

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПОР ШАССИ САМОЛЕТА

Кольшев Е.С.\* , Крапивко А.В.\*\*

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\* e-mail: eskolyshev@gmail.com*

*\*\* e-mail: a\_krapivko@tsagi.ru*

Статья поступила в редакцию 11.09.2019

Рассматриваются экспериментальные методы определения динамических характеристик опор шасси самолета: резонансных частот, коэффициентов демпфирования и резонансных форм колебаний по результатам наземных частотных испытаний опор шасси. Описаны методы и алгоритмы определения резонансных характеристик основных тонов колебаний опор шасси: кручения, бокового и продольного изгиба опоры по измеренным в характерных точках конструкции амплитудно-фазовым частотным характеристикам (АФЧХ). Резонансные частоты, формы и декременты колебаний, определяются с использованием частотных передаточных функций (динамических податливостей и динамических жесткостей). Приводятся типовые схемы расстановки акселерометров и схемы расположения возбудителей колебаний. Описанные методы получения динамических характеристик развиты на базе многолетнего опыта проведения наземных частотных испытаний опор шасси различных самолетов специалистами ЦАГИ.

*Ключевые слова:* опоры шасси, шимми, резонансные характеристики, наземные частотные испытания, АФЧХ, передаточные функции.

### Введение

Шасси является одним из самых важных и сложных элементов конструкции самолета. Вес шасси обычно составляет от 3 до 6% от веса планера самолета. Для убирающегося шасси требуется значительный объем отсеков для размещения не только самих опор, но и механизмов уборки-выпуска, а также дополнительного механического, электрического и гидравлического оборудования.

В соответствии с действующими нормами летной годности пассажирский самолет в течение своей жизни должен совершить около 90 тыс. полетов и пробежать по земле примерно 500 тыс. км. Статистика показывает, что аварии, которые происходят или случаются сразу после взлета или посадки, составляют существенную долю (более 50%) в их общем количестве. Таким образом, конструкция шасси должна быть предметом глубокого исследования [1].

Кроме исследований статической прочности, ресурса и работоспособности шасси также в соответствии с нормативными требованиями проводятся

исследования по безопасности самолета от шимми колес.

Более чем шестидесятилетний опыт, накопленный авиационными фирмами при создании и эксплуатации опор шасси самолетов, показал, что шимми могут быть подвержены все типы колесных шасси как с ориентирующимися, так и с управляемыми и неуправляемыми колесами. Поэтому перед конструкторами уже на этапе проектирования стоит сложная задача обеспечения безопасности самолета от шимми колес на всех рабочих режимах его эксплуатации и с учетом естественного износа всех элементов шасси.

Отечественная методология исследования шимми колес шасси самолета основывается на расчетных исследованиях и экспериментальных методах. Расчеты на шимми являются основным методом анализа шимми на всех этапах создания самолета.

К экспериментальным методам относятся лабораторные испытания опор шасси на шимми колес (испытания на стенде с вращающимся барабаном) и аэродромные испытания опор шасси в

составе самолета (скоростные пробежки и пробежки с наездом колес на «доску шимми») [2—4]. Для получения достоверной расчетной оценки характеристик шимми определяющие параметры математических моделей должны быть идентифицированы по экспериментальным данным о динамических характеристиках опор шасси (ОШ). Наиболее развитым методом определения динамических характеристик ОШ является метод наземных частотных испытаний (НЧИ).

В отечественной практике НЧИ ОШ стали проводиться с начала 90-х годов прошлого столетия. За прошедший почти 30-летний период НЧИ ОШ были проведены на более чем 40 самолетах различного назначения, разработанных отечественными фирмами: «Ил», «Туполев», «Микоян», «Сухой», «Иркут», «Транзас», «Хруничев» и др.

Получение данных для коррекции математических моделей шимми является основной целью проведения НЧИ ОШ. Кроме того, при проведении НЧИ ОШ исследуются работоспособность системы управления передними колесами и ее влияние на резонансные характеристики, определяются величины люфтов, дефекты в конструкции и качество сборки ОШ. На рис. 1 показано место НЧИ ОШ в общей структуре установления безопасности самолета от шимми.

**1. Особенности проведения НЧИ ОШ**

Опоры шасси являются сложной пространственной структурно изменяемой существенно не-

линейной динамической системой, вследствие этого ОШ исследуются при различных вертикальных нагрузках на опору (обжатиях штока амортизатора) и уровнях возбуждения колебаний.

Опора шасси — высокодемпфированная нелинейная система. Основные нелинейности в конструкции ОШ обусловлены наличием: люфтов в соединениях, сухого трения в манжетах уплотнения, нелинейностей в модуле системы управления и пневматиках. В ходе наземных частотных испытаний опор шасси исследуются характеристики как минимум трех низших тонов колебаний.

