

**Исследование динамики и безопасности поведения системы
“лётчик – самолёт Ту-134А – эксплуатационная среда” в ситуациях,
близких к инциденту «Взлёт с отказом двигателя при достижении
скорости V_R)», методами ситуационного моделирования и
вычислительного эксперимента**

Часть 1

“Микроструктурный” анализ ситуаций продолженного взлёта.
Контрольная серия вычислительного эксперимента
(предварительные результаты)

Бурдун И.Е.
ООО «ИНТЕЛОНИКА»

20 декабря 2006 года, г. Новосибирск
Тел.: 8 (961) 977 32 89. Факс: 8 (383) 266 20 92
E-mail: ivan.burdun@mail.ru

Конечная цель

1. Восстановить на модели физико-логический механизм развития аварийной ситуации и определить наиболее вероятные причины и условия её зарождения.
2. Предложить научно-обоснованные рекомендации по профилактике или безопасному разрешению особых ситуаций взлёта из родственного подмножества на будущее.

Методы и средства

1. Методы ситуационного моделирования и вычислительного эксперимента, метод “виртуальных лётных испытаний”, метод ситуационных деревьев и др. – см. список литературы в конце.
2. Программно-моделирующий комплекс анализа и оценки безопасности полета VATES – Virtual Autonomous Test & Evaluation Simulator (v. 7), разработанный автором – см. список литературы в конце.

Исходные данные

1. Описание обстоятельств инцидента, схема замеров на месте происшествия (“кроки”), записи параметров полета самолёта в ситуации инцидента.
2. Выдержки из лётно-методической документации самолёта Ту-134А.
3. Лигум Т.Л., “Аэродинамика самолёта Ту-134А”, М., “Транспорт”, 1975.
4. Программа расчёта на ЭВМ полной математической модели аэродинамики и динамики полета самолета Ту-134, разработанная автором в РКИИ ГА и РЭЦ ГосНИИ ГА (в конце-70-х - начале 80-х годов) и восстановленная в ноябре 2006 года – см. список литературы.

Программа контрольной серии вычислительного эксперимента

1. Проверка работоспособности восстановленной модели динамики управляемого пространственного движения самолёта Ту-134 (взлётная конфигурация, $\delta_3=10^\circ$); систематические результаты проверки будут представлены в заключительном отчете.
2. Моделирование семейства ситуаций продолженного взлёта при вариациях располагаемой взлётной тяги от 100 до 80% и значении целевого (заданного) угла тангажа после отрыва, равном 8.5° .
3. Моделирование семейства ситуаций продолженного взлёта при вариациях располагаемой взлётной тяги от 100 до 80% и значении целевого угла тангажа после отрыва, равном 9.5° .

Семейство ситуаций		Целевое (заданное) значение угла тангажа после отрыва, $\mathcal{J}_{зад}^\circ$	Располагаемая взлетная тяга, $\bar{P}, \%$
№	№№ ситуаций-составляющих		
1	{80/8.5, 82/8.5, ..., 100/8.5 }	8.5	{80, 82, ..., 100}
2	{80/9.5, 82/9.5, ..., 100/9.5 }	9.5	{80, 82, ..., 100}

$$\bar{P} = \frac{P_{p \text{ факт}}(V, H, \delta_{руд \text{ взл}})}{P_{p \text{ МСА}}(V, H, \delta_{руд \text{ взл}})}, \%$$

Начальные условия и сценарий ситуации продолженного взлёта

1. **Начальные условия**. Масса топлива __ т, масса полезной нагрузки __ т, центровка 21%, скорость движения 0.5 км/ч, обжатие главных стоек шасси 0.33 м, угол тангажа 0, угол отклонения закрылков 10° , положение р.у.д. 100° (NB: но тяга – в соответствии с вариантом), угол отклонения стабилизатора -2° , угол отклонения руля высоты $+15^\circ$, демпфер рыскания включен, отклонение температуры воздуха от МСА $+8.4^\circ\text{C}$, отклонение воздуха от МСА -10.5 mm Hg , сухая ВПП ($\mu_D=0.8$), коэффициент трения качения колес 0.02, нулевой уклон ВПП (допущение), длительность ситуации 100 с.
2. **Сценарий ситуации**. Самолет начинает разбег по ВПП с начальными условиями, заданными выше. “Лётчик” выдерживает направление разбега по осевой линии ВПП, обеспечивая нулевой угол рыскания, при помощи руля направления и сопряженного механизма управления носовым колесом. После достижения скорости начала подъёма носовой стойки, которая в данной серии эксперимента принята равной 283 км/ч по прибору, “лётчик” берёт штурвал “на себя” на величину, соответствующую абсолютному значению отклонения руля высоты, равному -8° , с темпом отклонения руля $9^\circ/\text{с}$. Одновременно с началом отклонения штурвала вводится отказ левого двигателя. При этом его тяга уменьшается примерно до уровня тяги авторотации (небольшая отрицательная тяга). После достижения угла тангажа, равного 3° , при отрыве “лётчик” стремится достичь и выдерживать целевое (заданное) значение угла тангажа $\vartheta_{\text{зад}}$. Начиная с момента распознавания факта отказа двигателя (условно принятого в модели как момент достижения уровня тяги левого двигателя, равного 20% от располагаемой), “летчик” парирует крен и скольжение при помощи элеронов и руля направления. В дальнейшем взлёт продолжается с выдерживанием заданного угла тангажа, нулевого крена и нулевого скольжения.

Параметры полета, отображаемые на графиках

H , м – высота по нижней кромке основных колес

$V_{пр}$, км/ч – приборная скорость

n_x – продольная перегрузка

n_y – нормальная перегрузка

$V_{уг}$, м/с – вертикальная скорость

α° – угол атаки

$\delta_{руд1}$ – положение р.у.д. №1

P_1 , kN – тяга левого двигателя

ϑ° – угол тангажа

δ_v° – угол отклонения руля высоты

$S_{аморт.1}$, М – обжатие амортизатора носовой стойки

$S_{аморт.2}$, М – обжатие амортизатора правой стойки

γ° – угол крена

δ_ϑ° – угол отклонения элеронов

n_z – боковая перегрузка

$\omega_z^{o/c}$ – угловая скорость тангажа

β° – угол скольжения

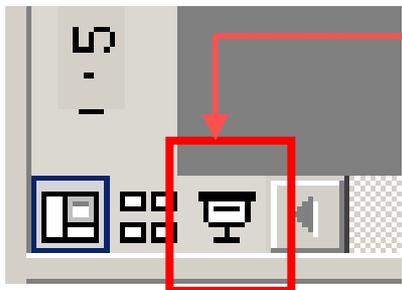
δ_n° – угол отклонения руля направления

K – аэродинамическое качество

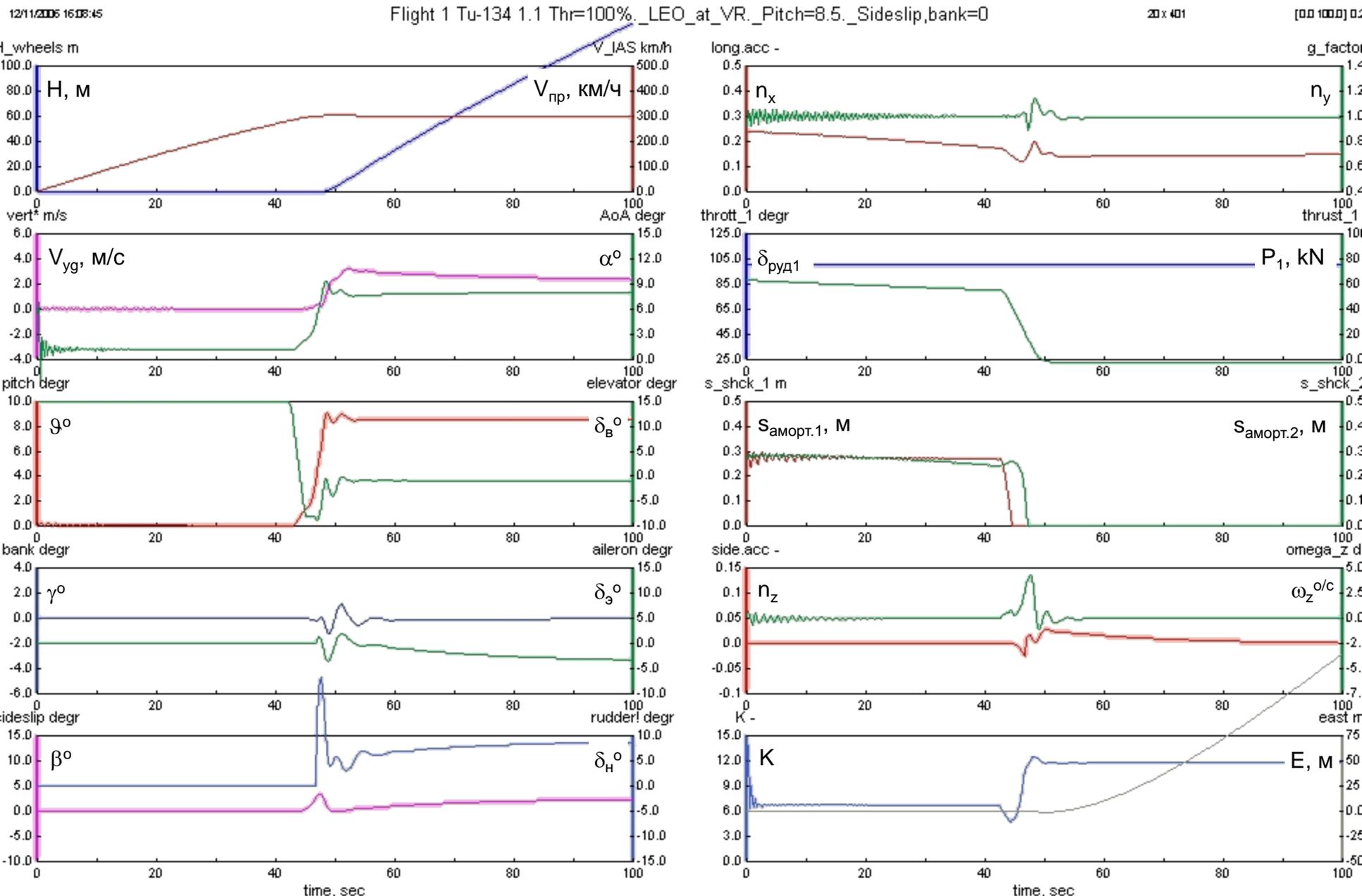
E , м – боковой увод

Пояснения. Обозначения параметров на полях графиков слева и справа относятся к шкалам измерений, которые расположены, соответственно, слева и справа. Шкала и график одного параметра имеют одинаковый цвет. Всего в модели вычисляются более 400 параметров самолета Ту-134.

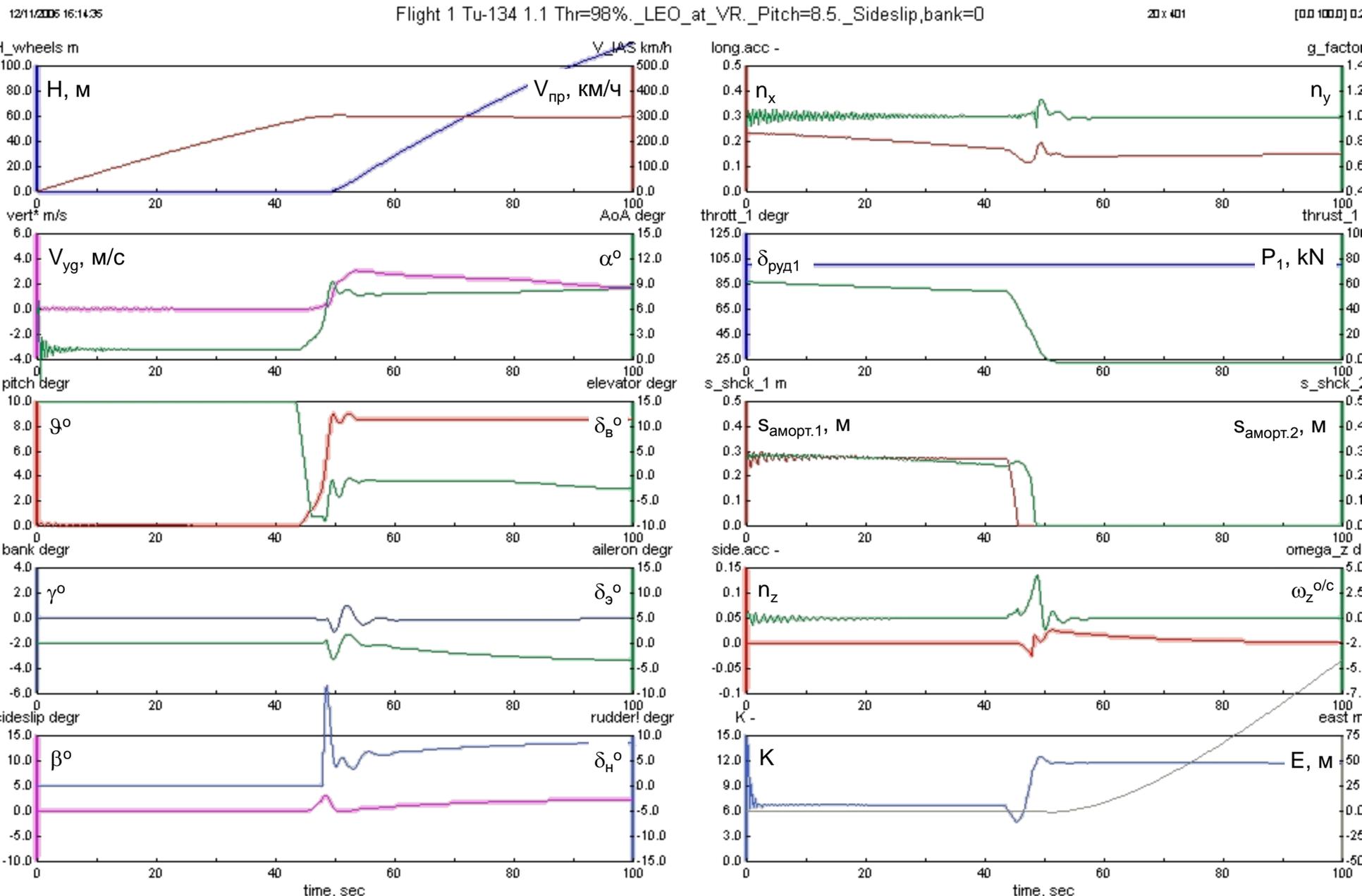
Результаты моделирования семейства ситуаций продолженного взлёта при вариациях располагаемой взлётной тяги от 100 до 80% и значении целевого (заданного) угла тангажа после отрыва, равном 8.5°



