

УДК 539.3; 539.4; 534.1

## **Решение задач динамики вертолѐта методом конечных элементов с использованием программного комплекса MSC.Nastran.**

Г.А. Анищенко, К.Е. Молин

### **Аннотация**

В настоящее время этап динамических и ресурсных испытаний является самым длительным и затратным в процессе создания и модернизации вертолѐта. Предварительные расчѐты по имеющимся методикам не всегда позволяют получить достаточно точные результаты и избежать больших затрат на опытное производство.

В данной работе изложен перспективный подход к изучению задач общей динамической прочности вертолѐта, основанный на более широком применении метода конечных элементов. Рассмотрена задача динамического нагружения конструкции планера вертолѐта отдачей от стрелковой установки при одиночном выстреле.

### **Ключевые слова**

динамика; вертолѐт; выстрел; метод конечных элементов; собственные частоты; демпфирование; амплитудно-частотная характеристика.

### **1. Построение конечно-элементной модели вертолѐта.**

В ходе работы было проведено исследование поведения конструкции вертолѐта при применении стрелковой установки. Была составлена конечно-элементная модель вертолѐта-аналога Ми-28 в соответствии с требованиями поставленной задачи. Точность выполнения модели позволяет в дальнейшем использовать её как для общего анализа поведения планера вертолѐта, так и для нахождения местного НДС.



Рис. 1 Общий вид модели.

Анализ масс по отсекам полученной модели выявил необходимость её дополнения точечными массами, эмитирующими массы конструктивных несилевых элементов.

Таблица 1. Результат сравнения конструктивных масс модели и прототипа

| Поз.        | Наименование                    | Р (исходное), кг | Р (модельное) 3.5, кг |
|-------------|---------------------------------|------------------|-----------------------|
| <b>1.</b>   | <b>П Л А Н Е Р</b>              | <b>2070.58</b>   | <b>1935.41</b>        |
| <b>1.1.</b> | <b>Фюзеляж</b>                  | <b>1459.30</b>   | <b>1333.55</b>        |
| 1.1.1.      | Носовая часть фюзеляжа          | 714.30           | 634.60                |
| 1.1.2.      | Центральная часть фюзеляжа      | 520.00           | 529.20                |
| 1.1.3.      | Хвостовая балка                 | 110.00           | 111.30                |
| 1.1.4.      | Килевая балка                   | 75.00            | 58.45                 |
| 1.1.5.      | Герметизация планера            | 9.00             | 0.00                  |
| 1.1.6.      | Окраска                         | 15.00            | 0.00                  |
| 1.1.7.      | Стыковка                        | 16.00            | 0.00                  |
| <b>1.2.</b> | <b>Крыло с установкой</b>       | <b>106.64</b>    | <b>91.43</b>          |
| <b>1.3.</b> | <b>Оперение (стабилизатор)</b>  | <b>18.50</b>     | <b>18.23</b>          |
| <b>1.4.</b> | <b>Капоты силовой установки</b> | <b>204.64</b>    | <b>211.40</b>         |
| <b>1.5.</b> | <b>Шасси</b>                    | <b>281.50</b>    | <b>280.80</b>         |

Отклонение от прототипа не превышает 7%.

## **2. Построение массовой модели вертолѐта.**

Для учёта инерционных нагрузок от агрегатов и неконструктивных масс на основании данных по вертолѐту-прототипу была создана массовая модель для варианта полной загрузки вертолѐта. В связи с тем, что модель оптимизировалась под расчѐт на нагрузку от стрелковой установки, носовая часть до шпангоута №5 (за кабиной лѐтчика) задана путѐм точного размещения масс. Далее подробно задавались только характеристики наиболее массивных элементов, таких как двигатели, редукторы, топливо, подкрыльевые грузы, лопасти и втулки НВ и РВ, и некоторые другие. Масса неучтѐнных элементов разбивалась на отсеки по шпангоутам и приводилась к единой усреднѐнной массе отсека.

## **3. Расчѐт собственных форм и частот колебаний конструкции.**

Вычисление собственных частот и форм колебаний конструкции без учета демпфирования обычно является первым шагом при выполнении любого динамического анализа. Полученные результаты характеризуют базовое динамическое поведение конструкции. Их анализ часто позволяет уже на этом этапе спрогнозировать отклик структуры под действием динамической нагрузки.

Основные мотивы вычисления собственных частот:

- Оценка динамических характеристик взаимодействия между агрегатом и поддерживающей его структурой.
- Выбор параметров последующего динамического анализа может базироваться на результатах анализа собственных частот и форм.
- Так же, собственные частоты и формы могут быть использованы в дальнейшем модальном частотном анализе, или модальном анализе переходных процессов.
- Анализ собственных форм может быть использован на стадии планирования эксперимента для определения мест наилучшего расположения акселерометров.
- На основании анализа собственных форм часто можно оценить, как модификация той или иной конструкции скажется на изменении ее динамического отклика.

Таким образом, следует рассматривать анализ собственных частот и форм как базу, как исходные данные для многих типов анализа динамического отклика.

