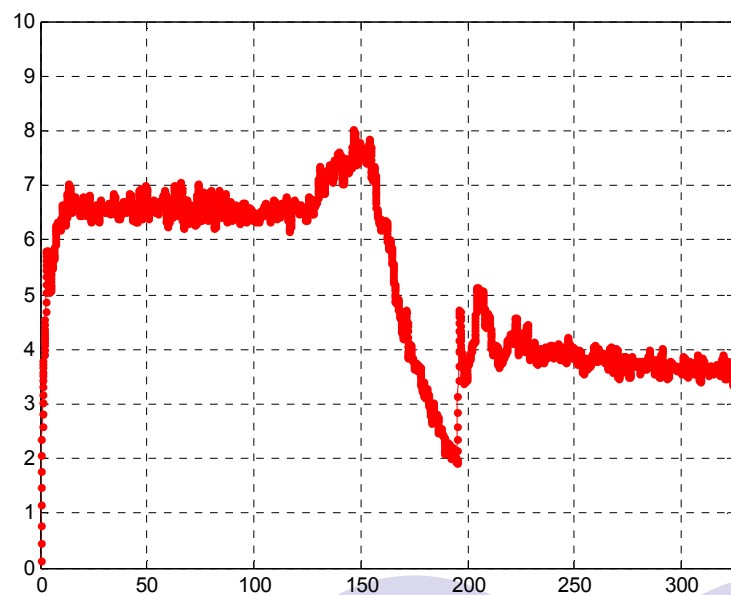


Рис. 46. Изменение угла атаки по времени
(полет №1 $\chi=0^\circ$)

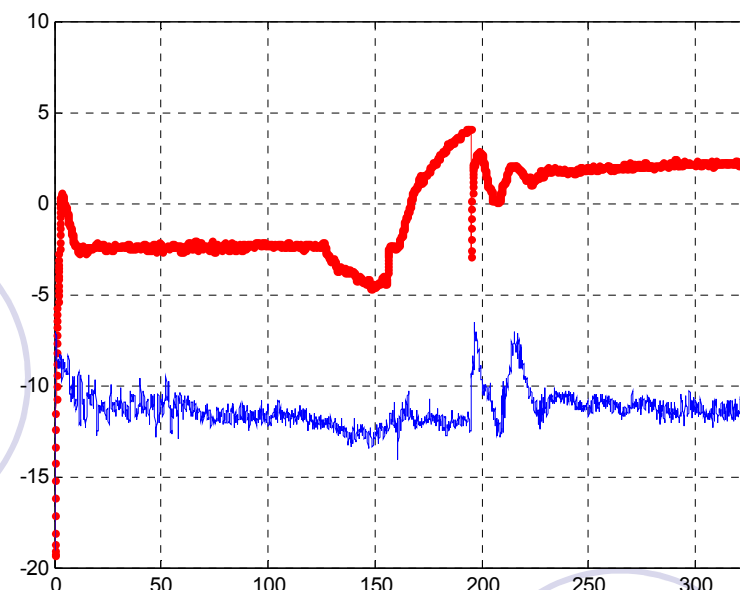


Рис. 47. Изменение угла отклонения руля
(полет №1 $\chi=0^\circ$)

Обобщенные результаты моделирования приведены в табл.2-4. Видим, что уменьшение угла стреловидности крыла действительно приводит к росту скороподъемности аппарата. Дополнительно уменьшаются потери тяги системы «винт в кольце» и продольные колебания, вызванные срывом потока на руле при больших углах отклонения.

Табл. 2. Характеристик аппарата
при $\chi=2^\circ$

$\chi=2^\circ$		
полет	№1	№2
набор высоты		
ΔH , м	500	280
V_y , м/с	3.45	1.75
δv , град	-11.5	-13
α , град	7	8.5
ν , град	12	9
$U\delta v$, град	-10	-10
горизонтальный полёт		
δv , град	-11.5	-15
α , град	4	4.5
$U\delta v$, град	-8	-8

Табл. 3. Характеристик аппарата
при $\chi=1^\circ$

$\chi=1^\circ$		
полет	№1	№2
набор высоты		
ΔH , м	500	485
V_y , м/с	3.45	2.36
δv , град	-7.7	-8.5
α , град	6.5	7
ν , град	12	11.5
$U\delta v$, град	-6	-6
горизонтальный полёт		
δv , град	-2	-3
α , град	4	4
$U\delta v$, град	-5	-5

Табл. 4. Характеристик аппарата
при $\chi=1^\circ$

$\chi=0^\circ$		
полет	№1	№2
набор высоты		
ΔH , м	500	523
V_y , м/с	3.45	2.56
δv , град	-2.5	-3
α , град	6.5	7
ν , град	12	11.5
$U\delta v$, град	-1	-1
горизонтальный полёт		
δv , град	2	1.5
α , град	4	4
$U\delta v$, град	-8	-8

6 Выводы

В результате комплекса работ по моделированию движения БЛА в среде MATLAB/Simulink были решены следующие основные задачи:

1. скорректированы аэродинамические характеристики и характеристики силовой установки аппарата;
2. сформирована имитационная модели продольного управляемого движения аппарата для сопровождения летных испытаний;
3. выработаны рекомендации по увеличению скороподъемности аппарата.



Благодарю за внимание !