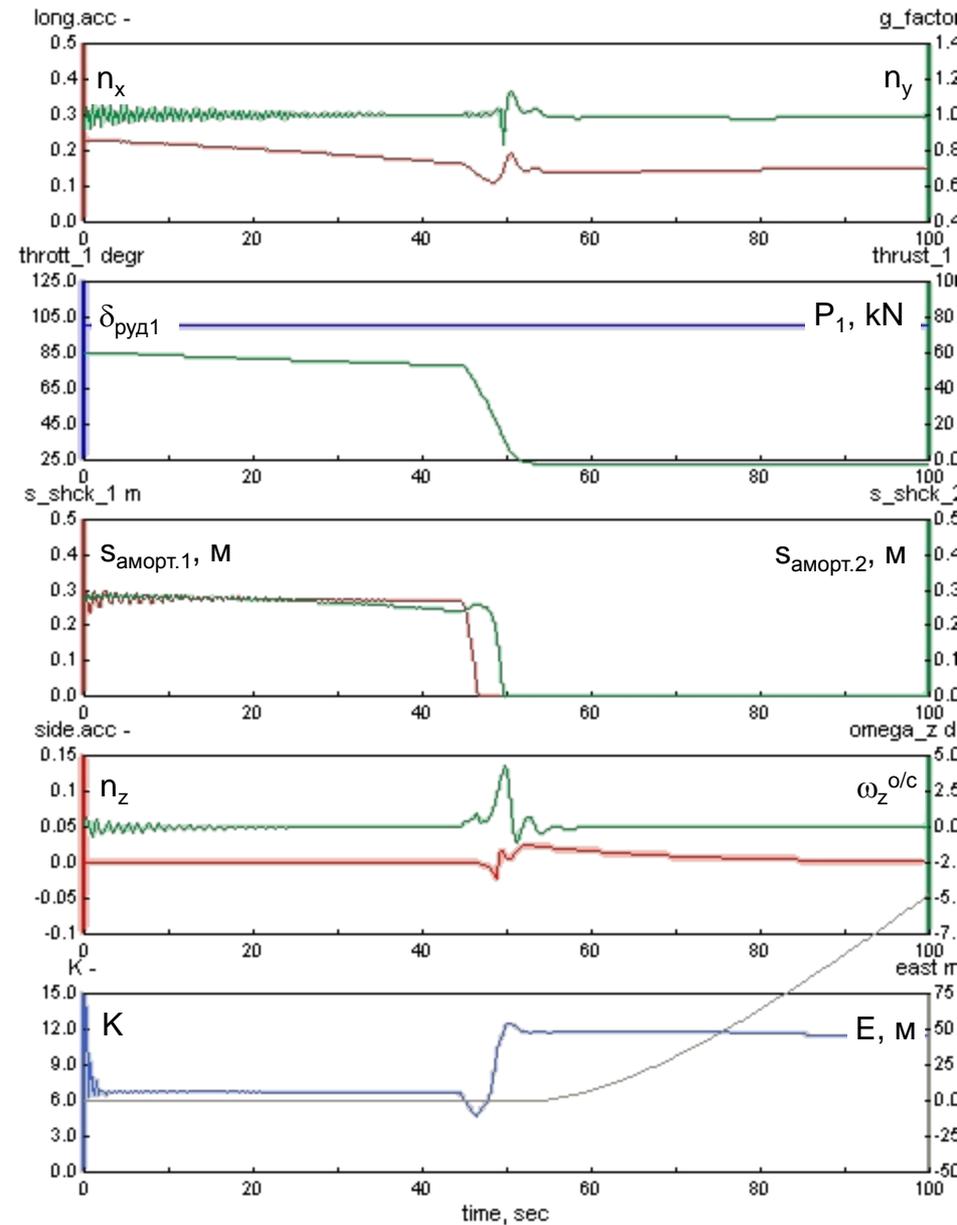
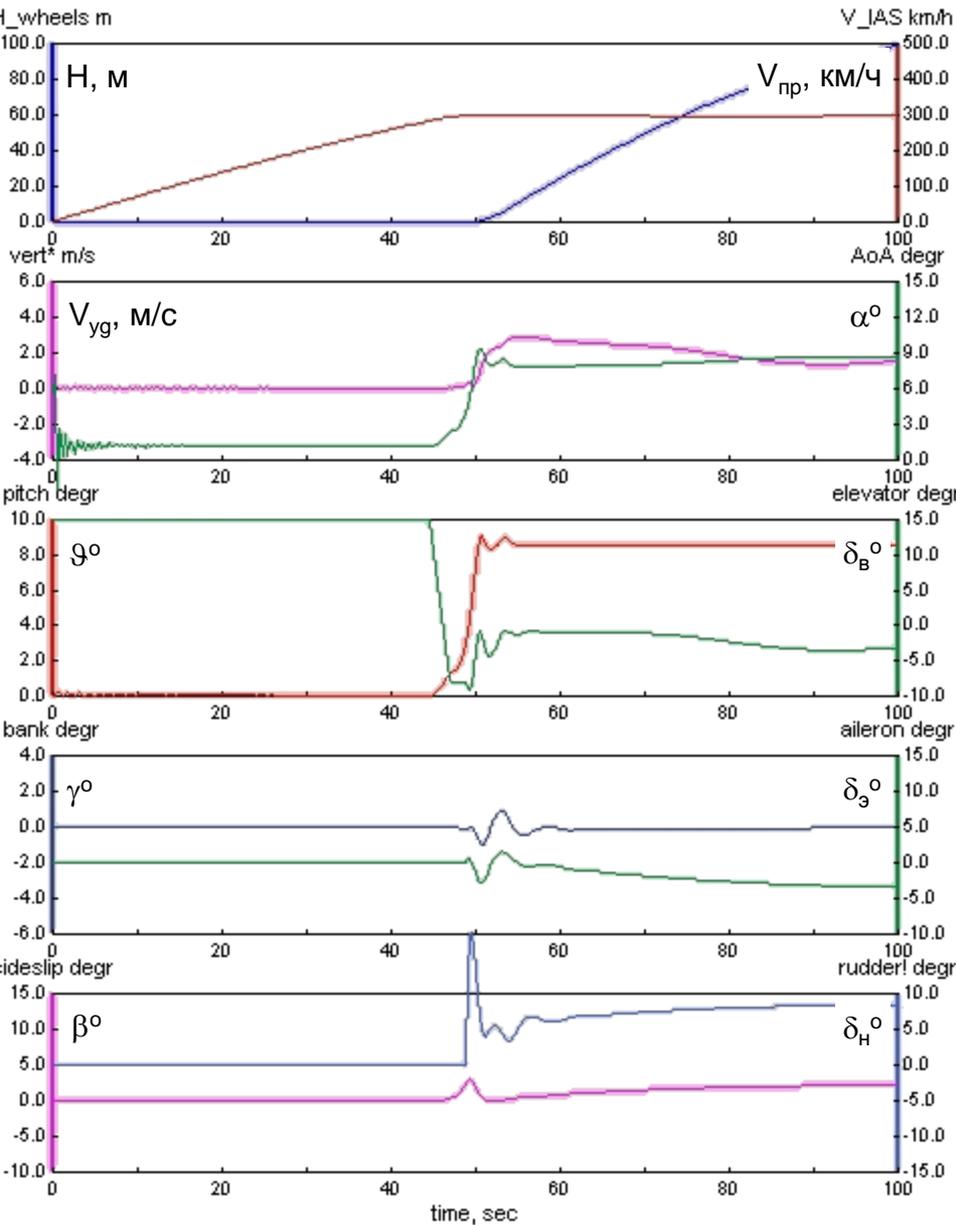
Примечание. В программе MS PowerPoint данную серию графиков рекомендуется просматривать и анализировать в режиме показа слайдов. При этом как бы в динамике, наглядно видно влияние вариаций заданного параметра (в данном случае, взлётной тяги) на переходной процесс и количественные характеристики ситуации продолженного взлёта.



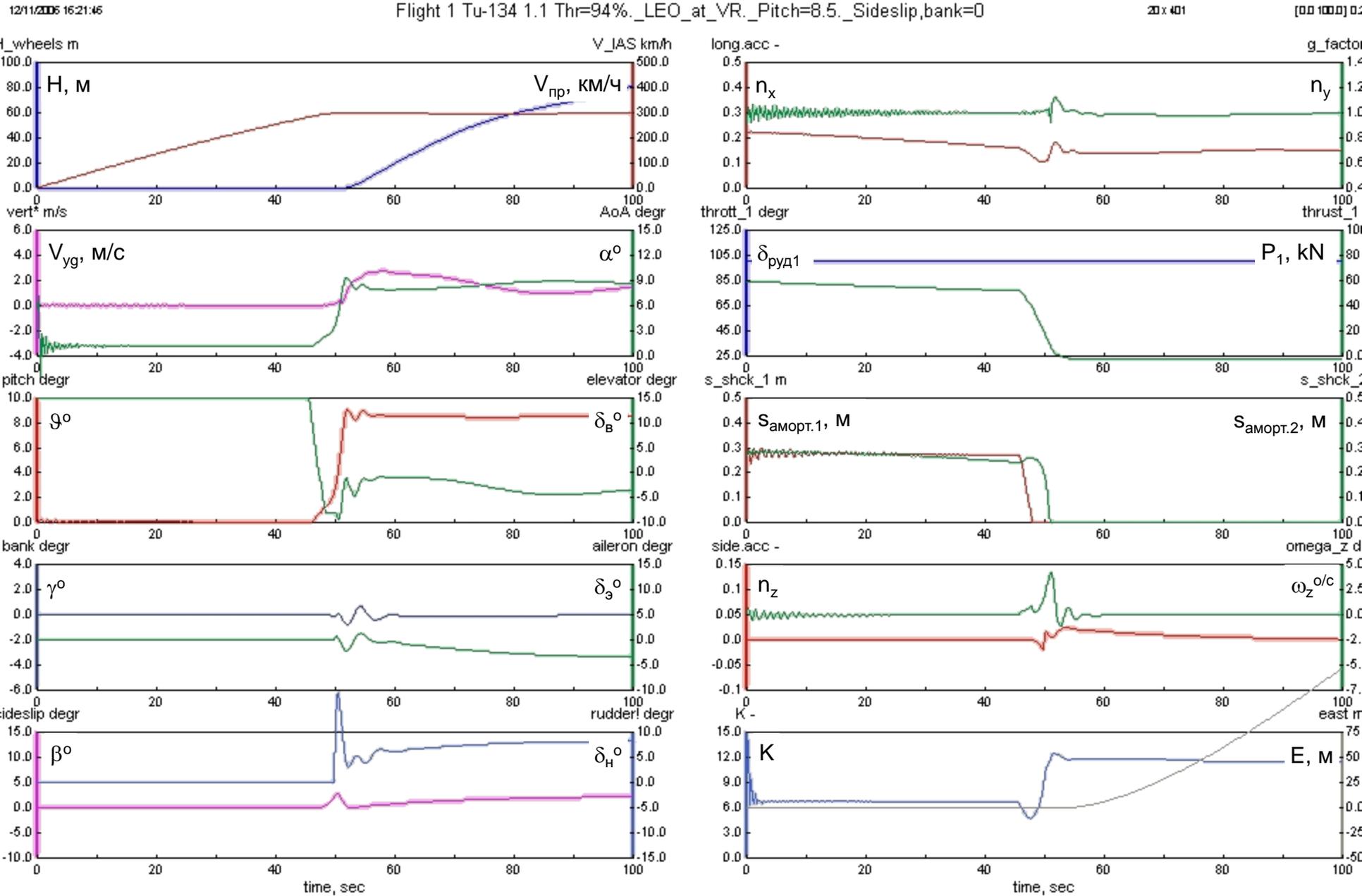
$$100/8.5: \bar{P} = 100\%, \mathcal{G}_{c\ddot{a}i} = 8.5^\circ$$