Основные полученные формы для частот до 25 Гц представлены на рис. 2-8.

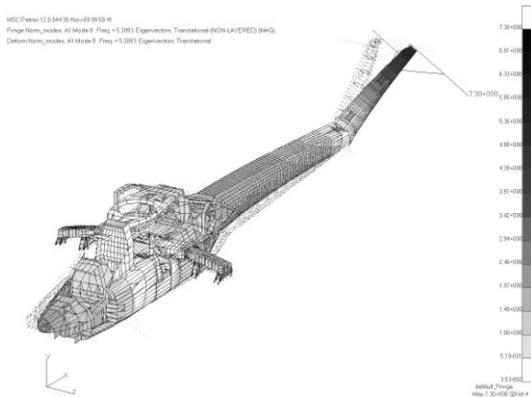


Рис.2 5,3093 Гц

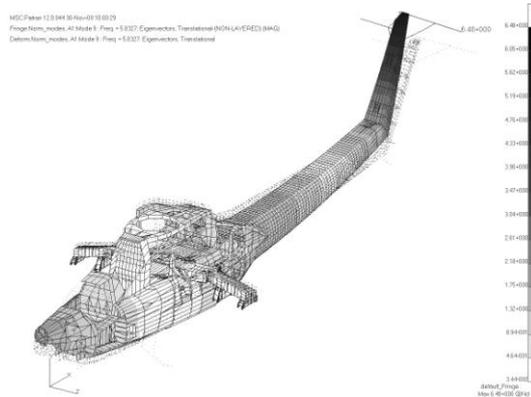


Рис.3 5,8327 Гц

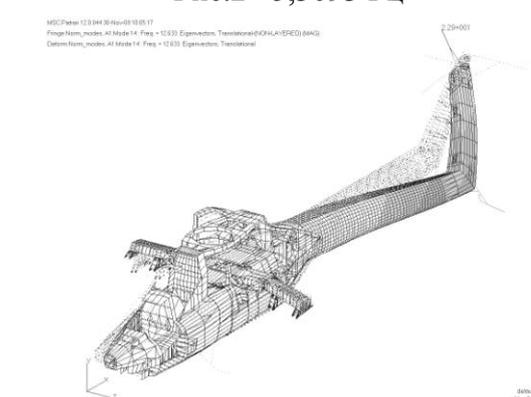


Рис.4 12,633 Гц

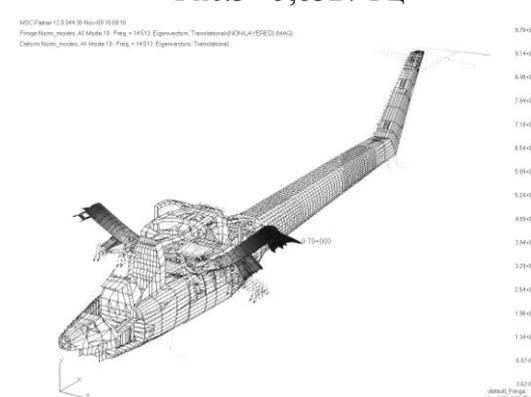


Рис.5 14,513 Гц

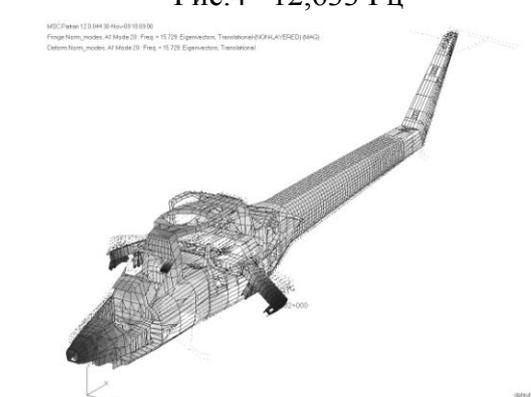


Рис.6 15,729 Гц

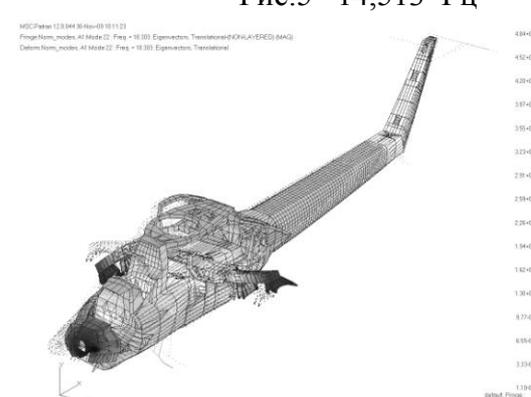


Рис.7 18,303 Гц

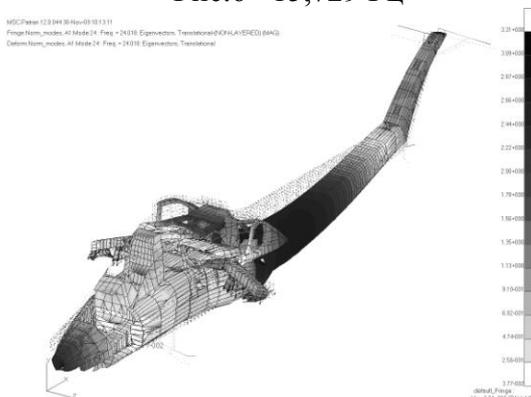


Рис.8 24,018 Гц

Далее был проведён динамический расчёт конструкции на случай нагружения от одиночного выстрела из стрелковой установки.

