

УДК 534.1:539.3:534.1

## **Динамическое состояние конструкции летательного аппарата при аварии на этапе взлета**

Г.Л. Родионов, А.С. Сидоренко

*Представлены методика и результаты численного анализа динамического состояния летательного аппарата (ЛА) при его аварийном падении на этапе взлета. Рассматривается задача о соударении силовой конструкции ЛА с преградой, воспроизводящей свойства грунта при заданных условиях подхода. Задача нестационарного взаимодействия решена с использованием метода конечного элемента (МКЭ), на основе которого разработаны модели силовой конструкции и преграды. Получены зависимости от времени перемещений, скоростей и ускорений в различных точках конструкции ЛА. Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 06-08-01005).*

### **1. Введение**

Исследование динамического состояния конструкции ЛА при аварийных ситуациях имеет значительную актуальность. Одним из наиболее вероятных видов аварии является соударение с поверхностью грунта при взлете из-за отказов двигателей или механизмов управления. При соударении происходит деформирование и частичное разрушение конструкции ЛА и преграды. Оценки характеристик динамического состояния конструкции ЛА в процессе соударения необходимы, например, при оценке степени опасности аварии для экипажа, груза или силовой конструкции ЛА, возможности срабатывания взрыво- и пожароопасных элементов. Экспериментальное изучение этой задачи является весьма сложным и дорогостоящим. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций существенно определяется качеством расчетных моделей, т.е. степенью их адекватности реальным конструкциям и условиям эксплуатации, а также возможностью получения достоверных исходных данных. Методика и результаты численного моделирования плоского движения конструкции ЛА при соударении с преградой изложена в работе / 1/.

В данной работе исследуется пространственная задача о поведении конструкции ЛА при неупругом косом ударе о неподвижную деформируемую преграду. Заданы геометрические, жесткостные и массовые характеристики конструкции, вязкоупругие характеристики преграды и условия подхода ЛА к преграде. Условиями подхода являются составляющие вектора скорости центра масс конструкции в момент предшествующий удару и углы, определяющие положение ЛА в пространстве относительно поверхности преграды. Форма передней части конструкции не учитывается, т.к. предполагается, что при заданных скоростях аварийного соударения носовая часть фюзеляжа полностью разрушается на начальном этапе удара.

При решении задачи ударного взаимодействия механические характеристики преграды непосредственно не задаются. Параметры вязкоупругой модели преграды подбираются с использованием предположения о длительности процесса соударения и степени поглощения энергии удара конструкцией ЛА и преградой. Длительность процесса соударения соответствует интервалу времени действия ударных нагрузок, превышающих определенный уровень, и зависит в основном от условий подхода и механических характеристик конструкции и преграды. Характеристики процесса соударения конструкции и преграды определяются из решения связанной задачи ударного взаимодействия учетом неупругих свойств конструкции и преграды, определяющих степень поглощения энергии удара конструкцией ЛА и преградой.

## ***2. Разработка численных моделей деформируемой конструкции и преграды***

Задача о нестационарном движении конструкции ЛА при действии кратковременных ударных нагрузок обычно решается с использованием различных приближенных методов. Для упругой конструкции наиболее часто используется метод разложения решения по формам собственных колебаний конструкции. При реализации этого метода основной сложностью является определение собственных форм нерегулярной конструкции ЛА, которая обычно моделируется как система балок с переменными характеристиками массы и жесткости. Для определения характеристик движения при кратковременных ударных воздействиях необходимо учитывать в решении достаточно высокие формы колебаний, т.е. разрешающая система обыкновенных дифференциальных уравнений должна иметь высокий порядок. Реализация приближенных методов при учете относительно большого числа форм колебаний является весьма трудоемкой. В настоящее время наиболее рациональным путем решения задач о колебаниях сложных конструкций является использование метода КЭ, который реализован в виде компьютерных интерактивных систем для персональных ЭВМ. Применение МКЭ позволяет обеспечить достаточно высокую точность моделирования массовых и жесткостных характеристик конструкции.

В работе решение проводится с использованием универсальной системы анализа COSMOS/M (версия 2.5). Моделирование конструкции выполняется традиционными КЭ из библиотеки системы. Характеристики конструкции ЛА заданы в виде таблицы центровки и эпюр поперечных сечений, изгибных и крутильной жесткостей.

Силовая конструкция моделируется с помощью балочных пространственных КЭ (BEAM3D) с переменными по длине характеристиками жесткости. Для моделирования частей конструкции, не являющихся силовыми (агрегаты, грузы, экипаж, топливо и т.д.) использованы элементы массы (MASS).

Увеличение точности моделирования достигается за счет использования наборов КЭ с различными свойствами. При моделировании массовых характеристик обеспечивалось соответствие не

только общей массы, но и центровки КЭ модели и конструкции. Учитывалась также геометрия и сопротивление стоек шасси как нелинейных вязкоупругих элементов.

Для моделирования процесса соударения, помимо массовых и жесткостных характеристик конструкции, задаются параметры движения конструкции относительно поверхности преграды в момент, непосредственно предшествующий соударению (скорость центра масс  $V_0$  и угол наклона траектории  $\theta$ ), также углы атаки  $\alpha$ , скольжения  $\beta$ , крена  $\gamma$ , характеризующие пространственное положение конструкции ЛА относительно поверхности преграды в этот же момент времени. Угол  $\theta$  определяется как разность угла тангажа (угла между продольной осью ЛА и горизонтом) и угла атаки.

Считается также, что движение ЛА в процессе удара является пространственным, т.е. скорости центра масс и вращения относительно центра масс имеют по 3 компоненты. Скорость  $V_0$ , в общем случае не совпадающая по направлению с продольной осью ЛА, имеет 3 составляющие, одна из которых направлена по нормали к поверхности преграды, две другие – параллельны плоскости преграды. Начало координат принимается на продольной оси фюзеляжа  $x$  в сечении, приближенно соответствующем центру масс. Ось  $x$  направлена по полету.

Предполагается, что при заданных условиях соударения основная часть энергии движения конструкции поглощается за счет деформирования и частичного разрушения конструкции и преграды с разлетом фрагментов. При этом размер области интенсивного пластического деформирования и разрушения конструкции в направлении оси  $x$  обычно имеет порядок характерного размера поперечного сечения конструкции. В данном случае предполагается, что область интенсивного пластического деформирования конструкции локализована в пределах первых отсеков. Деформированные первый отсек и часть второго отсека условно представляются в виде сплошного цилиндра, ориентированного по оси  $x$  и помещенного в узле КЭ модели, соответствующем шпангоуту 7. Предполагается также, что максимальные значения ускорений наблюдаются на начальном участке процесса соударения и на этом участке процесса основная часть конструкции имеет преимущественно упругие деформации. Использование последнего предположения дает несколько завышенные значения максимальных ускорений.

При формировании КЭ модели наиболее подробно воспроизводятся жесткостные и массовые характеристики носовой части и центроплана ЛА, т.е. частей конструкции, через которые передается ударное нагружение, и которые оказывают основное влияние на динамическое состояние полезной нагрузки. Хвостовая часть конструкции моделируется относительно менее подробно. При наличии развитых консолей крыла или консолей с поворотными частями в силовую схему можно включать только их прикорневые части. Части консолей, достаточно удаленные от груза и основных агрегатов, заменяются массами. Возможность такого подхода основана на принципе ло-

кальности динамического состояния для сложных конструкций, являющегося аналогом принципа Сен-Венана в теории упругости.

Моделирование соударения выполнено для обобщенных условий аварийной ситуации, которые представлены в таблице 1. Эти условия соответствуют результатам анализа данных летных происшествий с ЛА данного типа. Они включают в себя кинематические параметры, массу изделия и вид преграды.

Таблица 1

$V_0$ , м/с	$\theta$ , град.	$\alpha$ , град.	$\beta$ , град.	$\gamma$ , град.	Преграда	Примечание
100	-10	5	5	15	горизонтальный глинисто - песчаный грунт	«взлет»; шасси убрано

Для оценки влияния неупругого сопротивления конструкции в целом используется обобщенная модель Рэлея, описывающая действие внешних и внутренних диссипативных сил пропорциональных соответственно массе и жесткости конструкции. Диссипативный оператор имеет вид  $\alpha [M] + \beta [C]$ . Первое слагаемое является линейной моделью внешнего вязкого трения. В этом случае диссипативный оператор пропорционален инерционному оператору  $[M]$ . Второе слагаемое соответствует использованию модели Фойхта для описания вязкоупругого поведения материала, когда диссипативный оператор пропорционален упругому оператору  $[C]$ .

В большинстве практических случаев достоверные данные о характеристиках сопротивления преграды при соударении отсутствуют. Их определение является самостоятельной проблемой. Эти характеристики зависят от большого числа факторов, основными из которых являются условия подхода и механические характеристики материалов конструкции и преграды. Среди механических характеристик наиболее существенное влияние оказывают твердость, плотность и параметры диаграмм «напряжение-деформация». Для более полного описания процесса соударения, необходимо также учитывать распространение упругих и пластических волн, влияние скорости деформирования на свойства материалов, конечные деформации и упрочнение, температурные эффекты и влияние трения, развитие зон разрушения в материалах, геометрию конструкции и преграды /2/.

Учет всех перечисленных факторов приводит не только к чрезвычайно сложной расчетной модели, но и требует чрезвычайно большого количества специальных исходных данных. Поэтому здесь рассматривается расчетная модель деформируемой преграды, которая обобщенно описывает упругое и неупругое сопротивление преграды движению конструкции

При разработке модели деформируемой преграды считается, что она создает упругое и неупругое сопротивление движению конструкции. Неупругое сопротивление, в свою очередь, включает в себя два вида трения: сухое (релаксационное) и вязкое. Параметры вязкоупругой модели преграды

определяются приближенно, исходя из предположения, что длительность процесса соударения  $t_n$  является известной. Величина  $t_n$  интегрально учитывает влияние перечисленных выше факторов и является достаточно устойчивой характеристикой системы «ударник – преграда». Существенным преимуществом использования величины  $t_n$  в качестве одной из основных характеристик ударного процесса является относительно несложное ее определение в эксперименте.