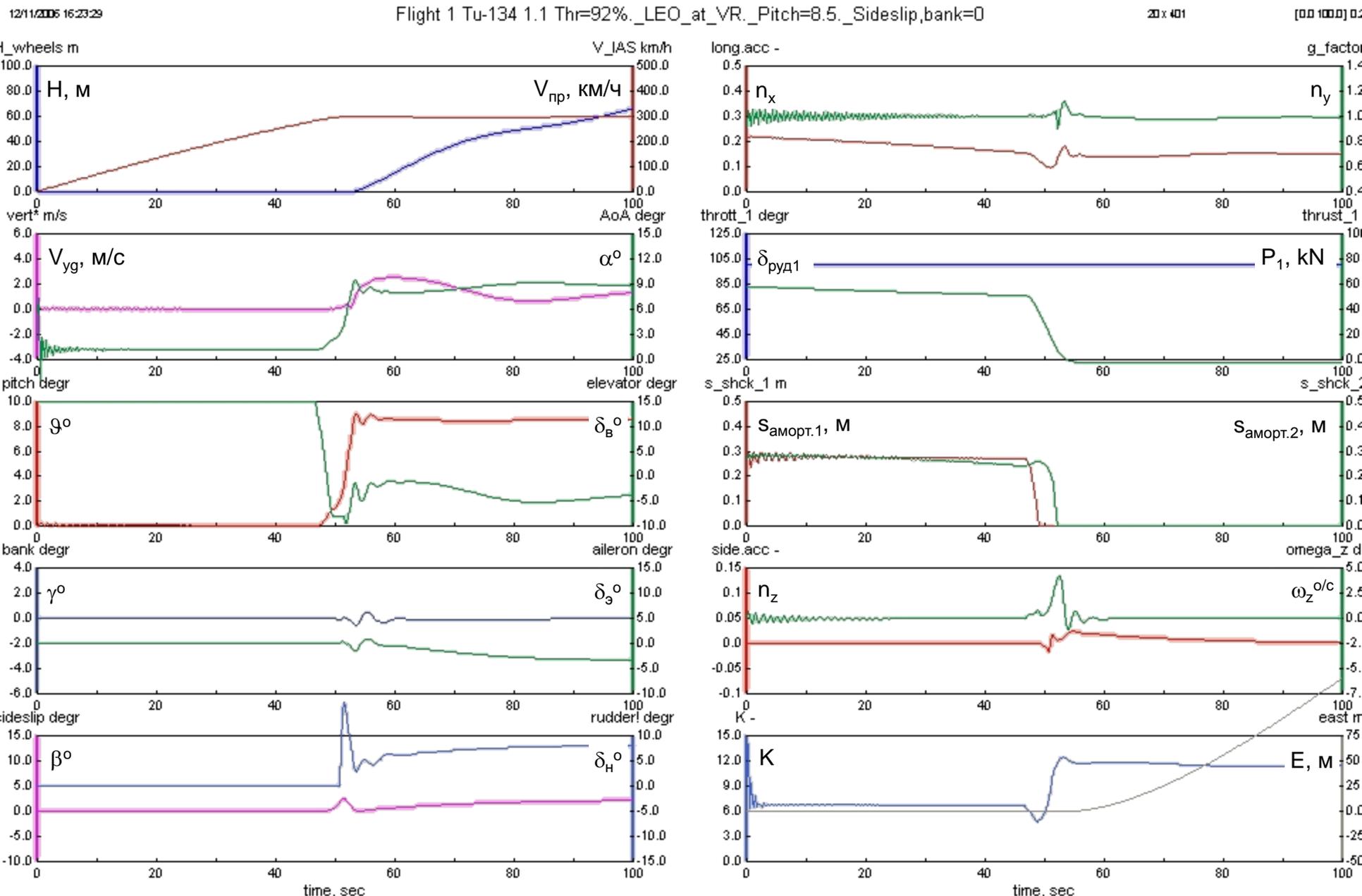
98/8.5: $\bar{P} = 98\%$, $\vartheta_{c\ddot{a}i} = 8.5^\circ$



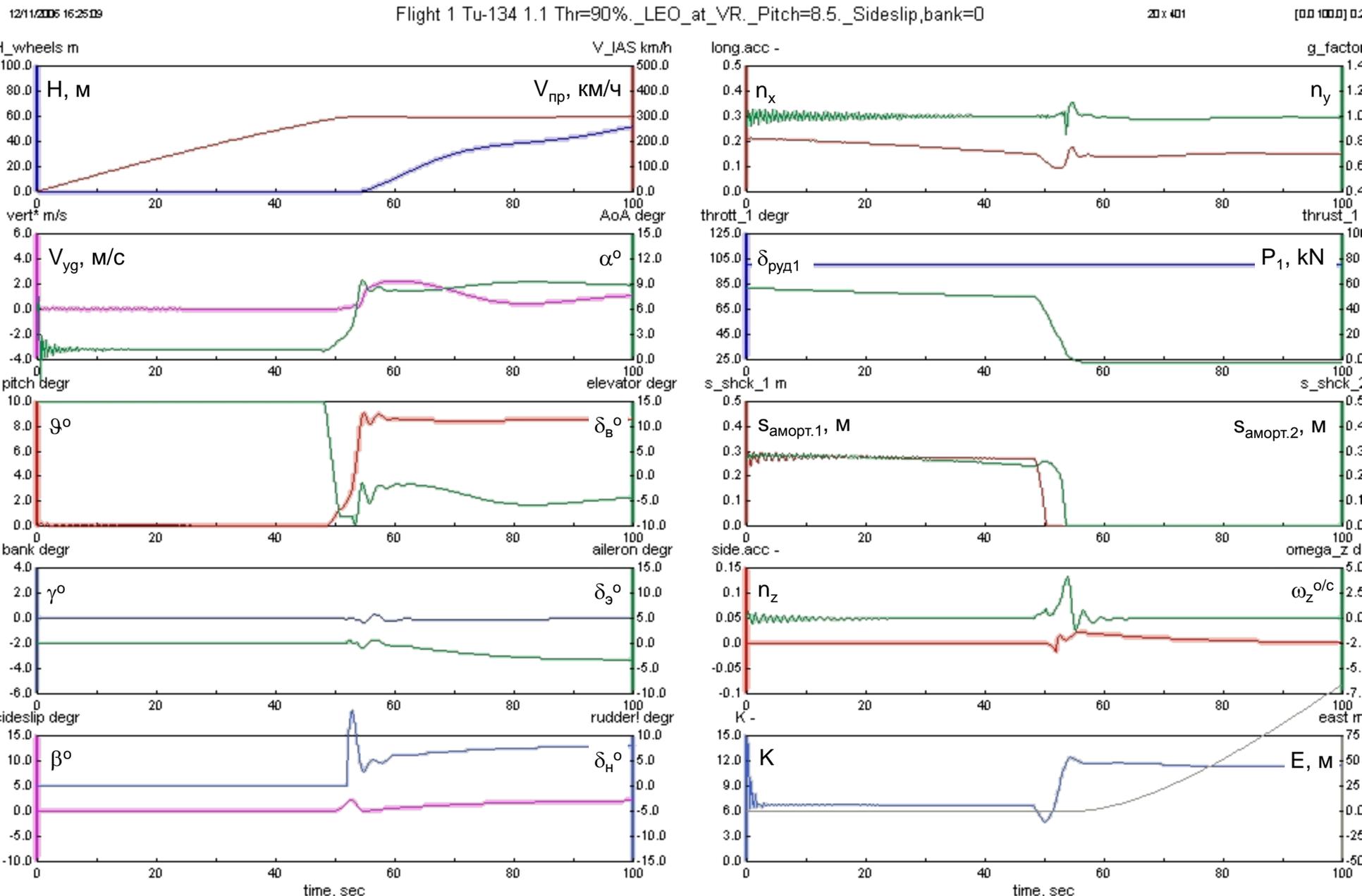
96/8.5: $\bar{P} = 96\%$, $\mathcal{G}_{càì} = 8.5^\circ$



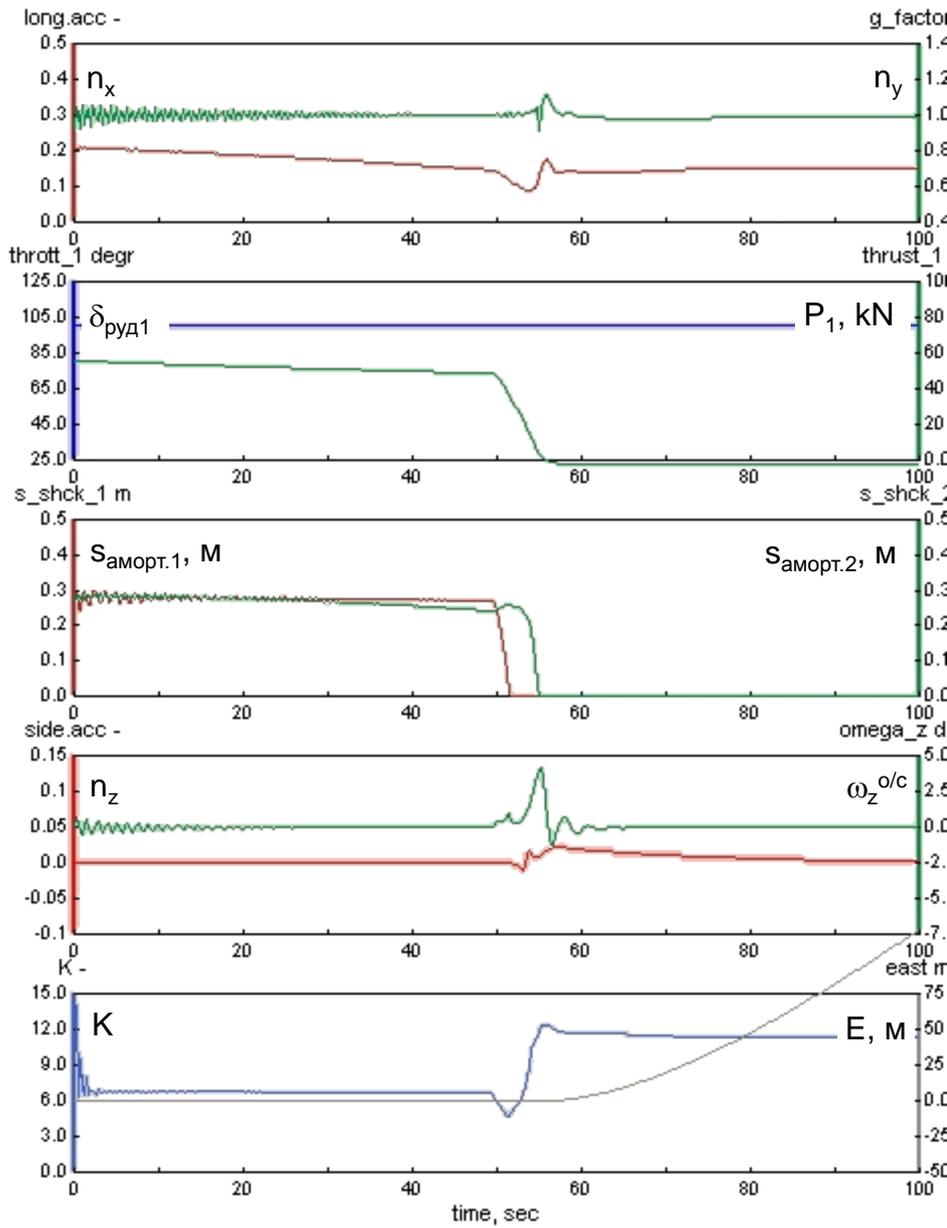
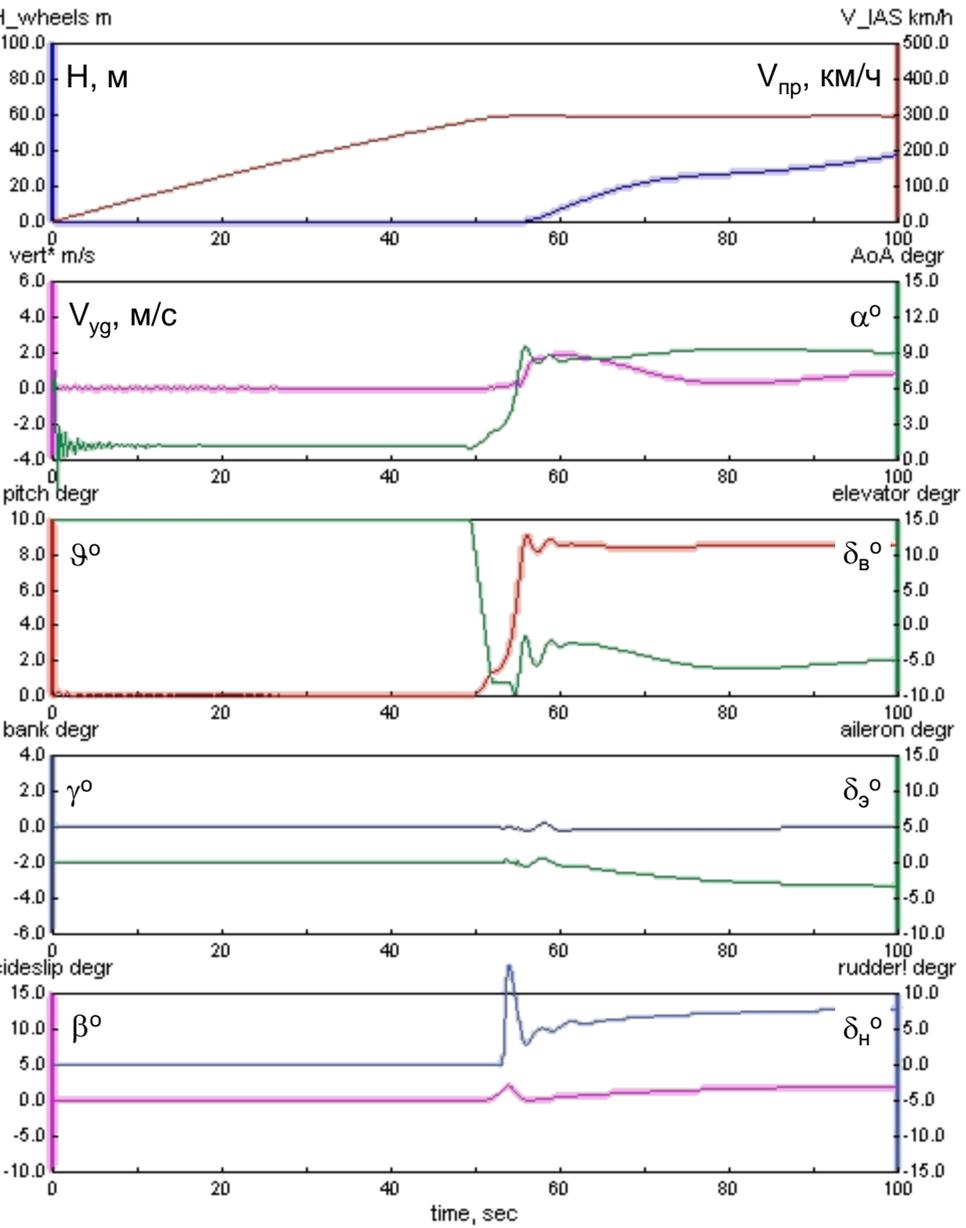
94/8.5: $\bar{P} = 94\%$, $\vartheta_{cà\ddot{a}} = 8.5^\circ$