Согласно собранной информации о стендовых испытаниях вертолёт-прототипа, конструкция планера крепится к жёстко заделанному макету главного редуктора. Данное закрепление было смоделировано жёсткими заделками по всем степеням свободы в узлах главного редуктора.

Нагрузка прилагалась в точке пересечения оси ствола и вертикальной оси вращения установки (рис.9).

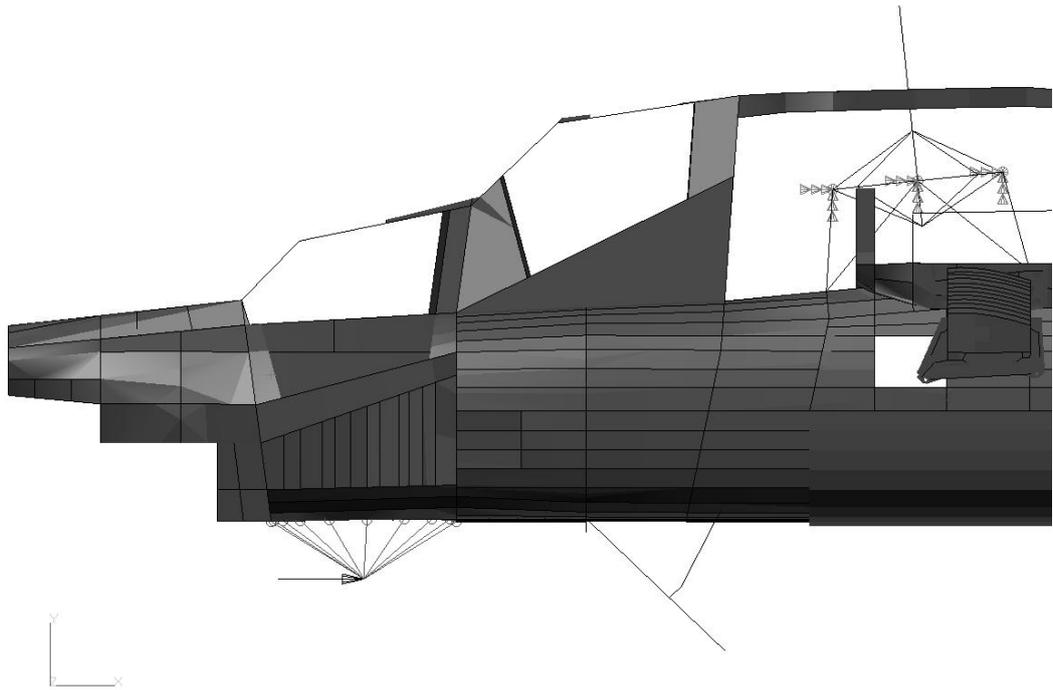


Рис.9

#### **4. Расчёт частотного отклика деформированной конструкции в характерной точке крепления стрелковой установки.**

Для нахождения определяющей частоты колебаний конструкции в районе крепления пушки был проведён расчёт на частотный отклик деформированного планера и построена АЧХ в выбранной характерной точке.

Расчёт проводился методом прямого анализа. В прямом анализе отклик структуры определяется решением системы совместных уравнений с использованием алгебры комплексных чисел. Матричное уравнение движения с гармоническим возбуждением и демпфирующими силами имеет вид:

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [B]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{P(\omega)\}e^{i\omega t} \quad (1)$$

Коэффициент структурного демпфирования здесь не входит в матрицу демпфирования. Вместо этого он входит в комплексную запись матрицы жесткости. Во Frequency Response анализе, таким образом, нет необходимости сводить структурное демпфирование к эквивалентному вязкому.

Коэффициент демпфирования обычно определяется как процентное отношение к критическому демпфированию. Как факт, подавляющее большинство конструкций имеют коэффициенты демпфирования в диапазоне от 0% до 10%. В данном расчёте коэффициент демпфирования был принят равным 5%.

В результате расчёта была получена АЧХ в точке крепления стрелковой установки (рис.10). Интересующий диапазон частот 20...25 Гц, согласно предполагаемой частоте нагрузки от отдачи при стрельбе очередью. Анализ полученного графика показал, что пик амплитуды колебаний приходится на частоту 20 Гц.