Моделирование сопротивления преграды и неупругого деформирования носовой части фюзеляжа при соударении выполнено с помощью специальных нелинейных КЭ “зазор-трение” (GAP) и “сосредоточенный демпфер” (CDEMP).

Сочетание наборов элементов CDEMP и GAP различного вида воспринимающих растяжение или сжатие позволяет моделировать широкий класс реальных нелинейностей: одно- и двусторонние зазоры с различными геометрическими, упругими и диссипативными характеристиками во взаимно противоположных направлениях. Поскольку КЭ "зазор- трение" до перекрытия зазора не имеет жесткости, то в случае, когда без учета односторонних связей и сил трения рассматриваемая конструкция становится механизмом, параллельно этому КЭ должны быть включены упругие элементы с малой жесткостью.

Для каждого шага решения вычисляется нормальная составляющая силы в зазоре (отрицательная для зазоров воспринимающих сжатие). Вычисленная сила трения прикладывается к системе в одном из узлов в направлении параллельном плоскости взаимодействия. Сила с таким же значением, но противоположным направлением прикладывается к другому узлу зазора. Составляющие реакции конструкции в заданных точках записываются в выходной файл.

Двумерный или трехмерный КЭ “CDEMP”, моделирующий вязкое сопротивление, определяется двумя узлами КЭМ. Если демпфер подсоединен к основанию, то соответствующий узел имеет метку “0”. Для элементов “CDEMP”, ориентированных в пространстве, задаются три составляющих коэффициента демпфирования  $D_x$ ,  $D_y$ ,  $D_z$ , которые соответствуют направляющим косинусам элементов.

При моделировании преграды используются наборы КЭ типов GAP и CDEMP с различными характеристиками, позволяющие варьировать упругие и неупругие свойства преграды для обеспечения заданной длительности процесса соударения и задания направления реакции преграды.

Вычислительная программа для определения динамических параметров конструкции при ударе составлена в виде командных модулей системы КЭ анализа COSMOS/M. Модули содержат команды формирования балочной модели конструкции ЛА (сетки узлов, наборов констант, элементов и условий закрепления), модели деформируемой нелинейной вязкоупругой преграды, начальные условия, параметры динамического анализа, параметры нагружения, команды записи результатов решения в выходные файлы и базу данных. При формировании сетки узлов задаются узлы соединения нелинейных элементов, моделирующих преграду, с носовой частью конструкции, стойками шасси и с жестким основанием.

После загрузки программы в систему выполняется ее отладка. Процедура отладки включает в себя проверку правильности задания узлов и соединения элементов с помощью команды RUN CHECK, соответствия КЭМ исходным данным по массе и центровке, корректность определения собственных форм и частот. Далее контролируется правильность задания параметров динамического анализа, характеристик нелинейных элементов CDEMP и GAP, набора выходных данных. Наиболее сложным при отладке является подбор параметров элементов CDEMP и GAP.

КЭ модель конструкции ЛА с нумерацией узлов представлена на рис. 1. Узлы 25–79 соответствуют зонам конструкции, в которых размещается полезный груз; Узлы 121–126 – точкам контакта конструкции с преградой.

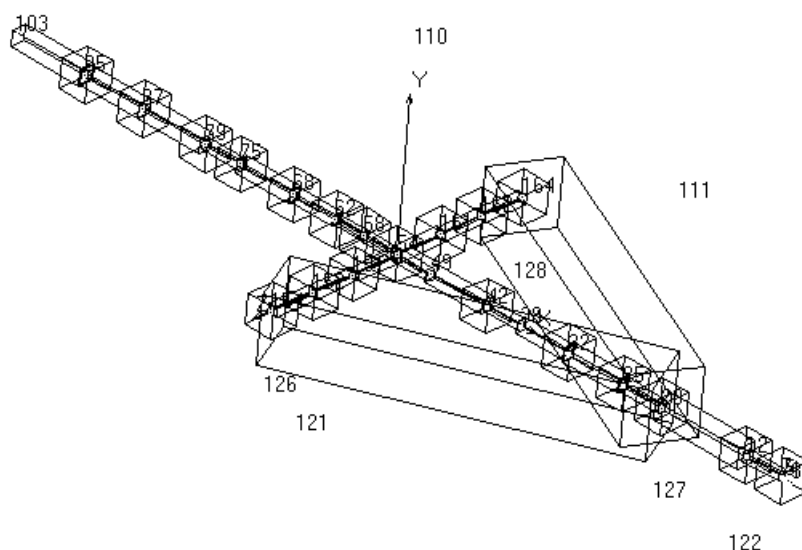


Рис. 1

После отладки выполняются команды расчета собственных частот и форм колебаний, и далее решение задачи нелинейного динамического поведения конструкции. Для оценки параметров динамического состояния конструкции используется метод разложения по формам собственных колебаний. Влияние гравитационного ускорения не учитывается, т.к. оно мало по сравнению с ускорениями при ударе. Составляющие реакции конструкции в заданных точках записываются в выход-

ной файл. На рис. 2 показана часть файла вывода результатов с основными параметрами задачи, массовыми, упругими и демпфирующими характеристиками КЭМ конструкции и таблица собственных частот. Данные частотного анализа и соответствие результатов расчета массы конструкции и положения центра масс с данными таблицы центровки подтверждают корректность КЭ моделирования.

C O N T R O L I N F O R M A T I O N

SOLUTION MODE . . (MODEX) = 2 EQ. 2, DYNAMIC ANALYSIS  
 CONVERGENCE TOLERANCE. . . . . (RTOL)= 0.1000000E-03  
 COMPOSITE MODAL DAMPING CALC. FLAG . . . (IMDC)= 1

M O D A L A N A L Y S I S - P O S T P R O C E S S C O N T R O L I N F O R M A T I O N

SOLUTION MODE . . (MODEX) = 2 EQ. 2, DYNAMIC ANALYSIS

-----  
 M A S S M O M E N T I N F O R M A T I O N  
 -----

MASS	0.260449E+05	VOLUME	0.373173E+01	WEIGHT	0.000000E+00
MASS MOMENT OF INERTIA W.R.T. C.G.					
IX	0.291109E+06	IY	0.178600E+07	IZ	0.149774E+07
MASS PRODUCT OF INERTIA W.R.T. C.G.					
PXY	0.000000E+00	PXZ	0.506883E-04	PYZ	0.000000E+00
RADII OF GYRATION W.R.T. C.G.					
RX	0.334323E+01	RY	0.828093E+01	RZ	0.758328E+01
CENTER OF GRAVITY					
CGx	0.238484E+00	CGy	0.000000E+00	CGz	-0.732331E-08
PRINCIPAL MASS MOMENT OF INERTIA					
P1	0.178600E+07	P2	0.149774E+07	P3	0.291109E+06
PRINCIPAL RADII OF GYRATION					
R1	0.828093E+01	R2	0.758328E+01	R3	0.334323E+01

-----

S O L U T I O N P A R A M E T E R S

NUMBER OF EIGENVALUES. . . . . (NFR)= 40  
 MASS TYPE: 1-LUMPED,2-CONSISTENT. . . . (MASS)= 1  
 MODE SHAPE PRINT FLAG. . . . . (MPRNT)= 0  
 INTERMEDIATE SOLUTION PRINT FLAG . . . . (IFPR)= 0  
 STURM SEQUENCE CHECK FLAG. . . . . (IFSS)= 0  
 MAXIMUM NUMBER OF ITERATIONS . . . . . (ITMAX)= 24  
 FREQUENCY SHIFT FLAG . . . . . (IFRSH)= 1

O R

C O N T R O L I N F O R M A T I O N

NUMBER OF NODAL POINTS..... (NUMNP) = 164

D A M P I N G D A T A

DAMPING FLAG..... (IDAMP) = 3  
 EQ.1 , RAYLEIGH DAMPING EQ.2 , MODAL DAMPING (USER DEFINED)  
 EQ.3 , MODAL DAMPING (CALCULATED FOR COMPOSITE MATERIALS)

NUMBER OF FREQUENCIES INCLUDED . . . . . (NFREQ) = 30  
 NUMBER OF TIME STEPS . . . . . (NSTE)= 500  
 TIME STEP INCREMENT . . . . . (DT) = .2000E-02  
 TIME AT SOLUTION START . . . . . (TSTART)= .0000E+00  
 PRINTING INTERVAL . . . . . (IPRI)= 1

EQ.2, All RESPONSES Absolute

C O N C E N T R A T E D		D A M P E R S		
NODE1	NODE2	CONCENTRATED DAMPERS		
	X-TRANS	Y-TRANS	Z-TRANS	
3	123	.1000E+05	2000.	500.0
154	126	5000.	5000.	2000.
7	124	5000.	1000.	1000.
20	122	2000.	1000.	1000.
5	0	.1000E+05	.1000E+05	1000.
7	12	2000.	2000.	1000.