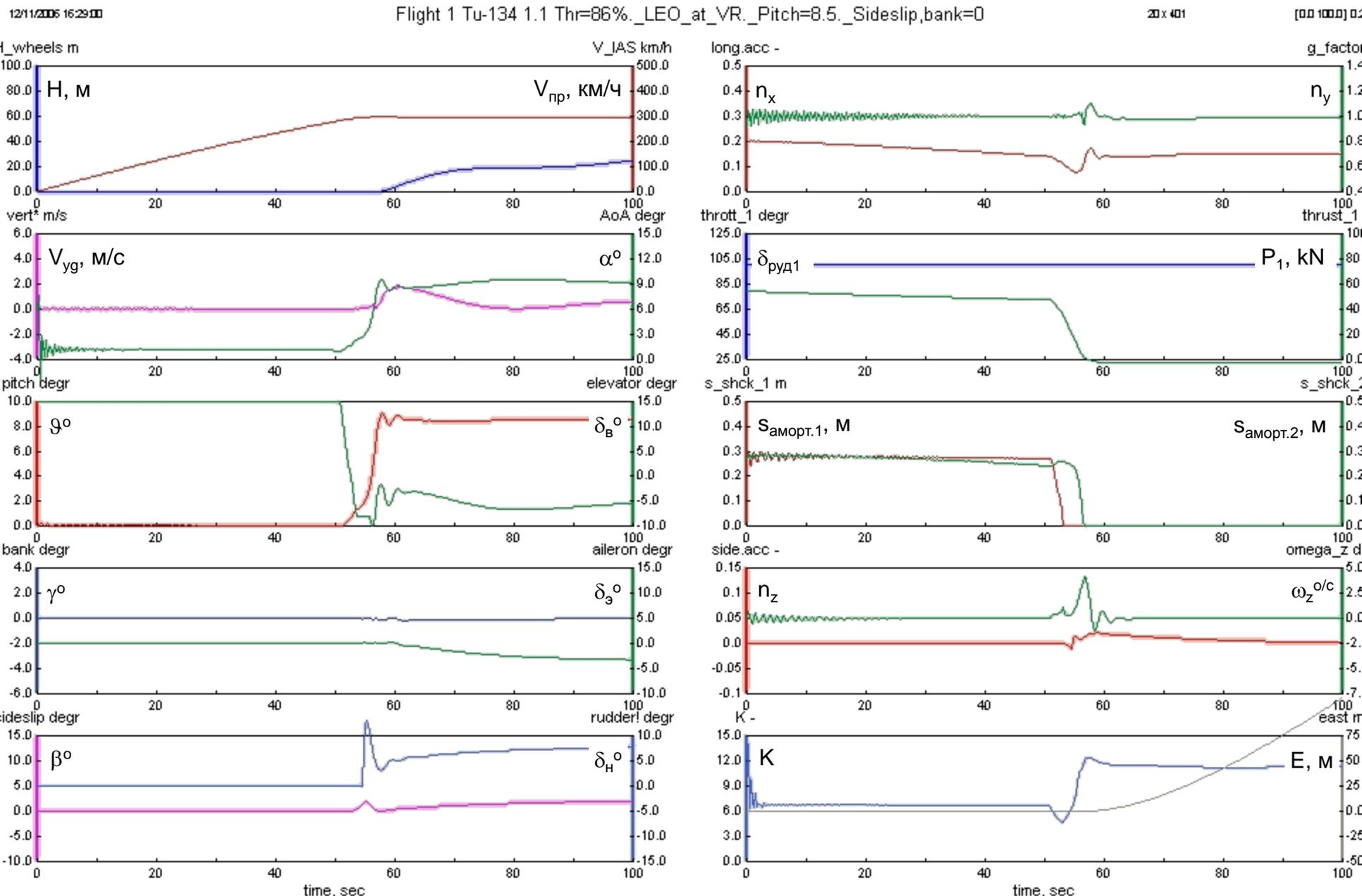
$$92/8.5: \bar{P} = 92\%, \mathcal{G}_{c\ddot{a}i} = 8.5^\circ$$



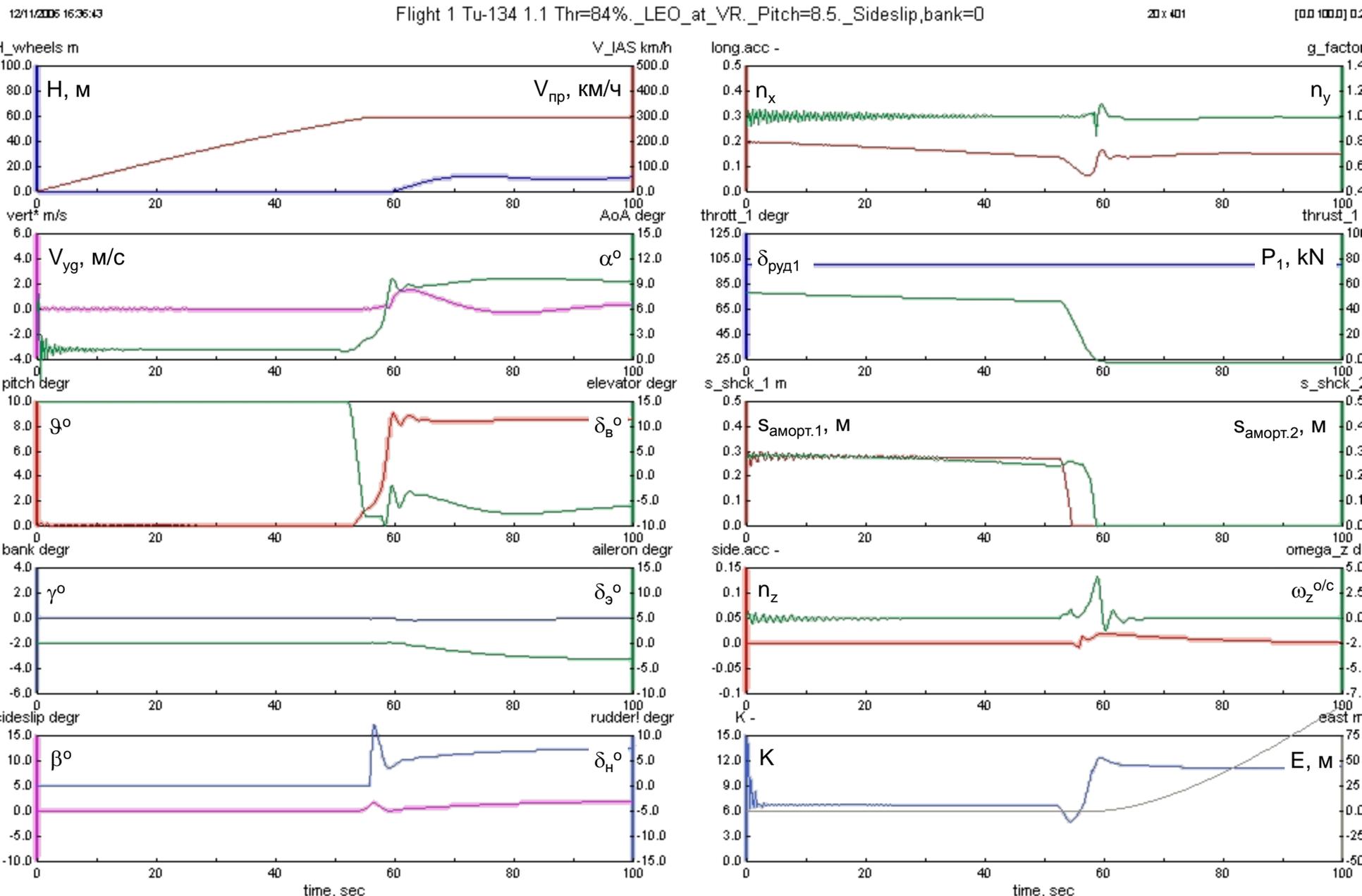
$$90/8.5: \bar{P} = 90\%, \vartheta_{c\ddot{a}\ddot{a}} = 8.5^\circ$$



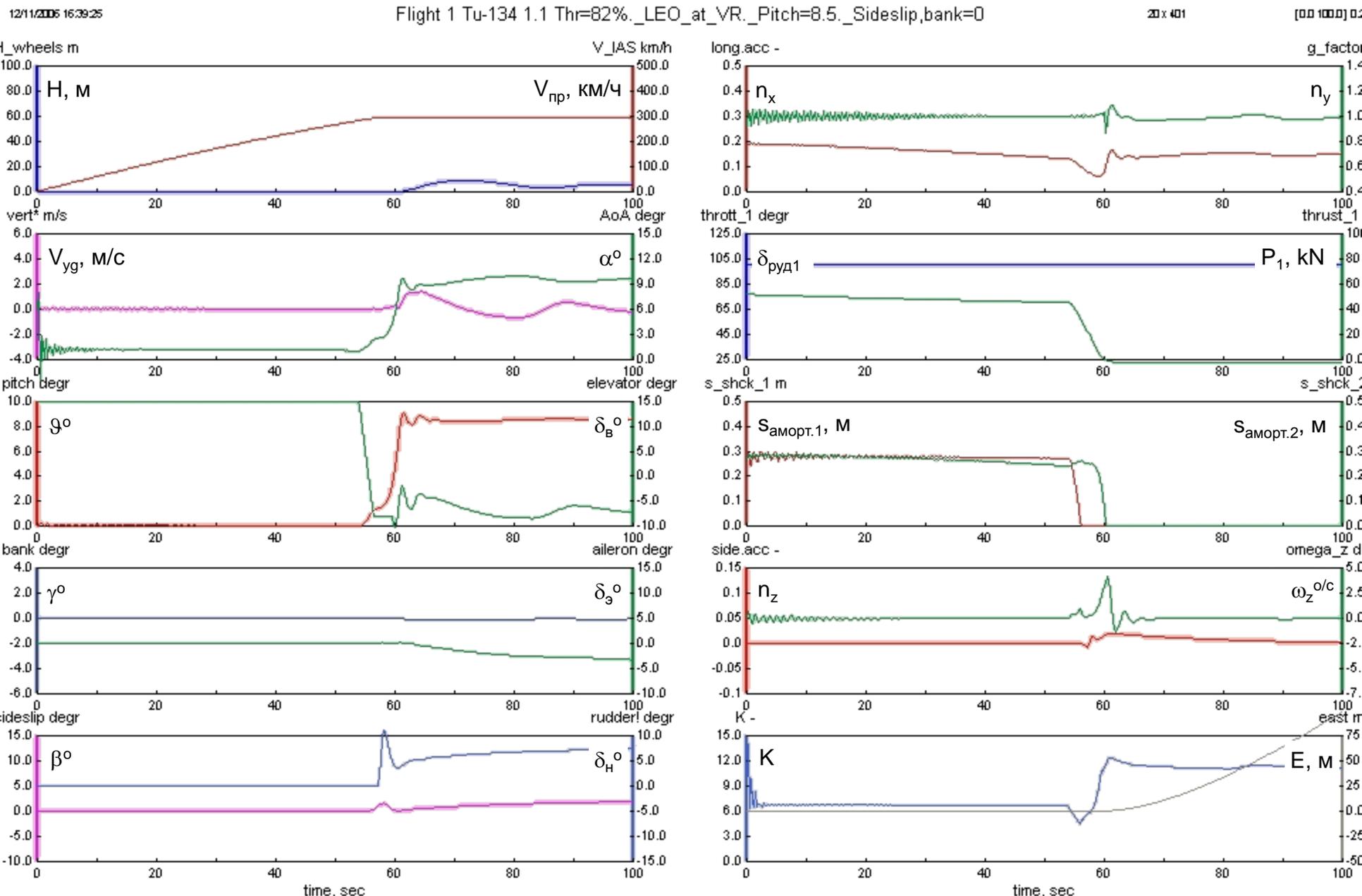
88/8.5: $\bar{P} = 88\%$, $\mathcal{G}_{càà} = 8.5^\circ$