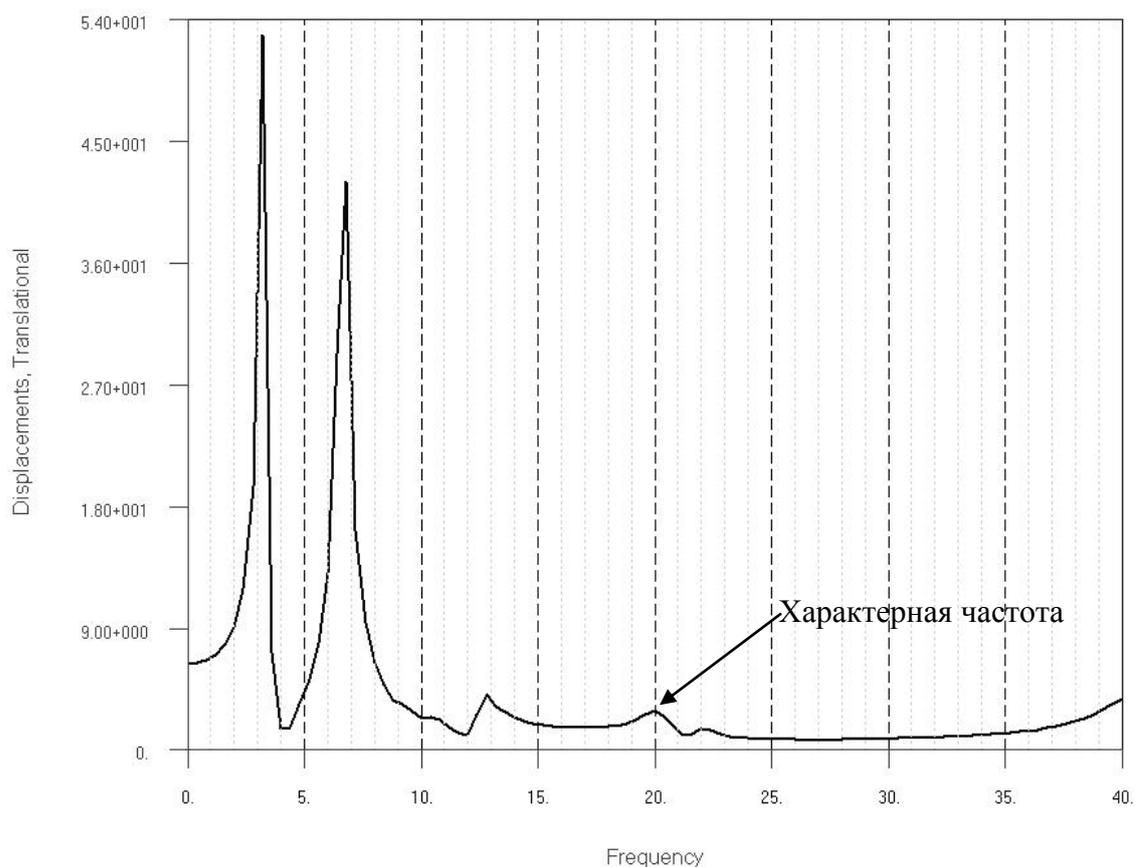


Рис.10 АЧХ в точке крепления установки.

MSC.Patran 12.0.044 30-Nov-09 10:47:21  
Fringe:Freq\_resp, A1:Freq. = 20.: Displacements, Translational-(NON-LAYERED) (MAG)  
Deform:Freq\_resp, A1:Freq. = 20.: Displacements, Translational