Рис. 2(1)



Рис. 2(2)

G A P E L E M E N T S				
NUMBER OF GAP ELEMENTS . . . . . = 7				
NODE-1	NODE-2	GAP-DISTANCE	GAP-STIFFNESS	FRICITION-COEF.
154	121	.10000E-01	.10000E+06	.20000
3	123	.10000	20000.	.10000
5	124	.10000	20000.	.10000
7	123	-4.0000	50000.	.20000
154	126	-.10000	50000.	.20000
12	127	-3.0000	50000.	.20000
7	122	-2.0000	50000.	.20000

FREQUENCY NUMBER	FREQUENCY (RAD/SEC)	FREQUENCY (CYCLES/SEC)	PERIOD (SECONDS)
1	0.1970506E-05	0.3136158E-06	0.3188615E+07
2	0.6160148E-06	0.9804180E-07	0.1019973E+08
3	0.9029661E-06	0.1437115E-06	0.6958385E+07
4	0.3235440E-05	0.5149362E-06	0.1941988E+07
5	0.3564961E-05	0.5673811E-06	0.1762484E+07
6	0.4913679E-05	0.7820363E-06	0.1278713E+07
7	0.1535264E+02	0.2443448E+01	0.4092577E+00
8	0.2541735E+02	0.4045297E+01	0.2472007E+00
9	0.3312094E+02	0.5271361E+01	0.1897043E+00
10	0.3944061E+02	0.6277167E+01	0.1593075E+00
11	0.4027662E+02	0.6410224E+01	0.1560008E+00
12	0.5561686E+02	0.8851697E+01	0.1129727E+00
13	0.5665686E+02	0.9017219E+01	0.1108989E+00
14	0.5730341E+02	0.9120121E+01	0.1096477E+00
15	0.6652730E+02	0.1058815E+02	0.9444522E-01
16	0.8080270E+02	0.1286015E+02	0.7775960E-01
17	0.1061677E+03	0.1689711E+02	0.5918171E-01
18	0.1088770E+03	0.1732832E+02	0.5770900E-01
19	0.1234147E+03	0.1964206E+02	0.5091115E-01
20	0.1340892E+03	0.2134095E+02	0.4685827E-01
21	0.1364070E+03	0.2170985E+02	0.4606204E-01
22	0.1373829E+03	0.2186517E+02	0.4573485E-01
23	0.1414945E+03	0.2251955E+02	0.4440587E-01
24	0.1439320E+03	0.2290750E+02	0.4365383E-01
25	0.1485713E+03	0.2364586E+02	0.4229071E-01
26	0.1660752E+03	0.2643168E+02	0.3783338E-01
27	0.1791121E+03	0.2850658E+02	0.3507963E-01
28	0.1833437E+03	0.2918006E+02	0.3426998E-01
29	0.1842475E+03	0.2932390E+02	0.3410188E-01
30	0.1882892E+03	0.2996716E+02	0.3336986E-01
31	0.2073899E+03	0.3300713E+02	0.3029649E-01
32	0.2169636E+03	0.3453083E+02	0.2895963E-01
33	0.2286778E+03	0.3639521E+02	0.2747614E-01
34	0.2300563E+03	0.3661460E+02	0.2731151E-01
35	0.2429488E+03	0.3866650E+02	0.2586218E-01
36	0.2544422E+03	0.4049573E+02	0.2469396E-01
37	0.2644174E+03	0.4208333E+02	0.2376238E-01
38	0.2673195E+03	0.4254522E+02	0.2350440E-01
39	0.2769592E+03	0.4407943E+02	0.2268632E-01
40	0.2858535E+03	0.4549500E+02	0.2198044E-01

На заключительном этапе загружаются команды постпроцессорной обработки результатов динамического анализа для определения параметров напряженно- деформированного состояния конструкции и формирования графиков выходных результатов (составляющих перемещений, скоростей, ускорений, деформаций и напряжений в узлах КЭ модели).

### 3. Результаты расчетных исследований динамического состояния

Расчетные исследования проводились для КЭ модели, соответствующей условиям, представленным в таблице 1. Материал конструкции – алюминиевый сплав. Масса ЛА соответствовала его взлетной массе с полной загрузкой и выработкой 10% топлива.

В качестве начальных условий для всех узлов конструкции принимались нулевые перемещения и скорость  $V_0$  в направлении оси  $x$ . Параметры деформируемой преграды задавались так, чтобы время торможения конструкции (время затухания процесса ускорения) составляло  $t_n \leq 1.0$  с. Время затухания процесса определяется по выполнению условия  $A/A_{\max} \leq 1/e^n$ , в котором  $A$  и  $A_{\max}$  – текущее и максимальное амплитудные значения процесса соответственно.

Существенным фактором, определяющим характер движения конструкции ЛА в процессе соударения для принятых условий подхода, является сочетание относительно малого угла тангажа ( $-5^\circ$ ) и значительного угла крена ( $\gamma=15^\circ$ ). При таком сочетании угловых параметров и при достаточно большом размахе крыла первый удар о преграду приходится на конец консоли. Поэтому параметры движения конструкции здесь будут существенно зависеть от характеристик жесткости консоли. Положение фюзеляжа в момент его удара о преграду зависит от многих факторов, но в первую очередь от характеристик жесткости консоли и распределения масс фюзеляжа. Поэтому здесь существенными являются поперечные составляющие ускорения, а параметры движения конструкции существенно зависят от характеристик жесткости консоли.

Результаты вычислений параметров динамического состояния конструкции представлены на рис. 3 – 19 в виде графиков зависимостей от времени ускорений, скоростей и перемещений в характерных сечениях конструкции. Для всех параметров приведены абсолютные значения в исходной системе координат, связанной с недеформированным ЛА в начальный момент времени.

На рис. 3 представлены зависимости для результирующего ускорения в сечениях конструкции, соответствующих узлам 25, 79; на рис. 4 – узлам 54 ( $x=0$ ), 154 (правая консоль), на рис. 5 – узлам 38, 68 (сечения, соответствующие центрам масс полезного груза). Результирующее ускорение определяется как модуль вектора, полученного сложением составляющих ускорения при поступательном движении по трем осям и повороте вокруг этих осей. Зависимости для составляющих ускорения по направлению оси  $x$  в сечениях, соответствующих узлам 25, 54, 79 и составляющих ускорения по осям  $x, y, z$  в сечениях, соответствующих узлам 54 и 154 даны на рис. 6, 7 и 8 соответственно.

Из приведенных графиков следует, что процесс ударных ускорений является знакопеременным вследствие колебаний конструкции. Наибольший уровень имеют составляющие ускорений по оси  $x$  (в направлении наибольшей жесткости конструкции). Уровень результирующих ускорений