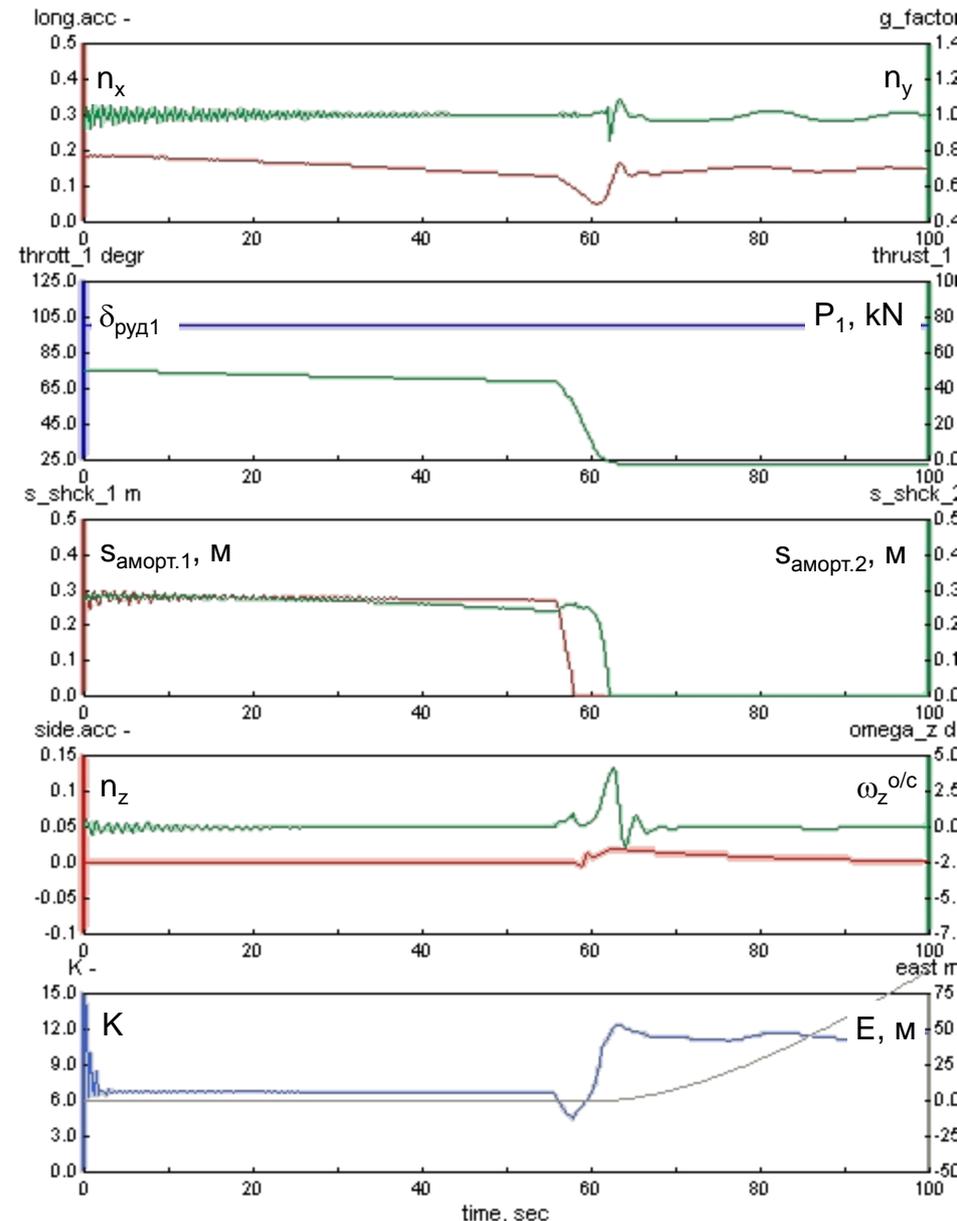
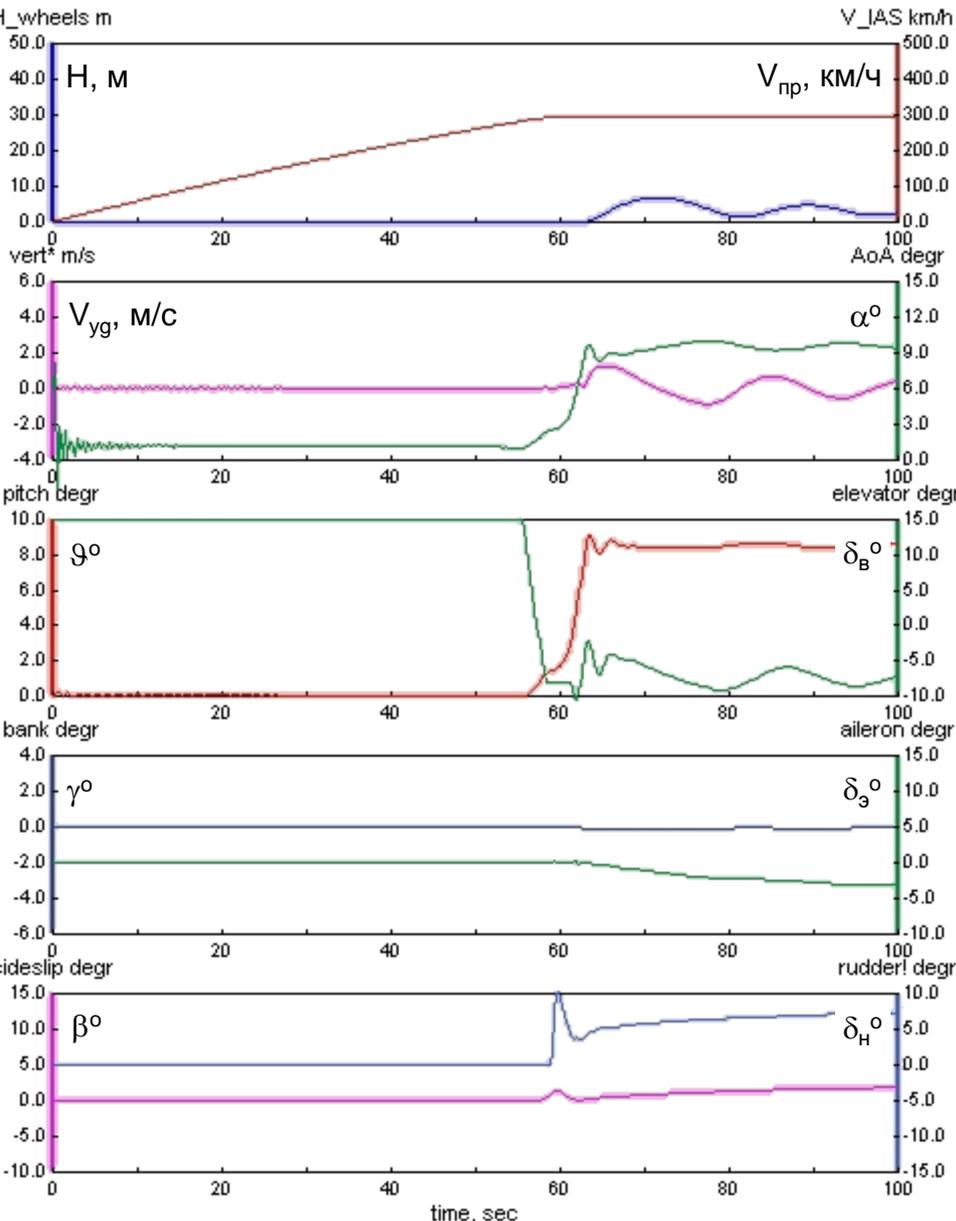
$$86/8.5: \bar{P} = 86\%, \mathcal{G}_{c\ddot{a}i} = 8.5^\circ$$



84/8.5: $\bar{P} = 84\%$, $\mathcal{G}_{càà} = 8.5^\circ$

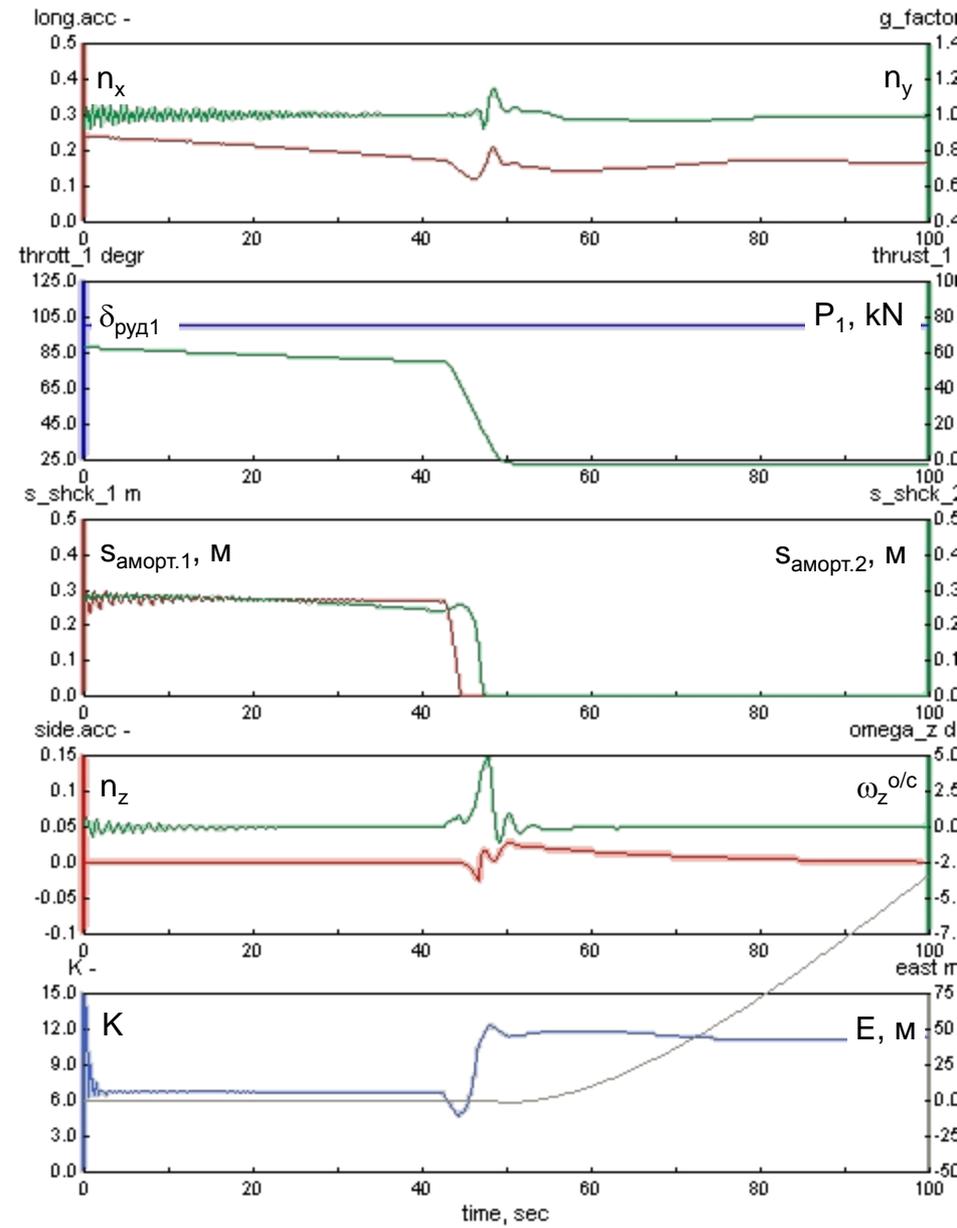
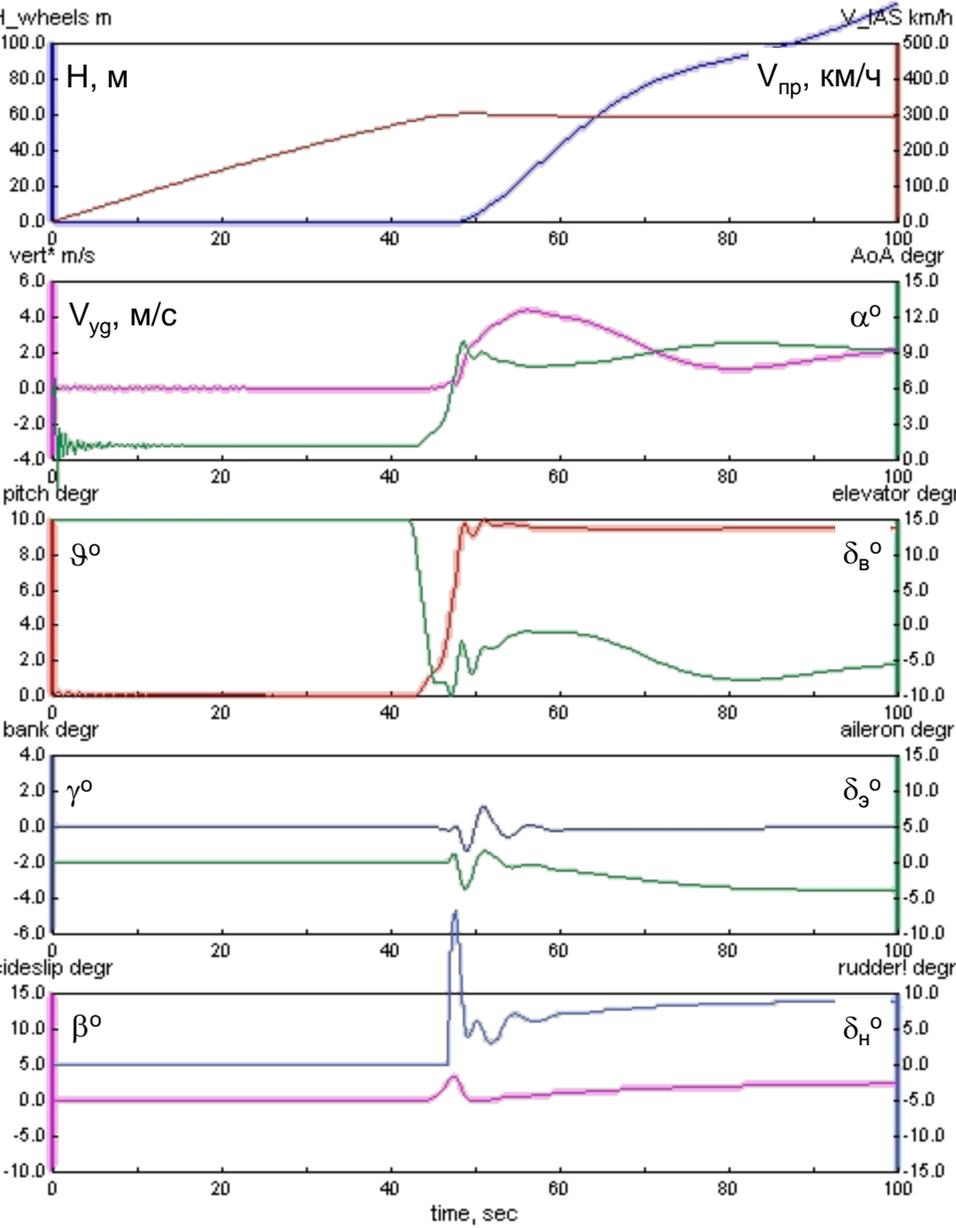