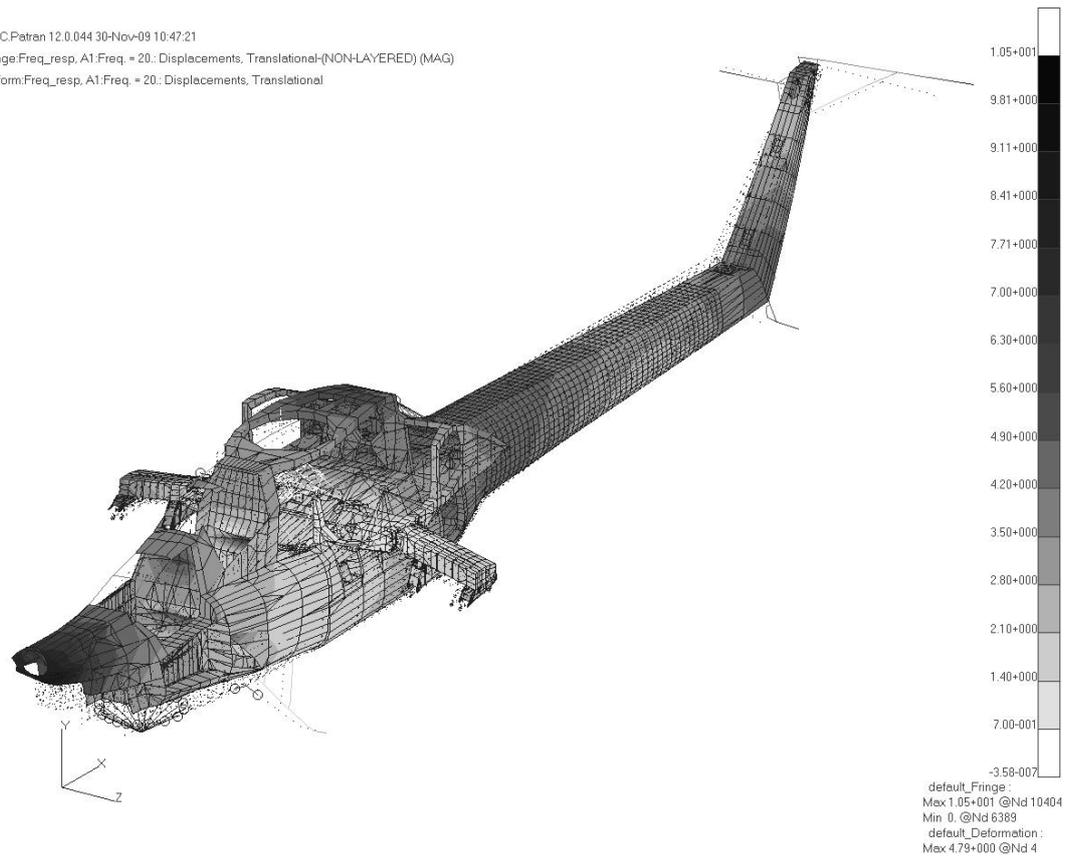


Рис.11 Вид деформированного состояния конструкции при 20 Гц.

### 5. Расчёт НДС конструкции при одиночном выстреле.

Расчёт выполнен в модуле линейной динамики быстротекущих процессов. Целью расчёта является демонстрация возможностей комплекса в данном виде задач. Исходными данными для расчёта были выбраны следующие параметры предполагаемой стрелковой установки:

- Длина ствола орудия: 1,6 м.
- Средняя скорость снаряда: 400 м\с.
- Максимальная сила отдачи: 4500 кг.

Полученное время действия нагрузки: 0,004 с. За неимением более точных данных, закон нарастания усилия принят линейным с пиком в середине интервала.

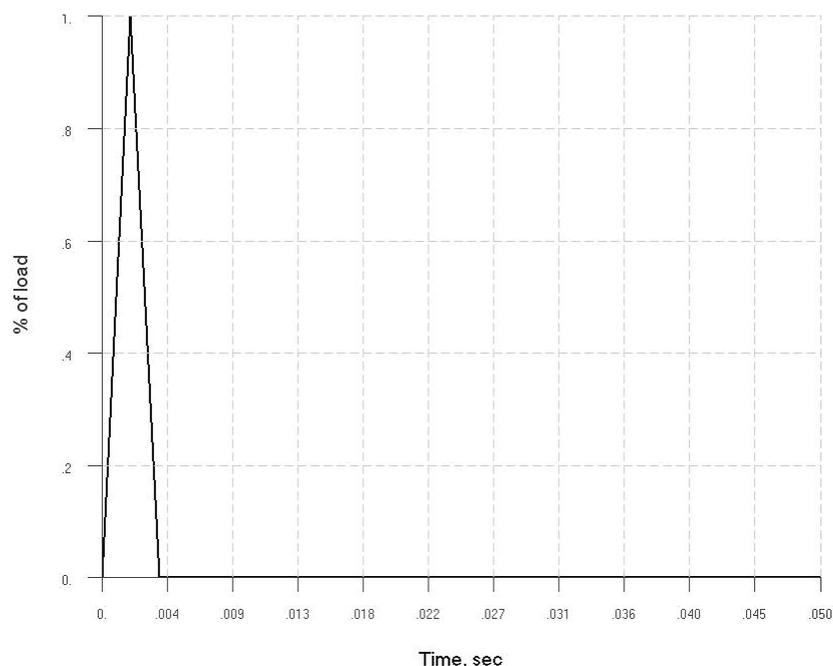


Рис.12 Итоговая диаграмма нагружения.

При расчёте динамических процессов необходимо учесть демпфирование конструкции. Демпфирование в математическом приближении используется для учета эффекта рассеяния энергии, наблюдаемого в реальных структурах. В корректном описании демпфирования структуры имеются существенные трудности, поскольку существует множество его компонент:

- Эффекты вязкости (амортизаторы, демпферы, поглотители...)
- Внешнее трение (трение в структурных соединениях - фланцы, стыки...)
- Внутреннее трение (характеристика типа материала, трение узлов кристаллической решетки)
- Структурная нелинейность (пластичность, зазоры)

В общем для линейно-упругих материалов используются два типа демпфирования: вязкое и структурное (конструкционное). Сила вязкого демпфирования пропорциональна скорости; сила структурного демпфирования - перемещению. Сила сопротивления, пропорциональная скорости движения, возникает например в гидравлических амортизаторах, различного рода успокоителях колебаний, и других технических устройствах. Т.е., строго говоря, - это не трение структуры в целом. Это трение в специальных элементах конструкции, назначение которых – гашение колебаний.