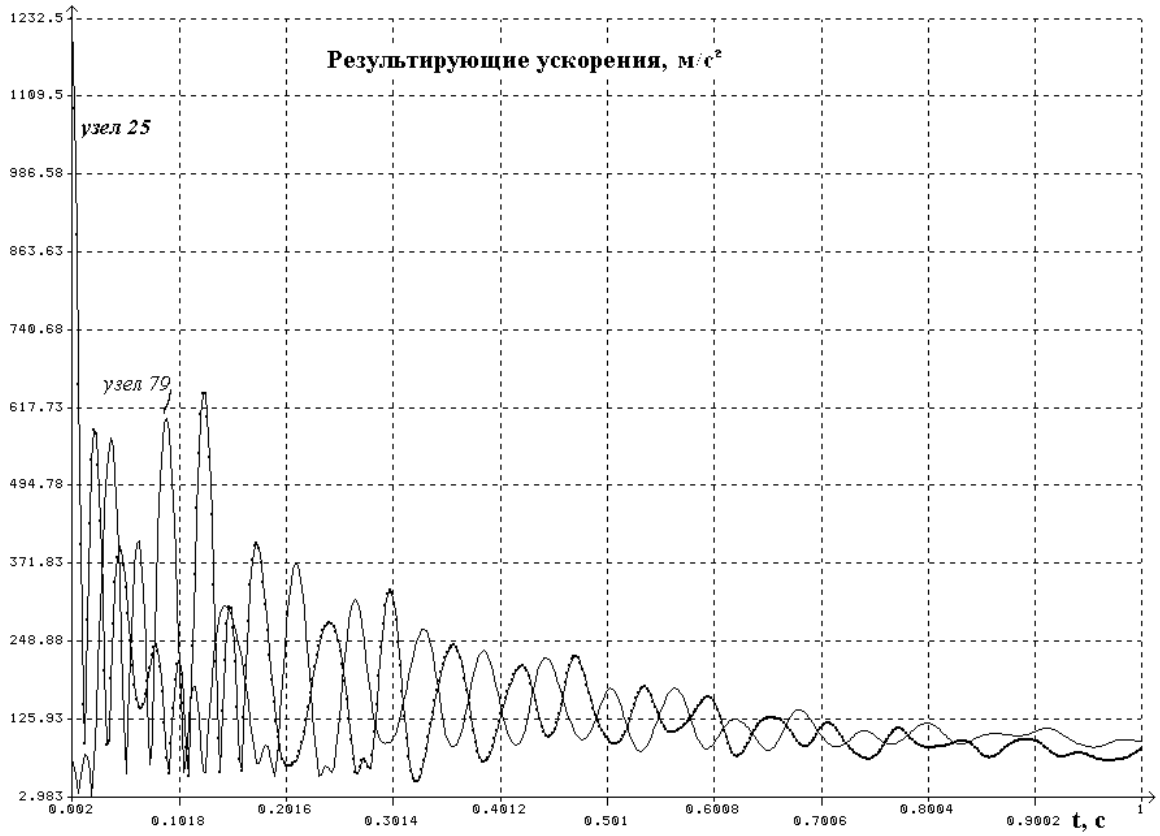


Рис. 3

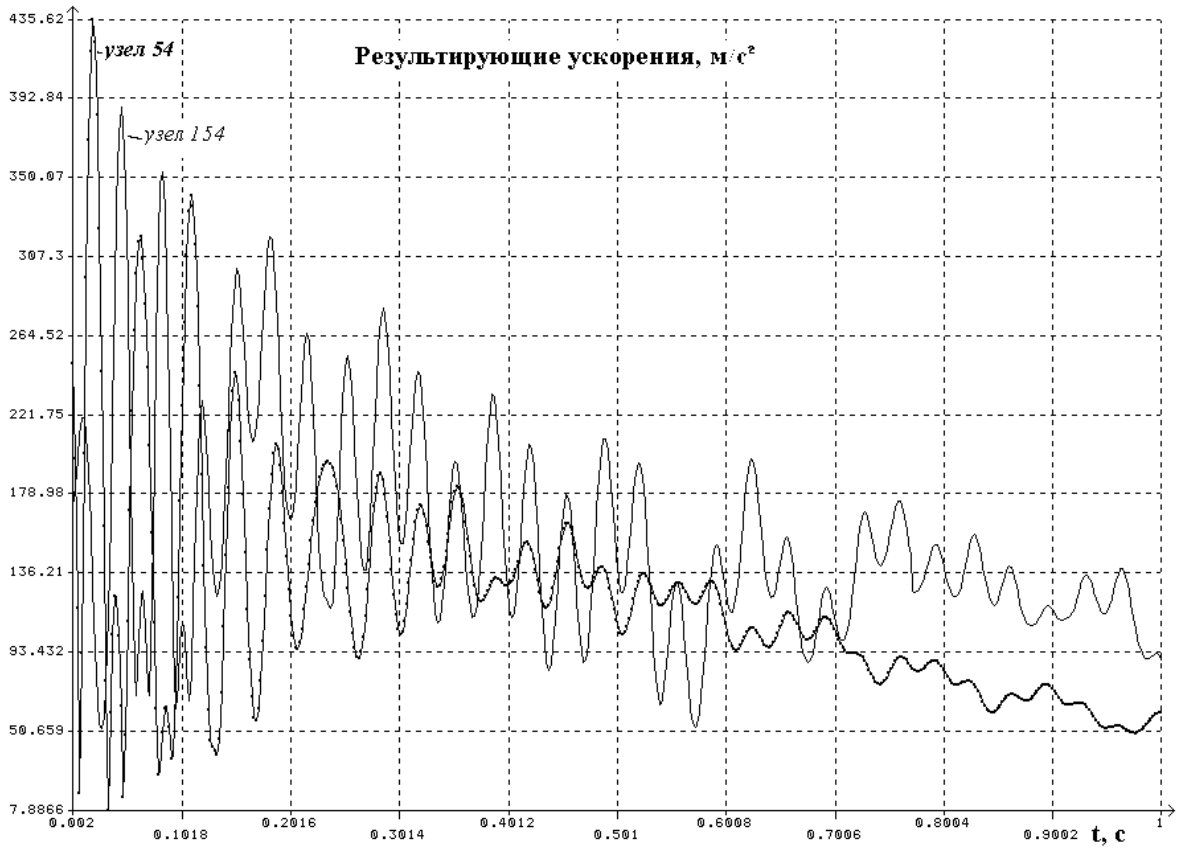


Рис. 4

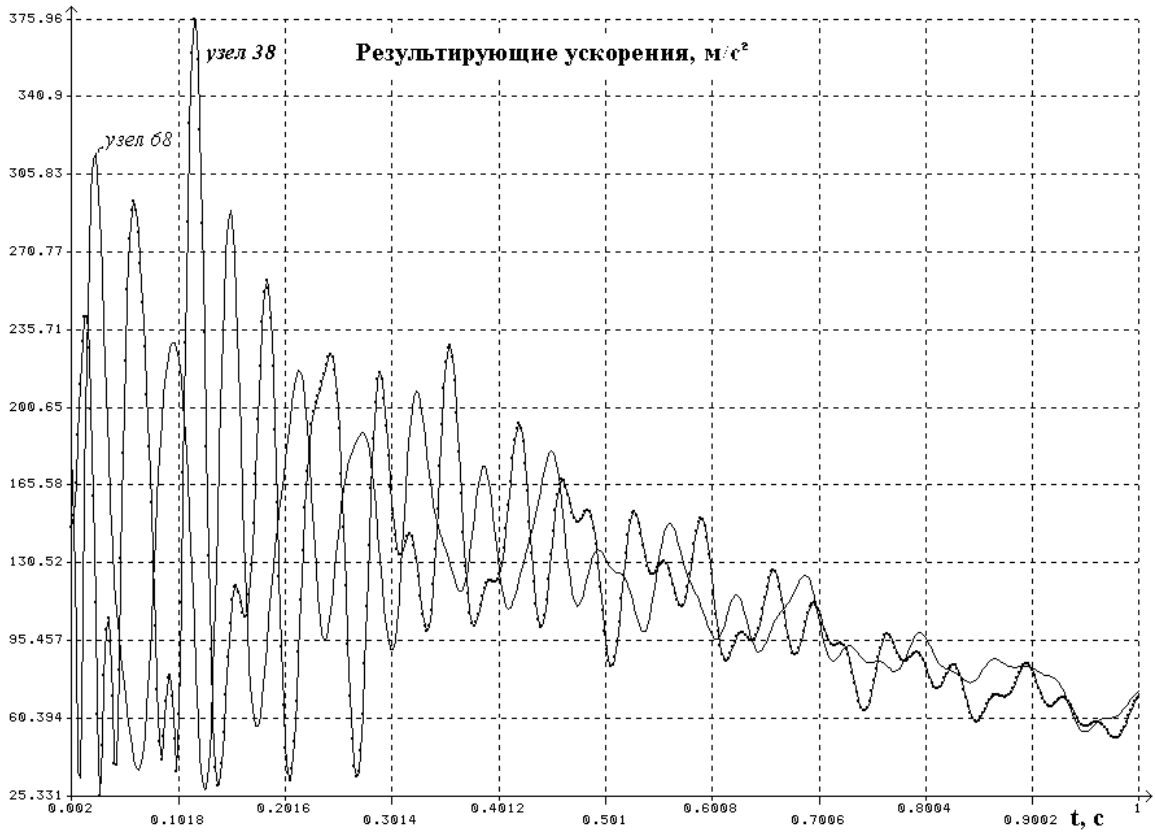


Рис. 5

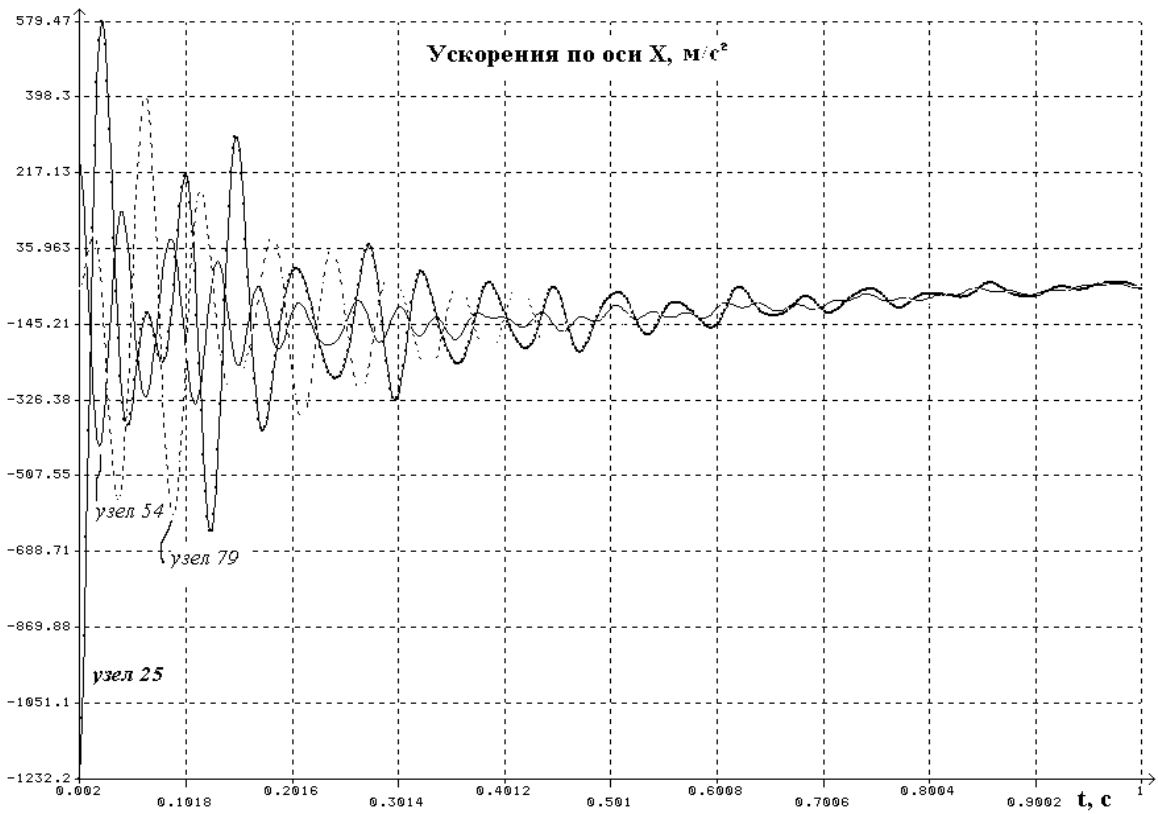


Рис. 6

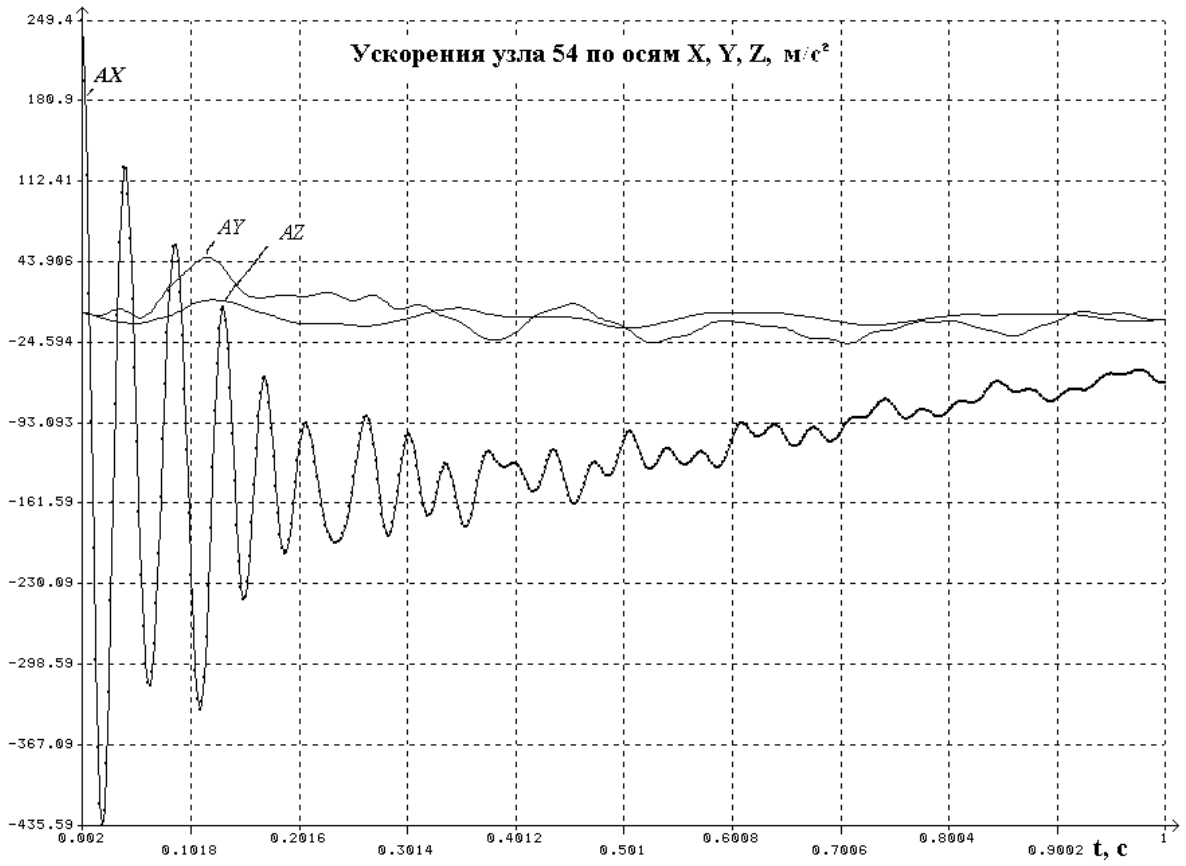


Рис. 7

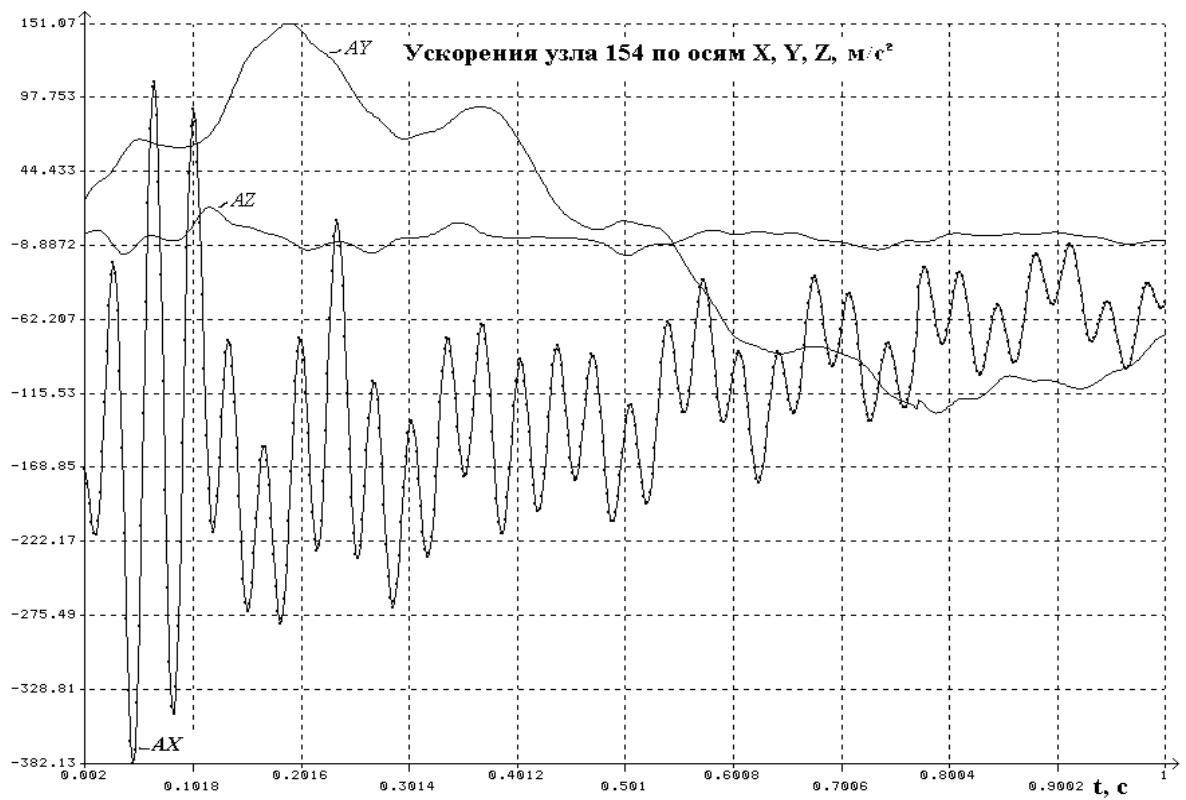


Рис 8

существенно уменьшается по мере удаления от точки соударения в носовой части фюзеляжа. Пиковые значения результирующего ускорения в центральной части фюзеляжа составляют (500 – 600)  $\text{м/с}^2$ . Максимальные ускорения по оси  $y$  существенно меньше, чем по оси  $x$  и составляют  $\approx (1-1.5) 10^2 \text{ м/с}^2$ . Существенным является то, что в течение времени торможения скорость по оси  $y$  на порядок меньше, чем начальная скорость конструкции.

На рис. 9- 11 показаны зависимости, характеризующие изменение по длине фюзеляжа (узлы 12, 25, 54, 79, 103) составляющих скорости по осям  $x, y, z$  соответственно. Характер изменения этих составляющих скорости по размаху крыла (узлы 