$$82/8.5: \bar{P} = 82\%, \vartheta_{cà\ddot{i}} = 8.5^\circ$$

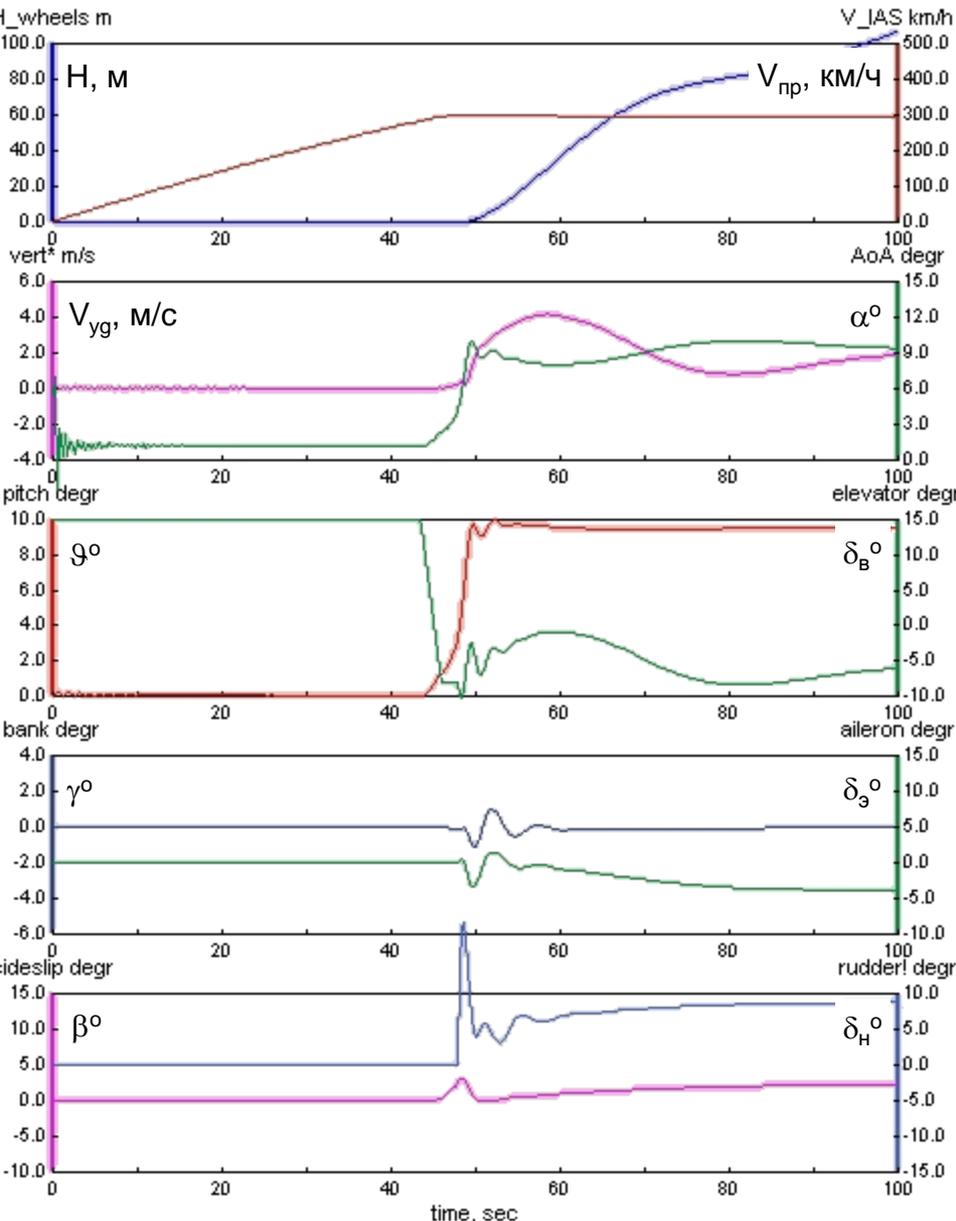


80/8.5: $\bar{P} = 80\%$, $\mathcal{G}_{3\sigma} = 8.5^\circ$

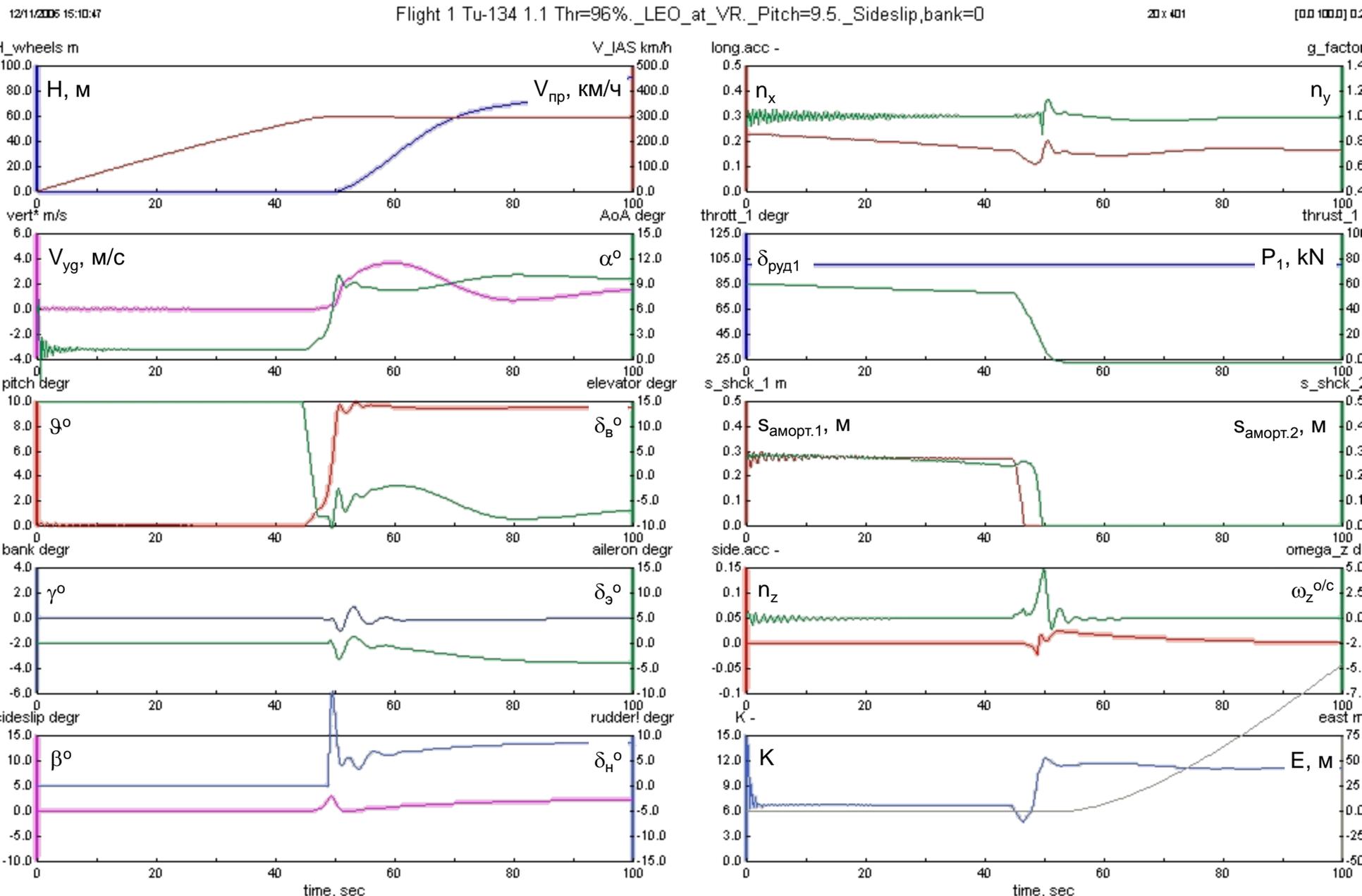
**Результаты моделирования
семейства ситуаций продолженного взлёта
при вариациях располагаемой взлётной тяги
от 100 до 80% и значении целевого угла тангажа
после отрыва, равном 9.5°**



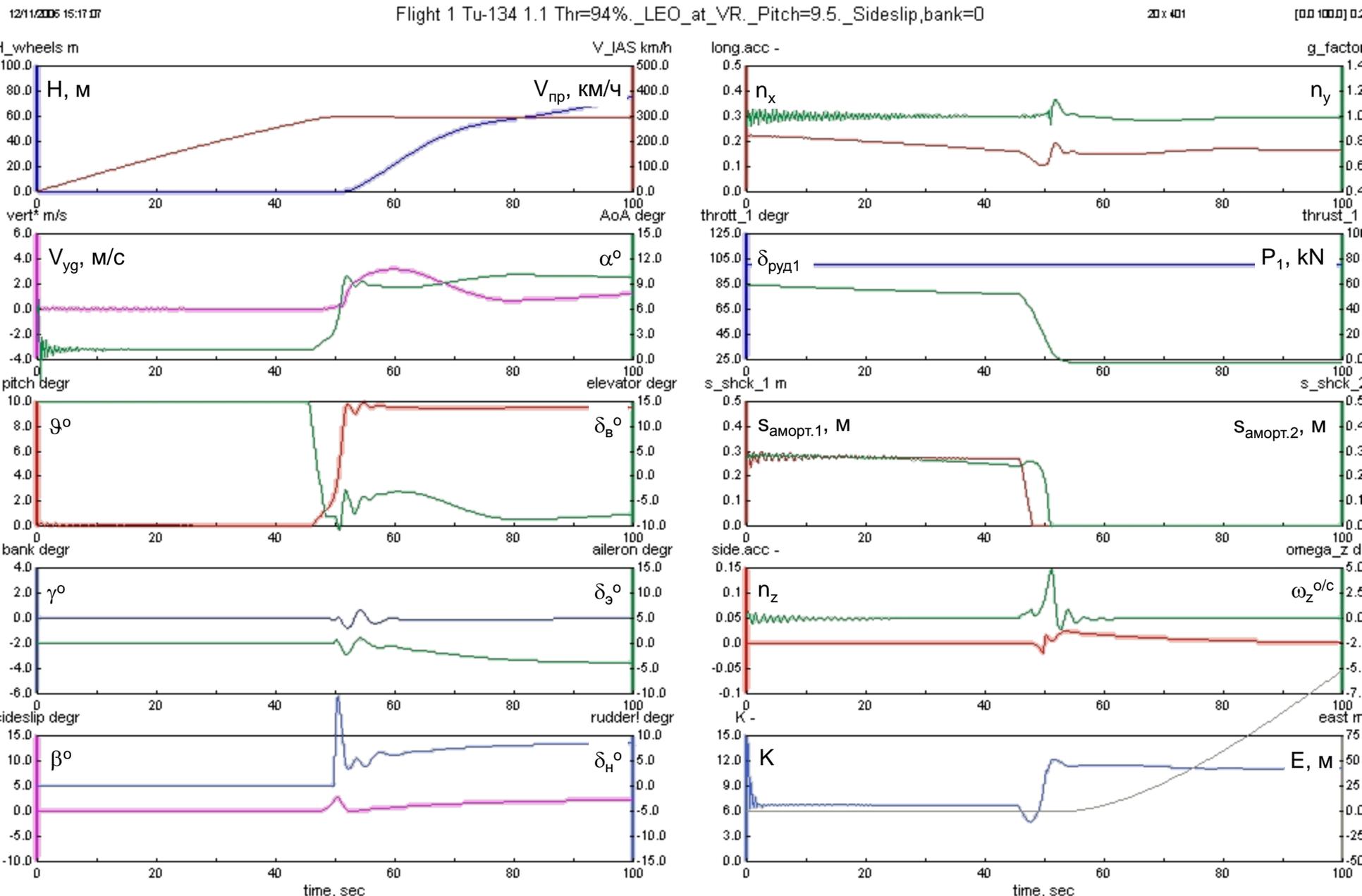
$$100/9.5: \bar{P} = 100\%, \vartheta_{зад} = 9.5^\circ$$