Принципиальная разница между системой с вязким и структурным демпфированием состоит в том, что в вязкой системе энергия, поглощаемая за один цикл, линейно зависит от частоты колебаний. Тогда как при структурном демпфировании она не зависит от частоты.

Данный вид анализа не допускает использования комплексных коэффициентов. Поэтому структурное демпфирование преобразуется в эквивалентное вязкое. Для оценки влияния его на решение, должна быть определена взаимосвязь между структурным и эквивалентным вязким демпфированием. Если структурное демпфирование учитывается посредством использования эквивалентного вязкого демпфирования, их равенство справедливо для единственной частоты  $\omega^*$ . Эту частоту называют частотой приведения структурного демпфирования к эквивалентному вязкому.

В качестве частот приведения обычно выбирают доминирующую частоту, при которой демпфирование особенно активно. Из предыдущего расчёта видно, что за характерную частоту целесообразно принять 20 Гц.

Расчёт производился до момента времени 0,2 сек.

## **6. Определение перемещений характерных точек по длине планера при одиночном залпе.**

По результатам предыдущего расчёта был произведён анализ перемещений характерных узлов по длине планера.

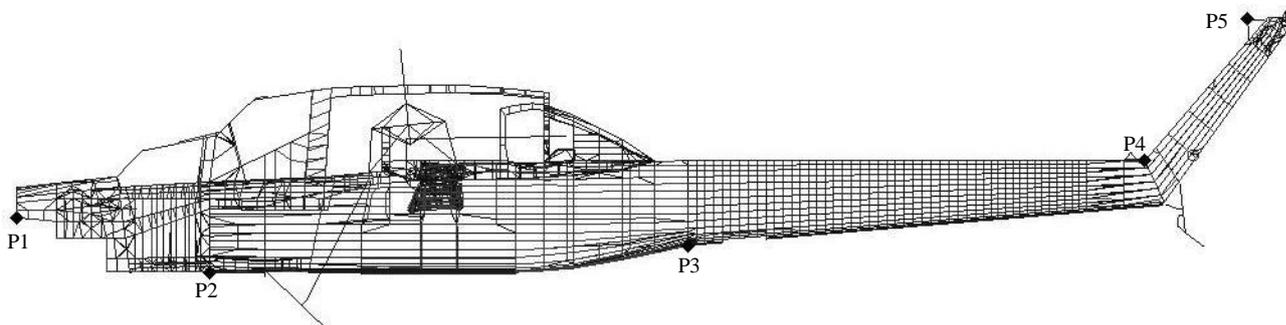


Рис.13 Схема расположения узлов.

Из диаграммы (рис.14) видно, что все точки хотя бы один раз прошли через положение равновесия, следовательно, полученные амплитуды можно считать максимальными. Также заметно увеличение амплитуды по длине хвостовой балки.

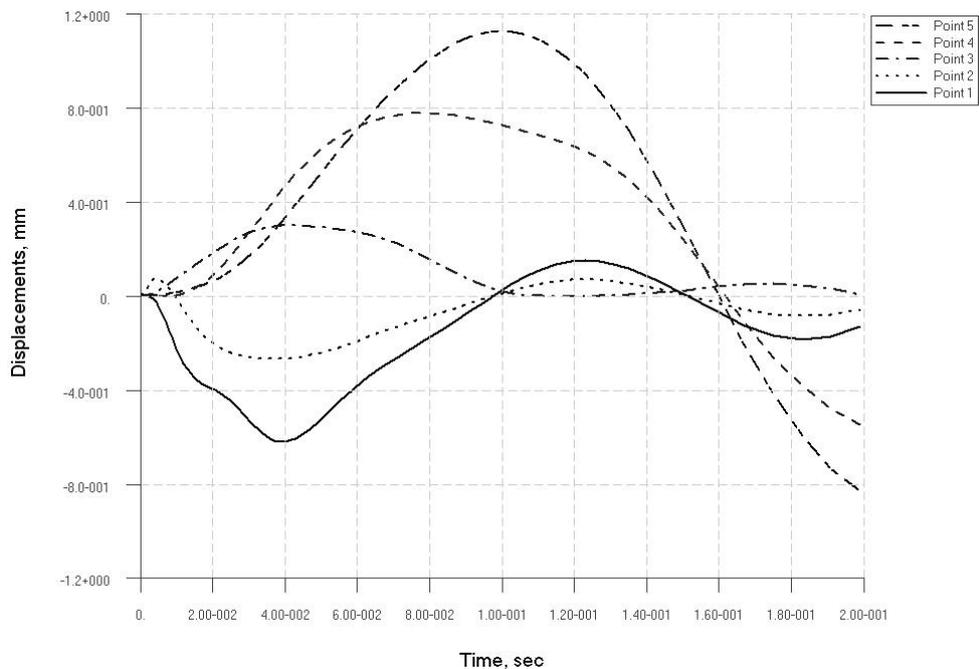


Рис.14 Диаграмма суммарных отклонений узлов от положений равновесия.