154, 54, 164) проиллюстрирован на рис. 12-14. Составляющие скорости по оси  $x$  слабо изменяются по длине фюзеляжа. Более заметное изменение по размаху обусловлено поворотом конструкции относительно оси  $y$ . Сильное изменение вертикальных составляющих скорости по длине фюзеляжа и размаху крыла связано с вращением конструкции в процессе соударения относительно осей  $z$  и  $x$  соответственно.

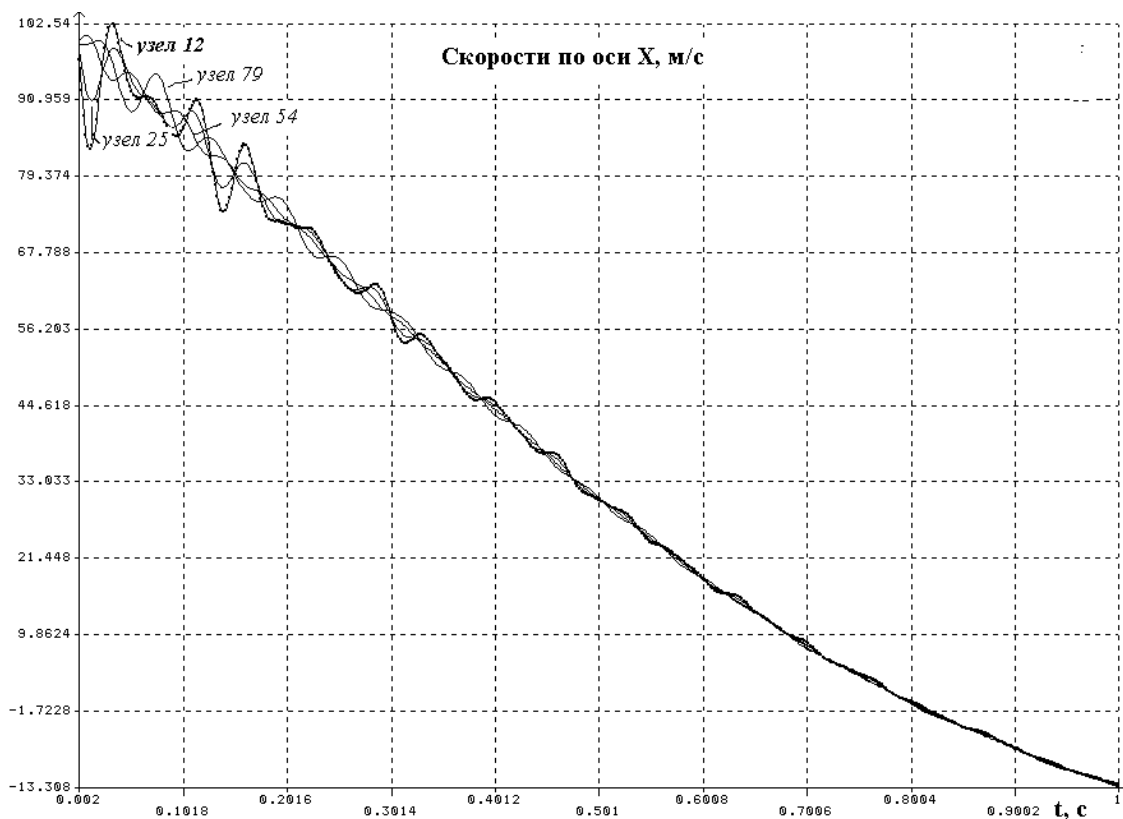


Рис. 9

На рис. 15,16 даны зависимости для составляющих перемещений по направлениям осей  $y, z$  в различных сечениях конструкции по длине фюзеляжа, соответствующих узлам 12, 25, 54, 79, 103. На рис. 17-19 показан характер изменения составляющих перемещений по осям  $x, y, z$  по размаху крыла (узлы 154, 54, 164). Эти зависимости иллюстрируют пространственные эволюции конструк-

ции ЛА в процессе удара и показывают, что при несимметричных условиях соударения появляются составляющие движения конструкции за счет ее вращения относительно осей  $x, y, z$ .