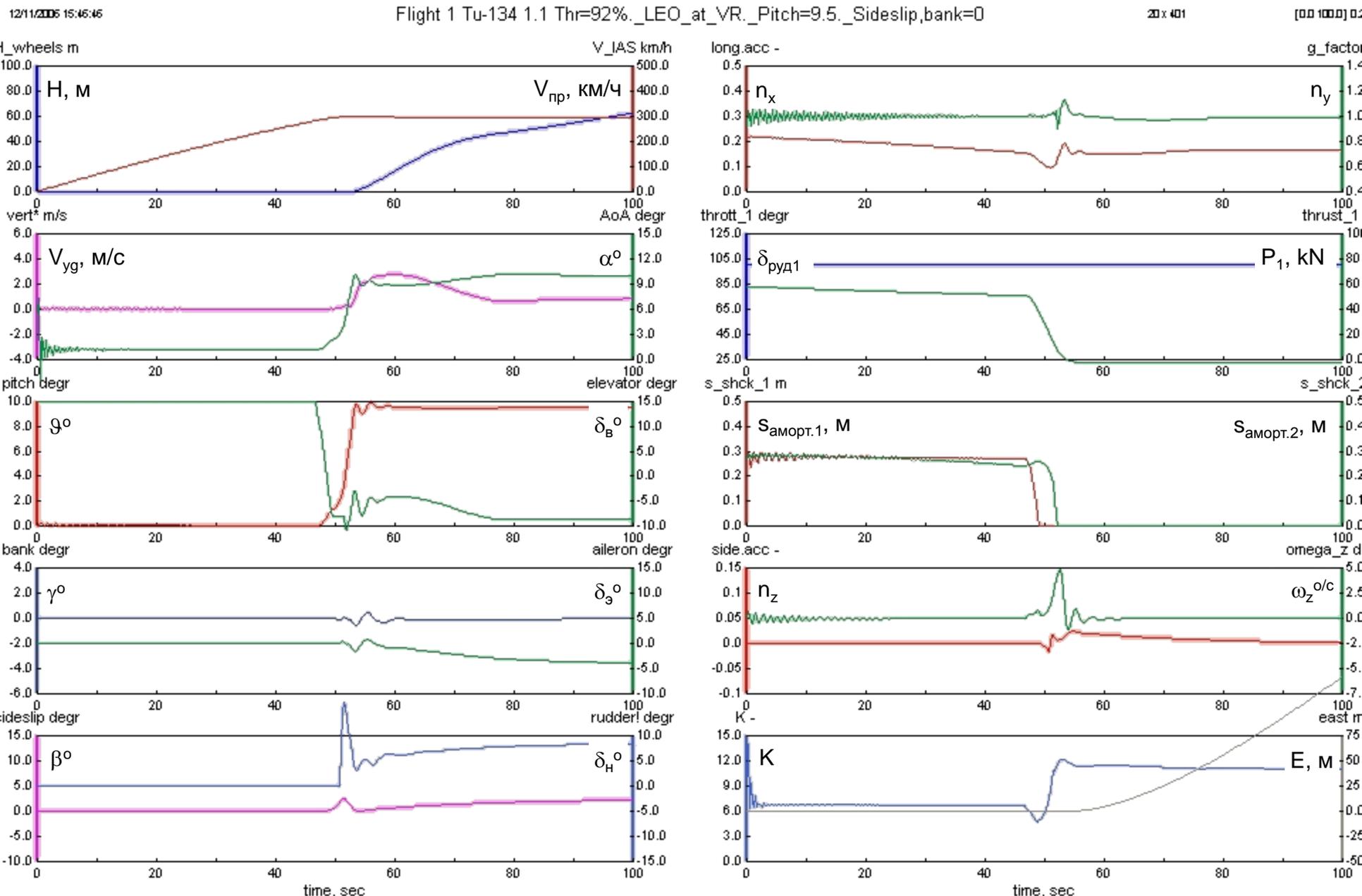
98/9.5: $\bar{P} = 98\%$, $\vartheta_{3\sigma} = 9.5^\circ$



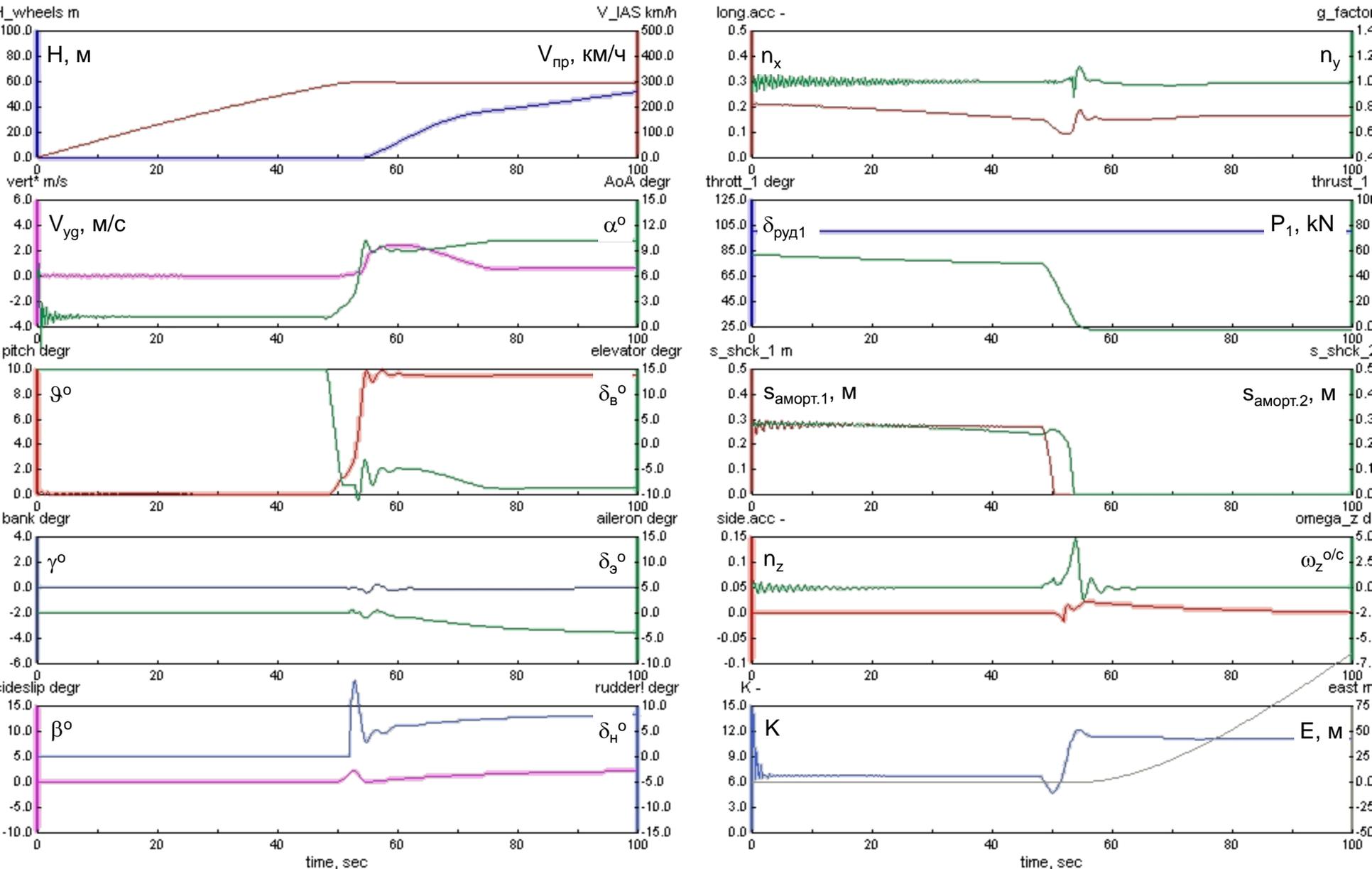
96/9.5: $\bar{P} = 96\%$, $\mathcal{G}_{3\sigma} = 9.5^\circ$



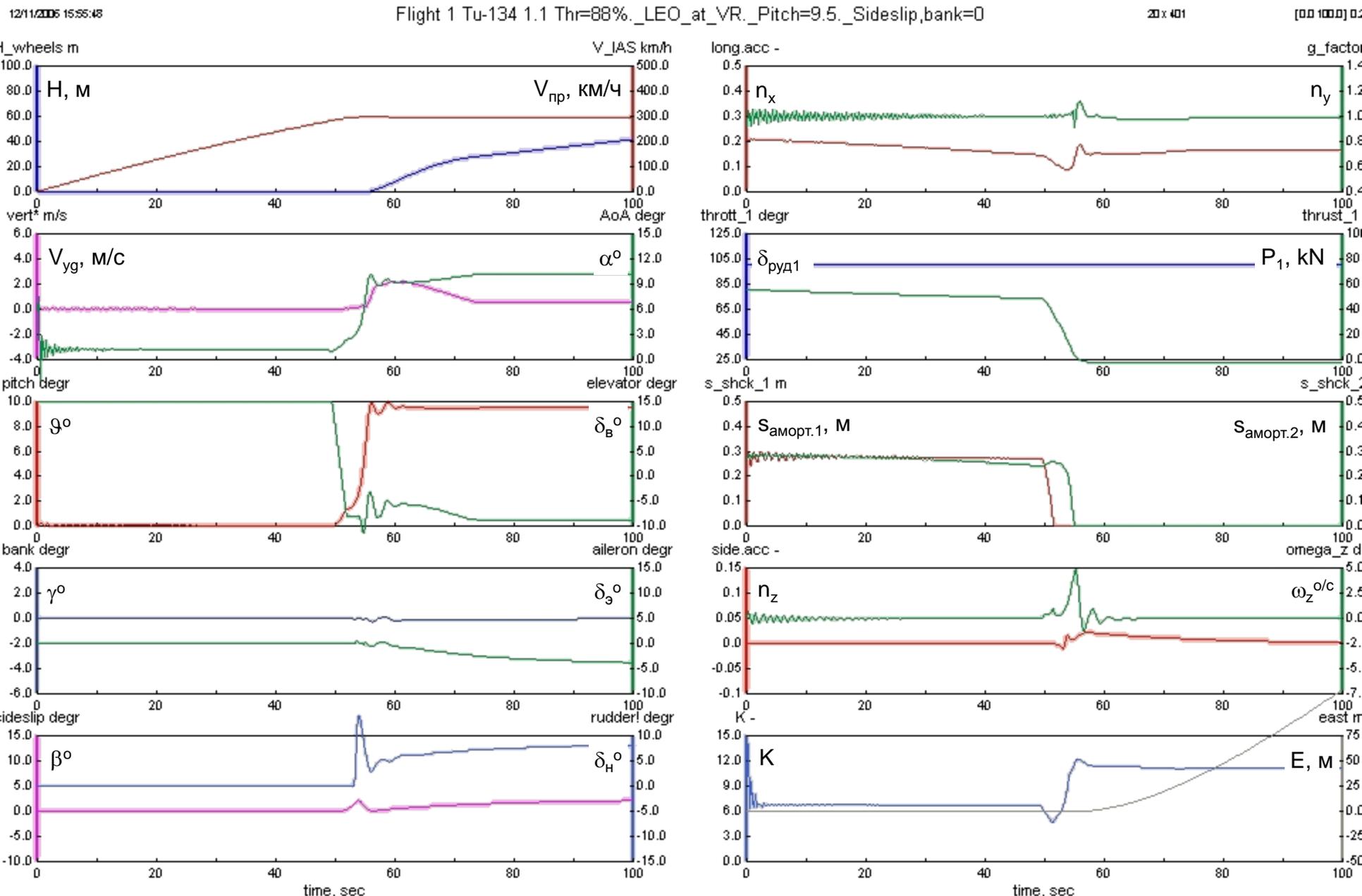
94/9.5: $\bar{P} = 94\%$, $\vartheta_{зад} = 9.5^\circ$