### 7. Определение ускорений точек в кабине штурмана при одиночном залпе.

Для анализа условий работы штурмана-оператора и приборов при одиночном выстреле был проведён расчёт ускорений в двух характерных точках в кабине:

Point1 – пол штурмана в зоне крепления стойки приборов,

Point2 – шпангоут 3 в зоне крепления кресла оператора.

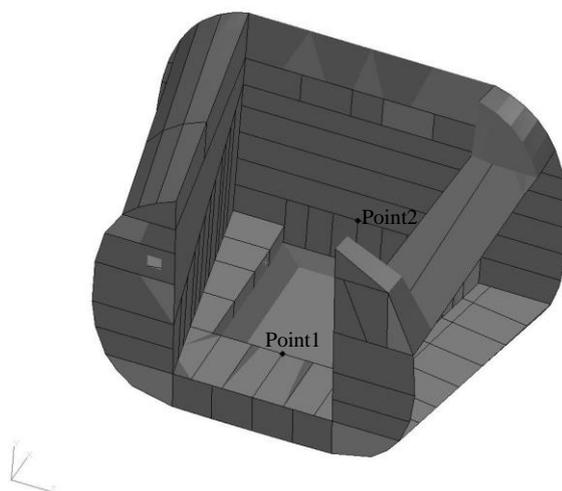


Рис.15 Схема расположения расчётных точек в кабине штурмана.

Из анализа полученных данных (рис.16) видно, что возникающие перегрузки не превышают 1,5g.

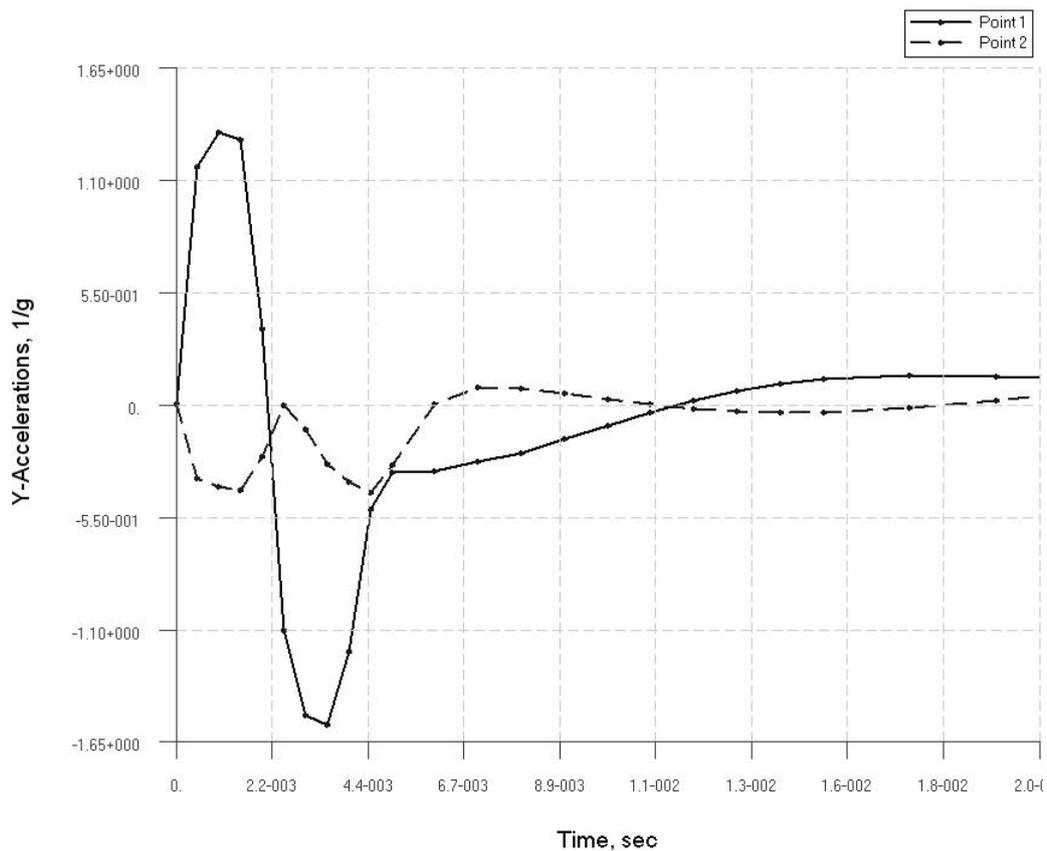


Рис.16 Диаграмма ускорений.

### 8. Определение напряжений в стрингерах верхней панели хвостовой балки при одиночном залпе.

Для анализа нагружения хвостовой балки был проведён расчёт напряжений в стрингерах. В качестве характерных точек (рис.17) были выбраны стрингеры верхней панели, т.к. основные перемещения балки при выстреле происходят в вертикальной плоскости.