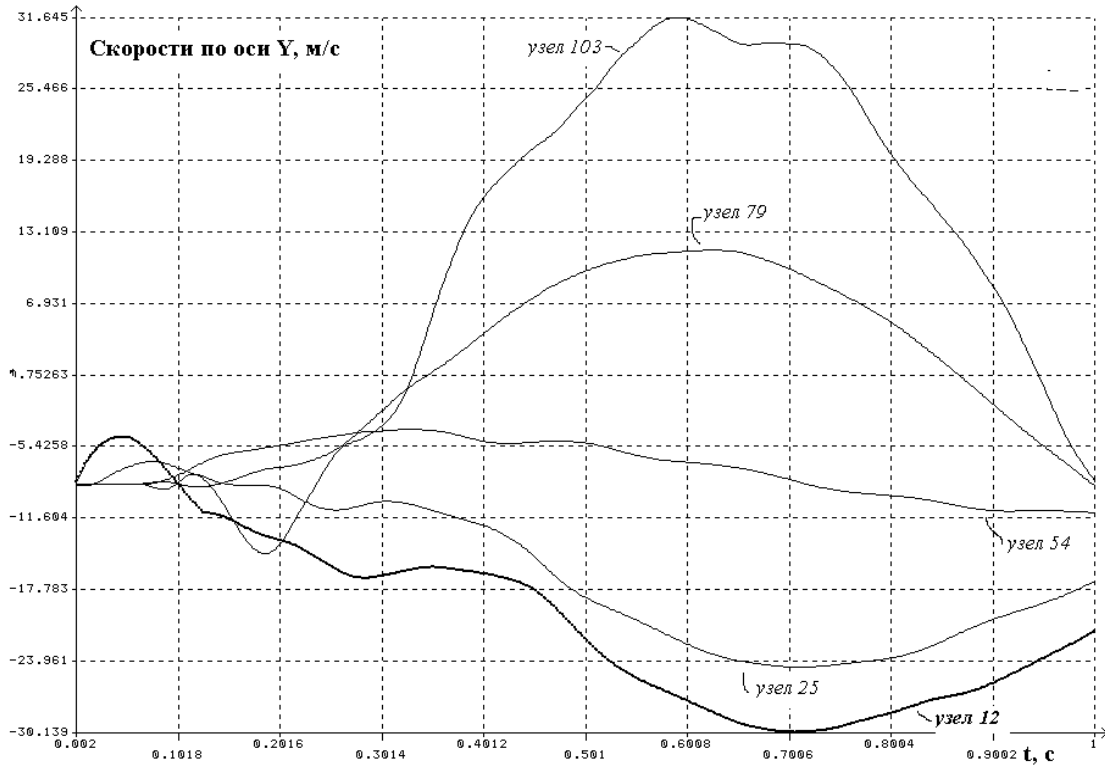


Рис. 10

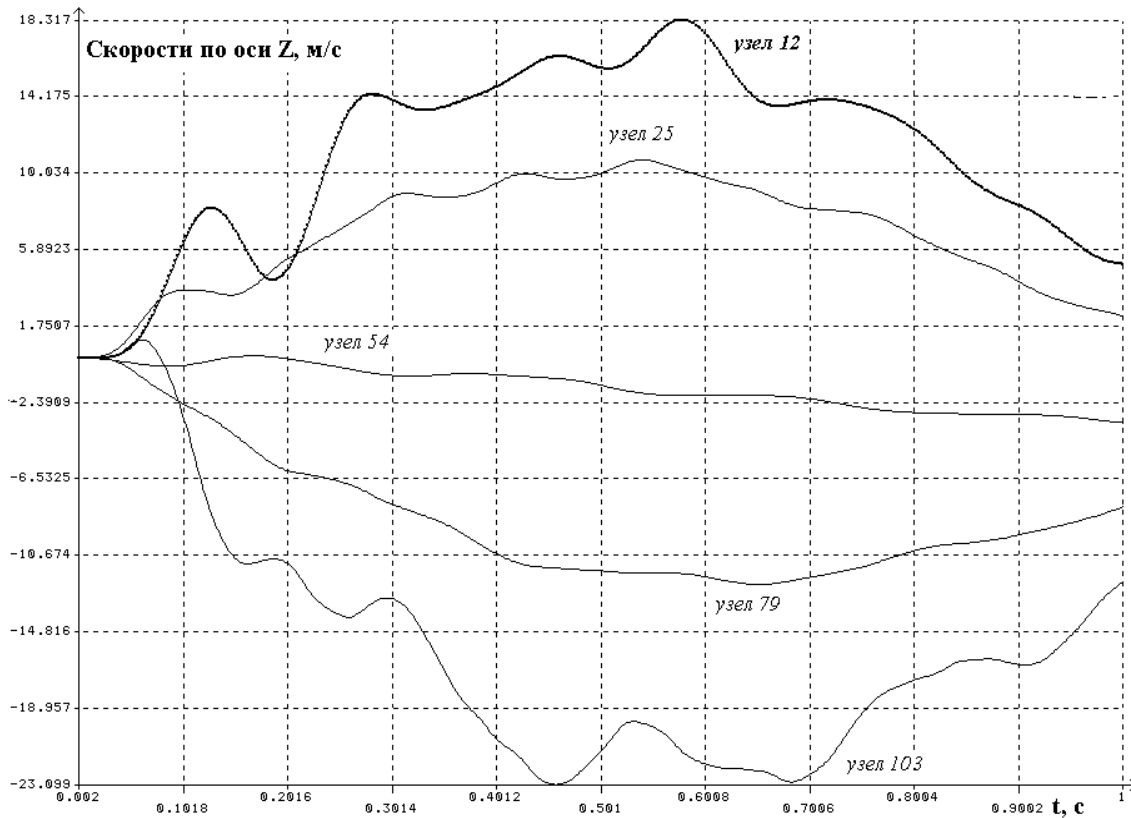


Рис. 11

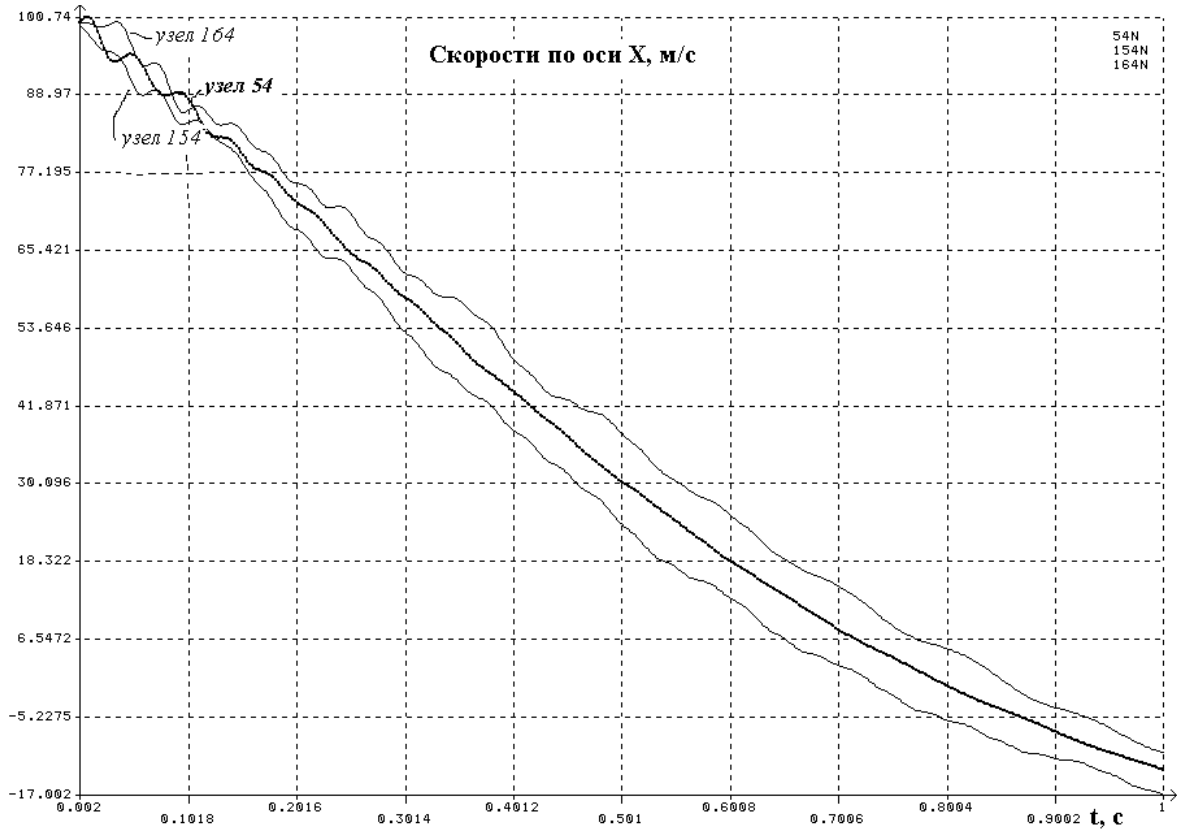


Рис. 12

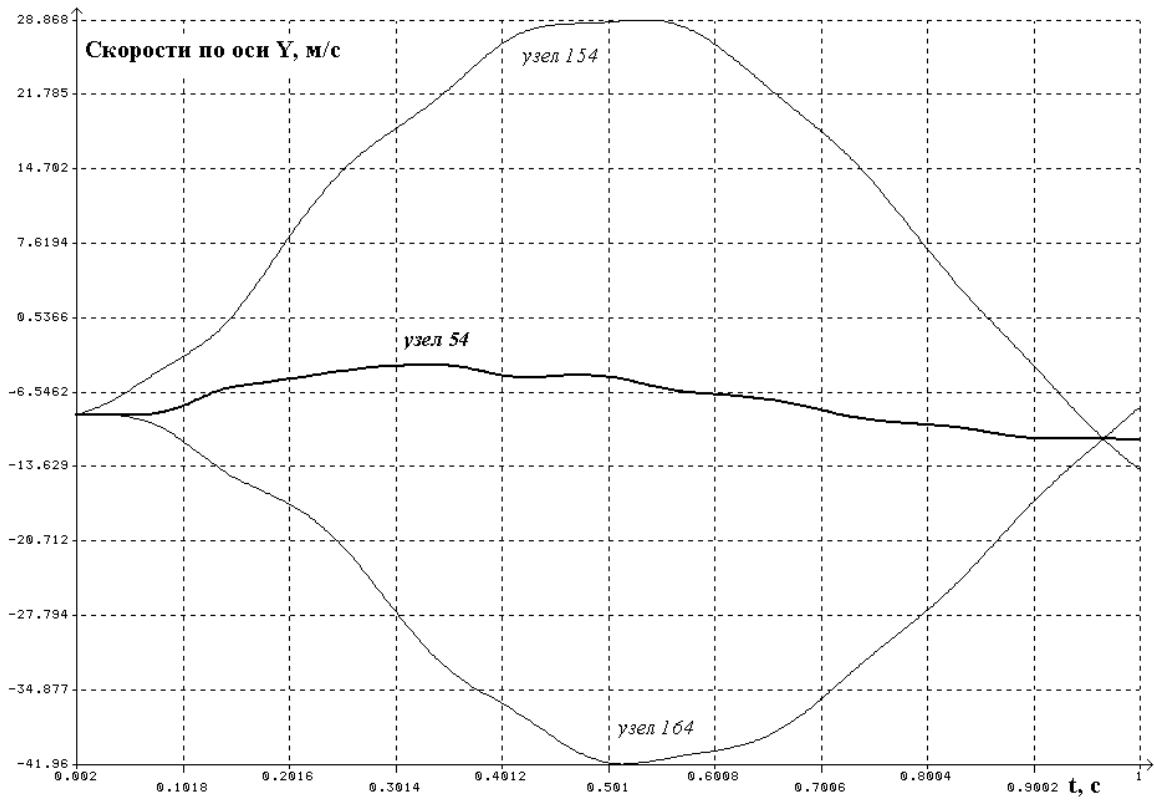


Рис. 13



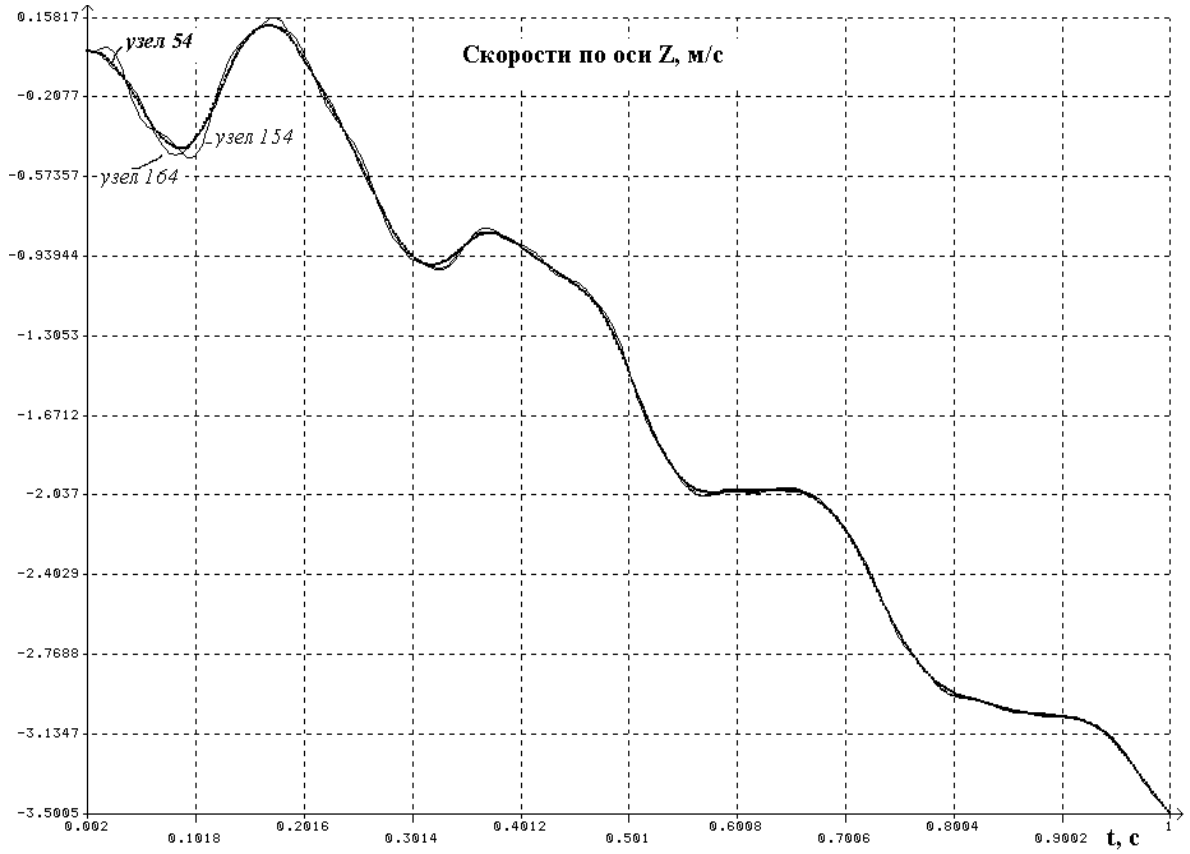


Рис. 14

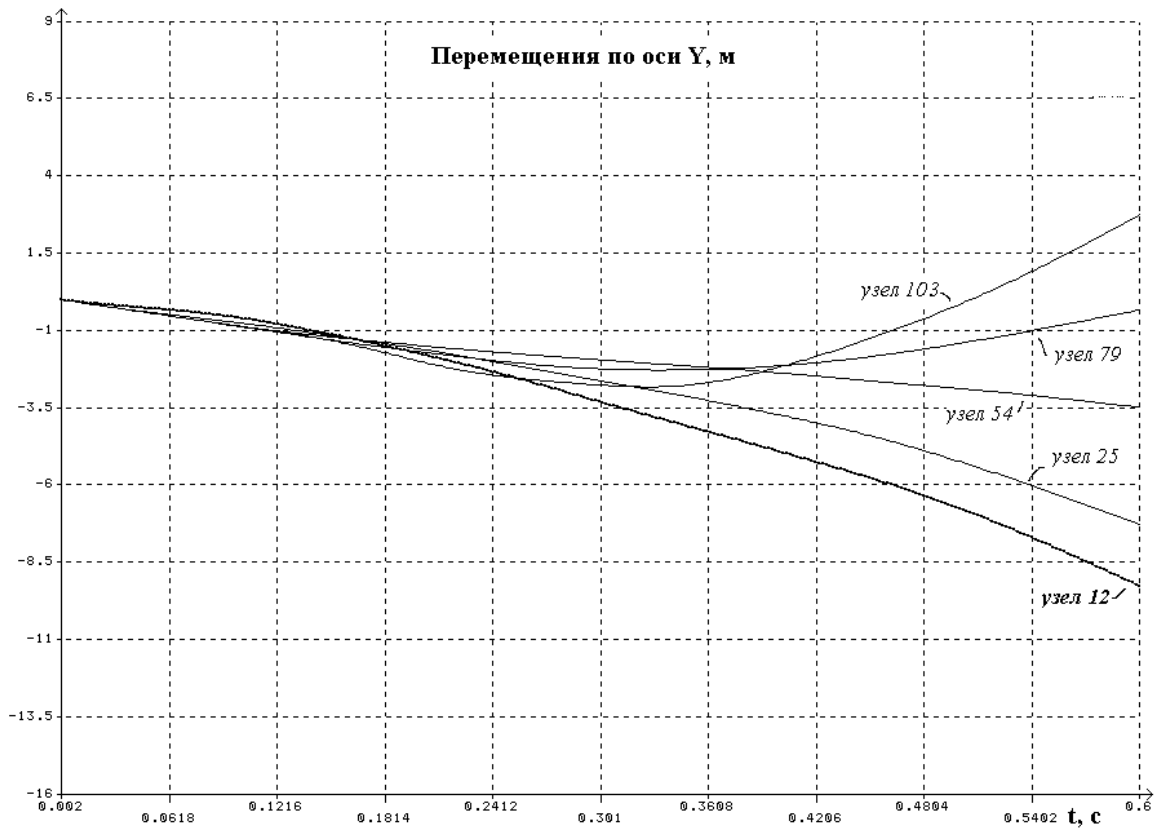


Рис. 15

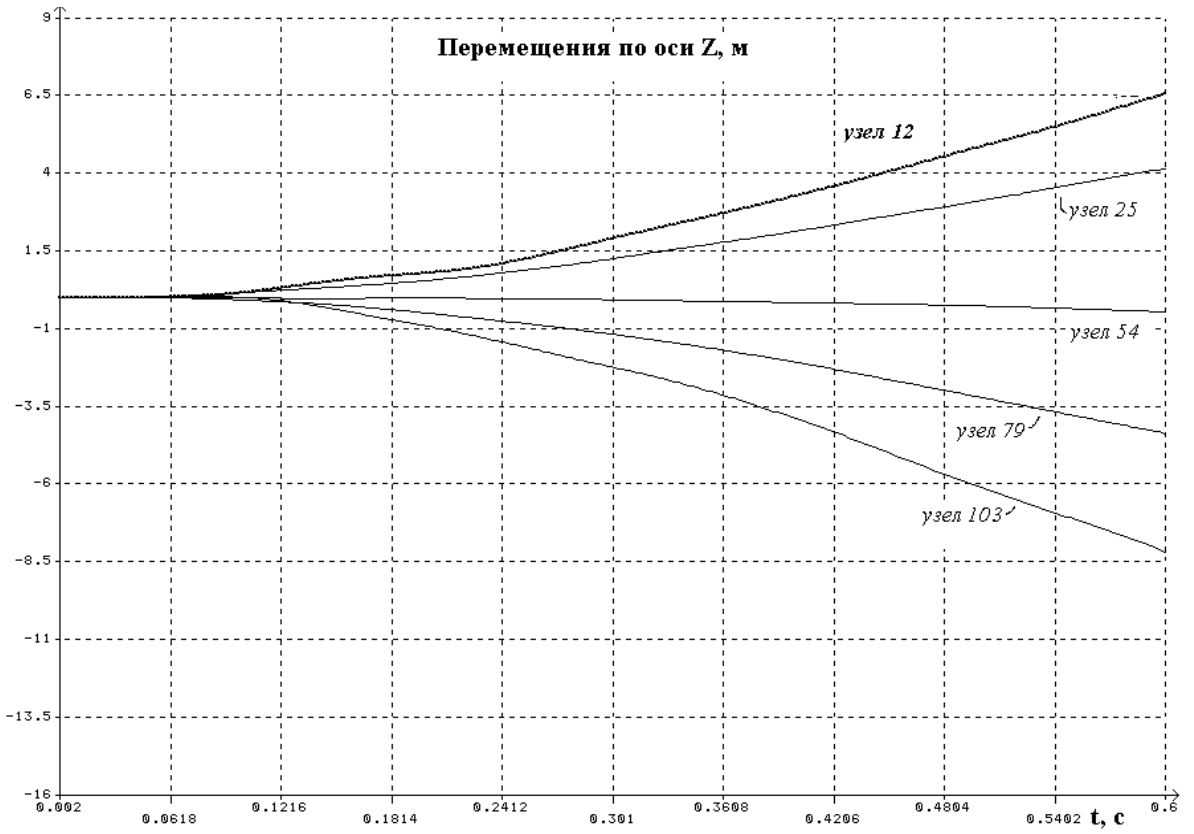


Рис. 16

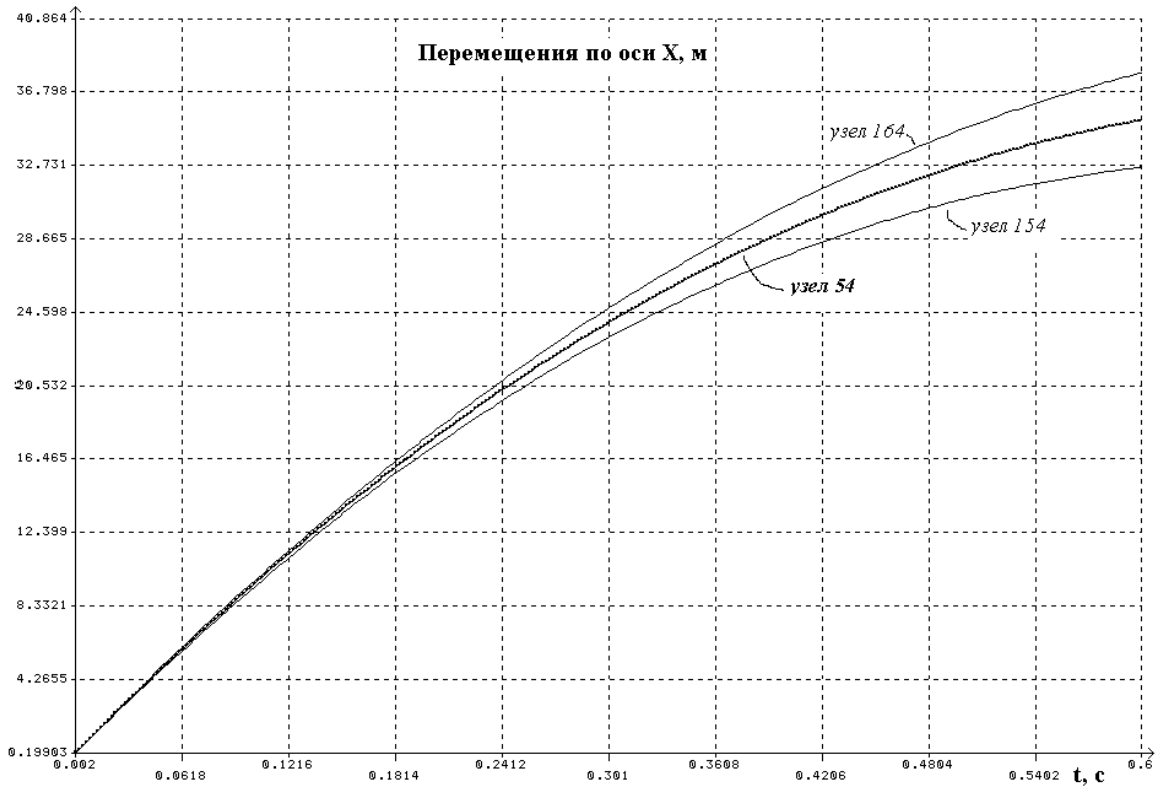


Рис. 17

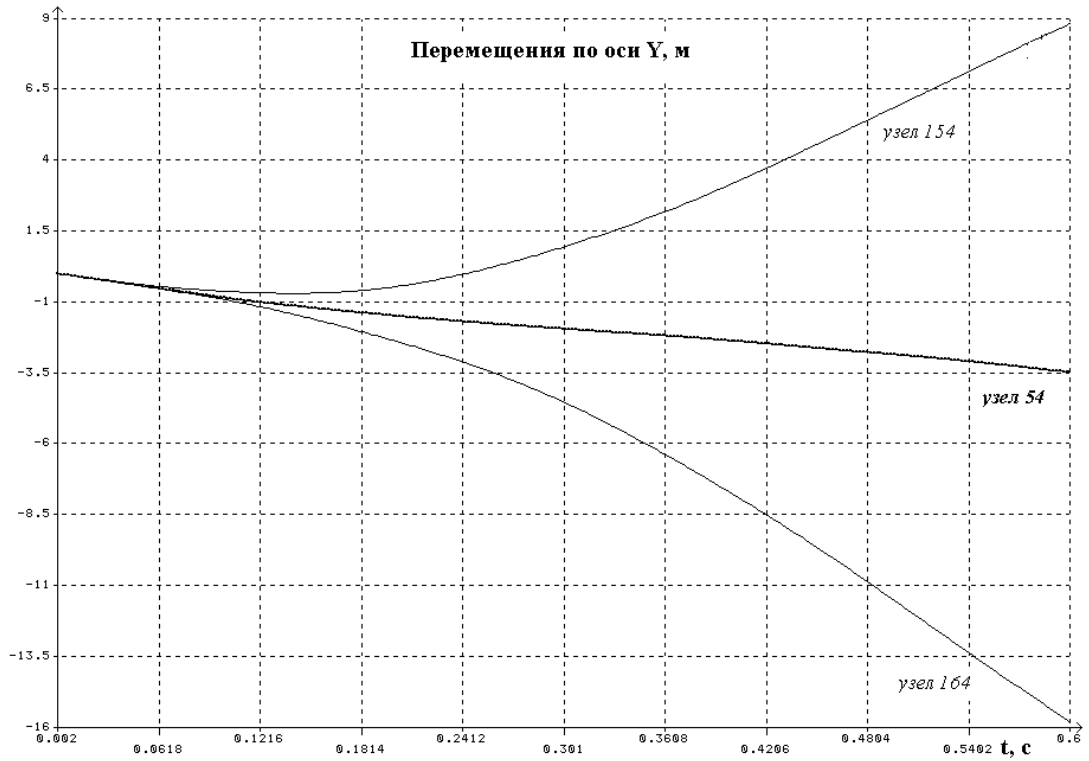


Рис. 18

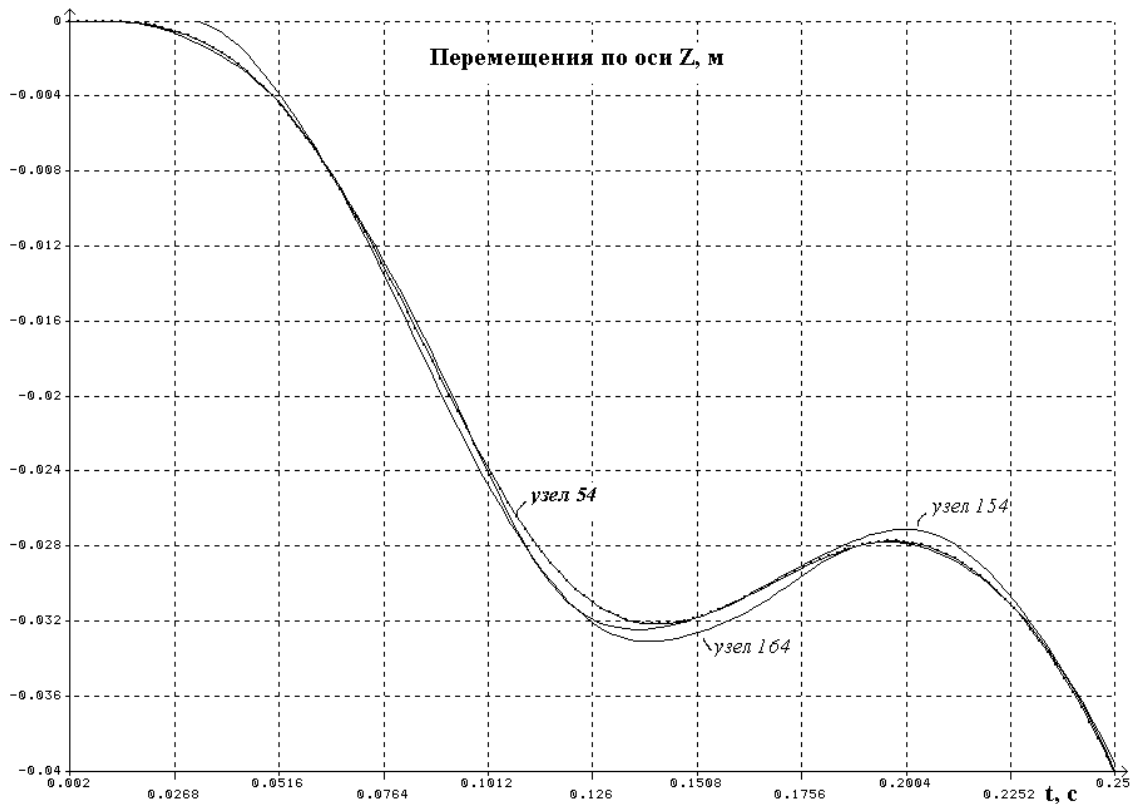


Рис. 19

Полученные результаты расчетных исследований являются физически корректными и подтверждают адекватность математической модели и работоспособность разработанных программ.

#### **4. Основные результаты работы**

Разработана методика численного моделирования динамического состояния конструкции ЛА при аварии на этапе взлета. Параметры динамического состояния определяются из решения задачи