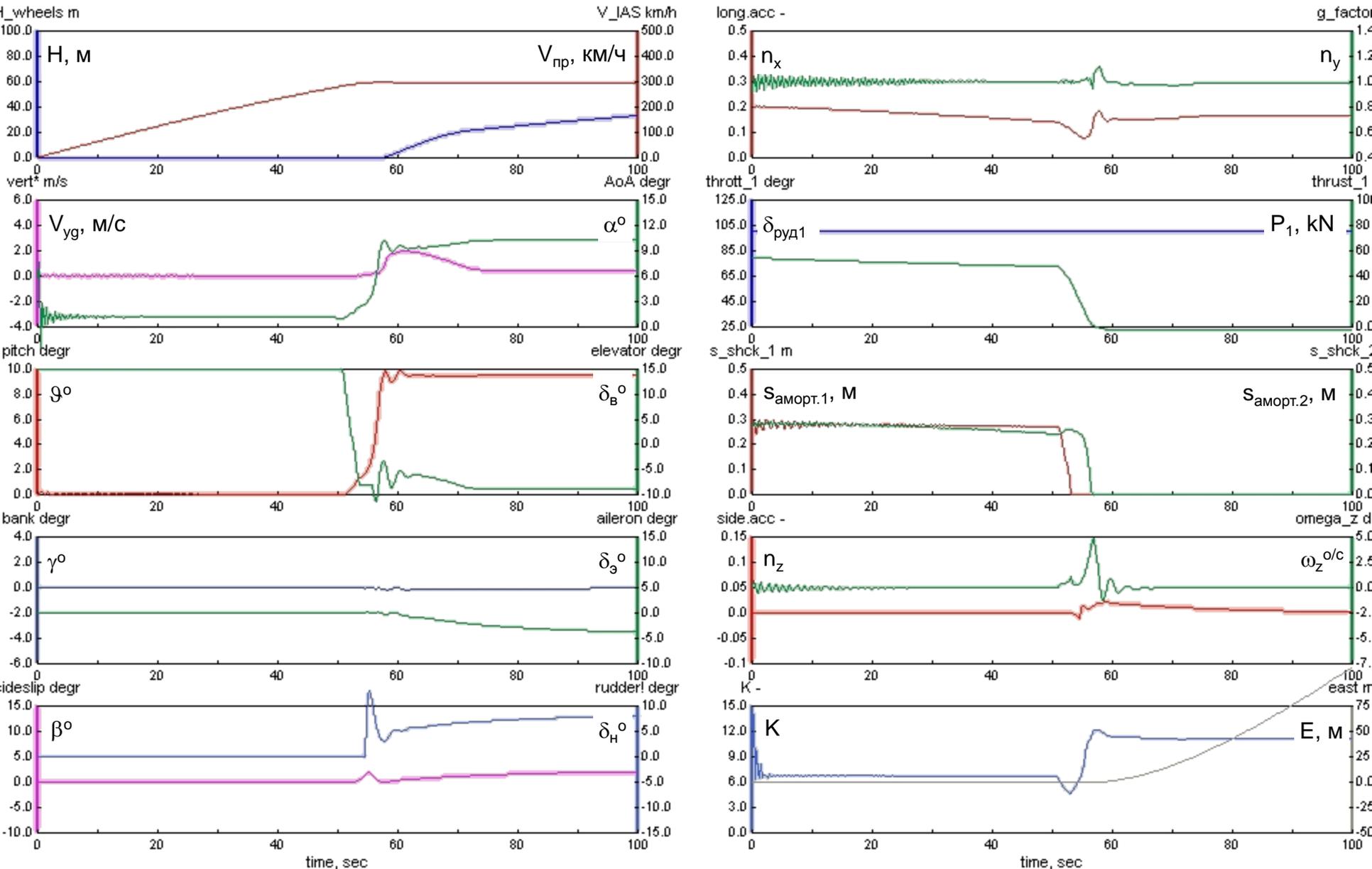
$$92/9.5: \bar{P} = 92\%, \vartheta_{3\sigma} = 9.5^\circ$$



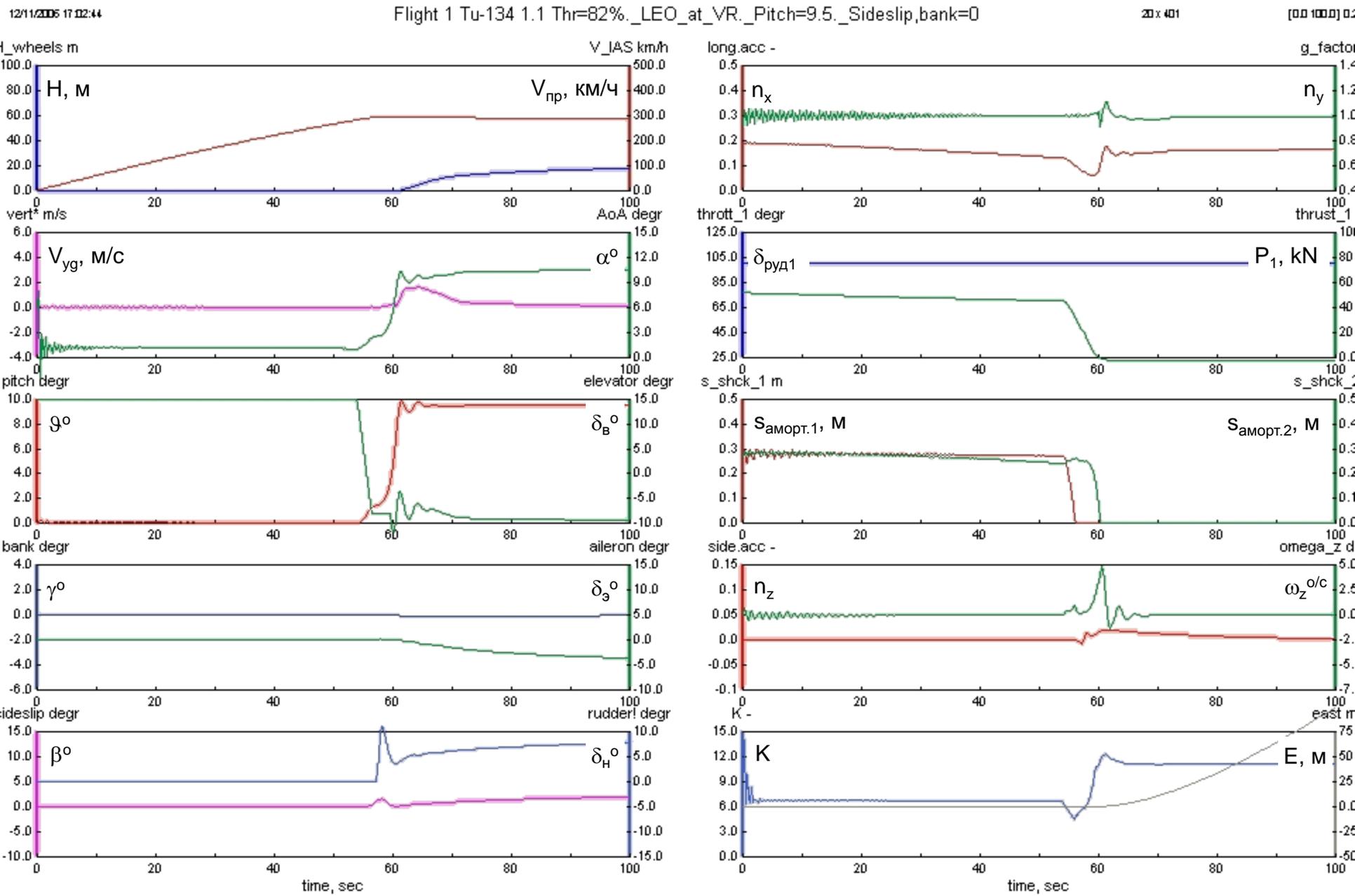
$$90/9.5: \bar{P} = 90\%, \vartheta_{300} = 9.5^\circ$$



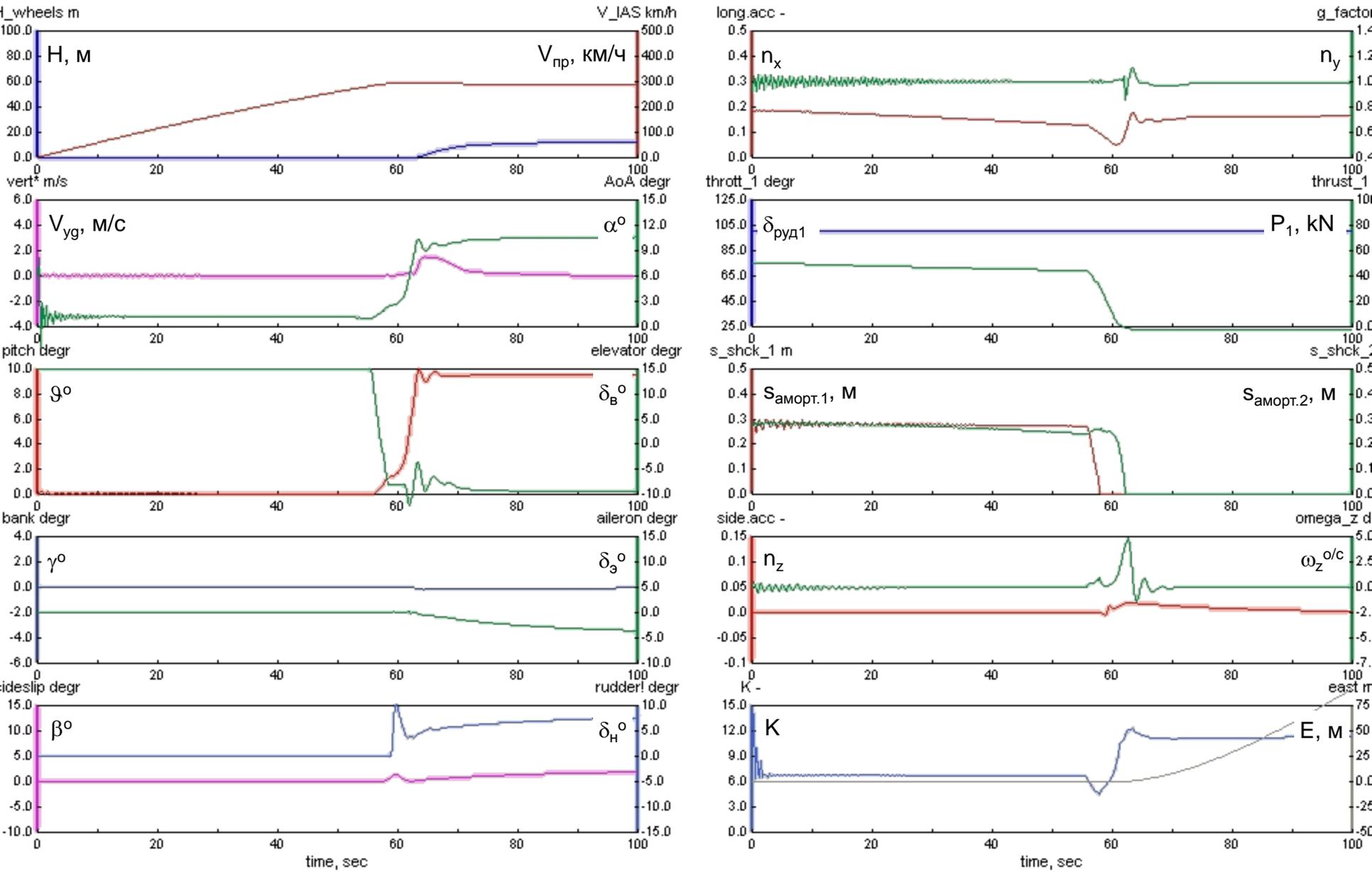
$$88/9.5: \bar{P} = 88\%, \vartheta_{зад} = 9.5^\circ$$



86/9.5: $\bar{P} = 86\%$, $\vartheta_{300} = 9.5^\circ$



$$82/9.5: \bar{P} = 82\%, \vartheta_{300} = 9.5^\circ$$



80/9.5: $\bar{P} = 80\%$, $\vartheta_{300} = 9.5^\circ$

Промежуточные выводы

1. Предварительные результаты моделирования двух серий ситуаций продолженного взлёта показывают, что гипотеза, выдвинутая специалистами, о существенном влиянии в данном инциденте комбинации двух факторов “неполная располагаемая тяга на взлёте – программа изменения угла тангажа после отрыва” является правомерной.
2. Видно, что скорость полета по прибору при неизменном заданном угле тангажа после отрыва в условиях инцидента не увеличивается. Вместе с тем, на воздушном участке при пониженной тяге работающего двигателя высота полёта также не растёт.
3. Уменьшение же угла тангажа после распознавания события “отказ двигателя” и отрыва самолёта от ВПП при неполной тяге приводит к резкой посадке самолета и возможному касанию ВПП. Влияние такой программы уменьшения угла тангажа (близкой к записанной на МСРП) после отрыва следует проверить в вычислительном эксперименте на ситуационной модели.
4. Более точную оценку уровня располагаемой тяги двигателей на взлёте в данном случае взлёта можно будет дать при включении в сценарий моделирования других факторов или уточнении рассмотренных (управления торможением после касания, ветрового режима, уклона ВПП, скорости V_R , момента отказа и т.д.).
5. Следует уточнить соответствие взлётной массы самолёта ограничениям. Следует также уточнить фактическую величину массы топлива и полезной загрузки, а также положение стабилизатора в инциденте. Влияние значения центровки 21% примерно соответствует данным, полученным на выходе модели.

Предложение по программе дальнейших исследований инцидента на ситуационной модели

1. Демонстрация работоспособности системной модели полёта самолета Ту-134 на других режимах полёта (с целью формирования доказательной документации).
2. Уточнённая оценка уровня располагаемой тяги двигателей на взлёте в инциденте.
3. Воспроизведение ситуации прерванного взлёта самолёта с учётом других вероятных факторов влияния. Сравнение результатов моделирования с фактическими записями полёта по данным МСРП и измерений траектории.
4. Проверка новых или уточнённых рабочих гипотез относительно механизма и причин развития ситуации, которые могут быть выдвинуты специалистами.
5. Поиск способов безопасного взлёта при помощи системной модели и метода ситуационных деревьев.
6. Разработка рекомендаций по безопасному разрешению подобных ситуаций в будущем.

Список использованных источников

(См. материалы информационного диска)

Тотиашвили Л.Г., Бурдун И.Е. Отчеты РКИИ ГА и РЭЦ ГосНИИ ГА по моделированию полета самолета Ту-134 (г. Рига, 1979-198гг.)

Описание обстоятельств инцидента, схема замеров на месте происшествия (“кроки”), записи параметров полета самолёта в ситуации инцидента, предоставленные специалистами.

Выдержки из лётно-методической документации самолёта Ту-134А.

Лигум Т.Л., “Аэродинамика самолёта Ту-134А”, М., “Транспорт”, 1975.