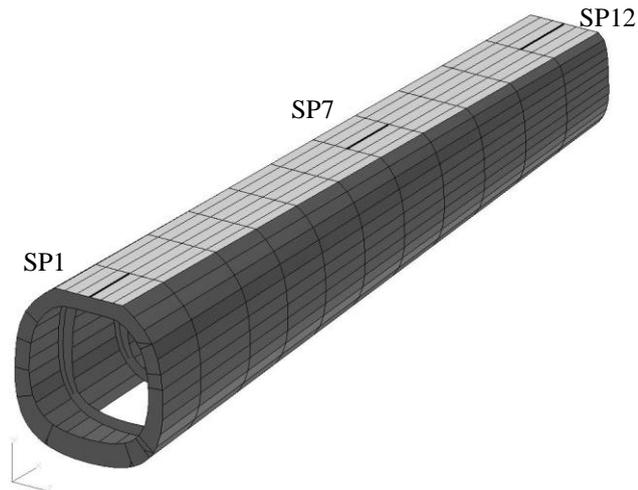


Рис.17 Схема расположения расчётных точек на хвостовой балке.

Из диаграммы напряжений (рис.18) видно, что их значения возрастают по длине балки, а максимальная амплитуда составляет  $0,08 \text{ кг}\backslash\text{мм}^2$ , что не критично для стрингера. Стоит отметить, что столь малые напряжения вызваны исходными данными, не в полной мере отражающими реальное нагружение от силы отдачи стрелковой установки.

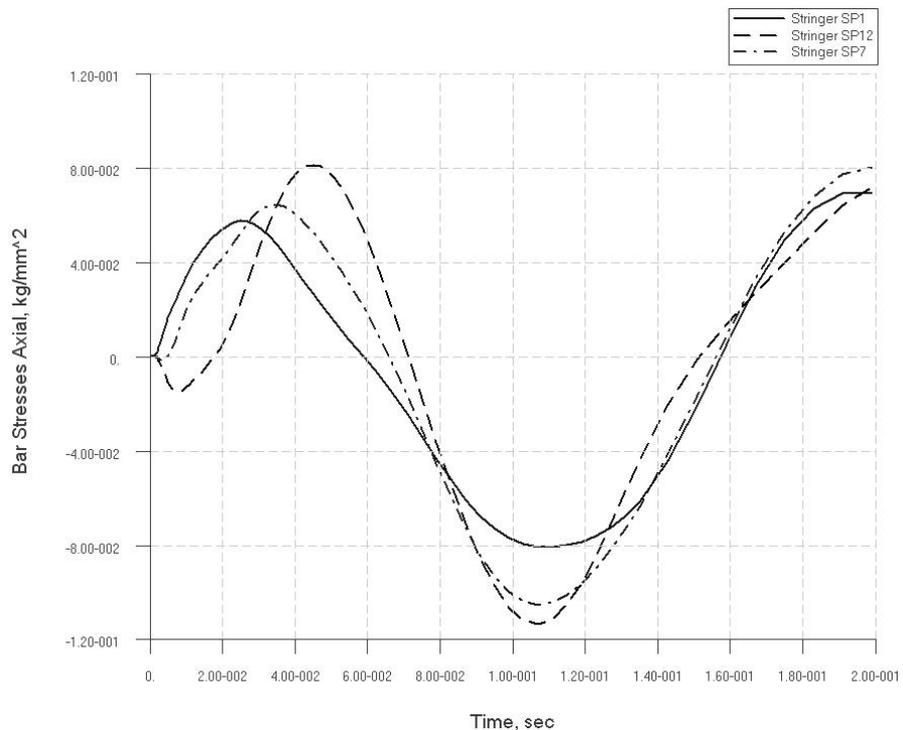


Рис.18 Диаграмма осевых напряжений в стрингерах.

Конечно-элементная модель вертолѐта позволяет решать следующие задачи:

- Расчѐт напряжѐнно-деформированного состояния конструкции в статической постановке на широкий спектр полѐтных нагрузок;
- Определение собственных форм и частот колебаний конструкции;
- Расчѐт амплитудно-частотных характеристик конструкции при гармоническом возбуждении;
- Расчѐт напряжѐнно-деформированного состояния при динамической нагрузке, расчѐт переходных процессов.

Модель может быть использована в других расчѐтных системах MSC для анализа усталостных разрушений и определения ресурса.

### **Библиографический список**

1. Руководство для конструкторов вертолетов, Т.2 «Прочность вертолета», выпуск 1 «Нормы прочности вертолетов 1961 г.». - М.:Бюро научной информации ЦАГИ, 1962.
2. Nastran 2001 Quick Reference Guide, MSC User Documentation

### **Сведения об авторах**

Анищенко Глеб Андреевич, инженер-конструктор 2-ой категории ОАО «Московский вертолѐтный завод им. М.Л.Миля»; e-mail: [Z\\_00\\_M@mail.ru](mailto:Z_00_M@mail.ru)

Молин Константин Евгеньевич, инженер-конструктор 2-ой категории ОАО «Московский вертолѐтный завод им. М.Л.Миля»; e-mail: [kostilon@mail.ru](mailto:kostilon@mail.ru)