об ударном взаимодействии нелинейно упругой конструкции с вязкоупругой преградой. Исходными данными для решения являются обобщенные условия удара совместно с геометрическими, массовыми и жесткостными характеристиками конструкции. Обобщенные условия удара, включают себя кинематические параметры, массу изделия и вид преграды.

Адекватность разработанной модели и работоспособность разработанной программы подтверждена результатами расчетов, которые являются физически корректными. Результаты соответствуют известным закономерностям распределения параметров динамического состояния по конструкции, выполняются энергетические соотношения, имеется соответствие между КЭ моделью и реальной конструкцией по массе, центровке и значениям собственных частот.

На основе разработанных программ получены расчетные зависимости параметров динамического состояния конструкции ЛА для принятых обобщенных условий аварийной ситуации. Установлен характер распределения параметров динамического состояния по конструкции и определены максимальные уровни ускорения действующего на конструкцию при рассматриваемой аварийной ситуации.

#### **СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Сидоренко А.С., Соколов О.В., Станкевич А.И. Динамическое состояние конструкции ЛА при соударении с преградой. Техника воздушного флота, М., 2004, № 2. С. 29-33.
2. Зукас Дж. А., Николас Т., Свифт Х.Ф. и др. Динамика удара: Пер. с англ.- М.: Мир, 1985, -296 с.

---

#### **СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ**

*Родионов Георгий Леонидович, старший преподаватель кафедры машиноведения и деталей машин Московского авиационного института (государственного технического университета).*

*Сидоренко Александр Сергеевич, профессор кафедры машиноведения и деталей машин Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н., с.н.с.*