Методика испытаний опор шасси аналогична методике частотных испытаний планера самолета [5—7], однако имеет ряд существенных отличий:

- необходимость измерения колебаний опоры шасси в трех взаимно перпендикулярных плоскостях;
- измерение АФЧХ и определение по ним резонансных характеристик должно проводиться при различных режимах работы системы управления колесами (в режиме «управление» и «свободное ориентирование»);
- измерение АФЧХ и определение резонансных характеристик необходимо проводить при различных обжатиях штока амортизатора и уровнях возбуждения колебаний для исследования нелинейных зависимостей в конструкции опоры.

Приведенные особенности НЧИ ОШ существенно усложняют исследования.

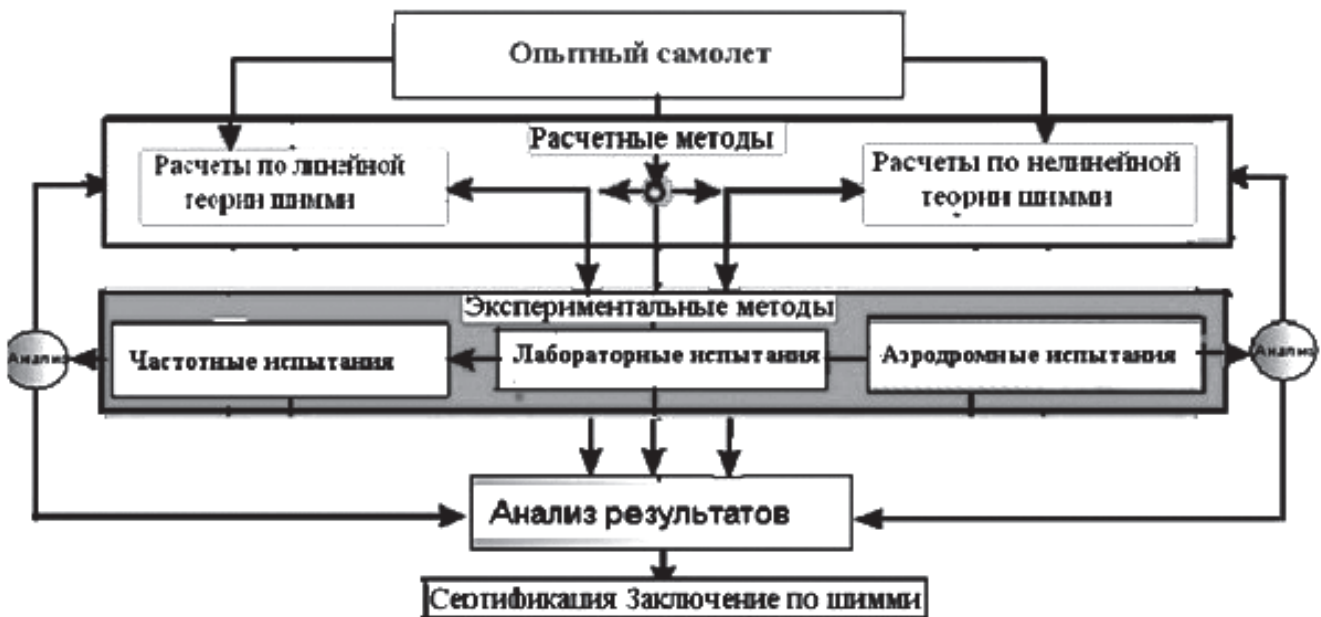


Рис. 1. Структура методологии исследования шимми колес шасси самолета

## 2. Методика проведения НЧИ ОШ

Наземные частотные испытания опор шасси самолетов заключаются в возбуждении колебаний конструкции и измерении ее реакции при различных уровнях возбуждающих сил и нагрузок на опоры от веса самолета [8—11].

НЧИ ОШ проводятся на полностью подготовленном самолете с отработанной системой управления поворотом колесами. От внешних источников должны быть задействованы давление в гидросистемах и электропитание.

Перед началом испытаний и по окончании проверяются уровень зарядки амортизаторов и давление в пневматиках колес.

В процессе испытаний самолет размещается на штатных гидроподъемниках, с помощью которых под действием веса самолета устанавливается нуж-

ное обжатие штока амортизатора опоры шасси (рис. 2).

Опора шасси устанавливается на комплект из деревянных щитов, с помощью которых достигается соосность оси вращения колес с тягами возбуждителей колебаний. Между пневматиками и деревянными щитами подкладываются листы ватмана, предназначенные для получения отпечатков пятен контакта шин с опорной поверхностью. Усилия возбуждителей колебаний передаются на опору шасси с помощью специальных упругих тяг, которые соединяют возбуждитель колебаний с осью колес (рис. 3) [12—14].

Возбудители колебаний устанавливаются на специальные лафеты с грузами. Общий вид НЧИ ОШ представлен на рис. 4 и 5.

С целью контроля условий нагружения опор шасси при НЧИ ОШ измеряются отпечатки пятен

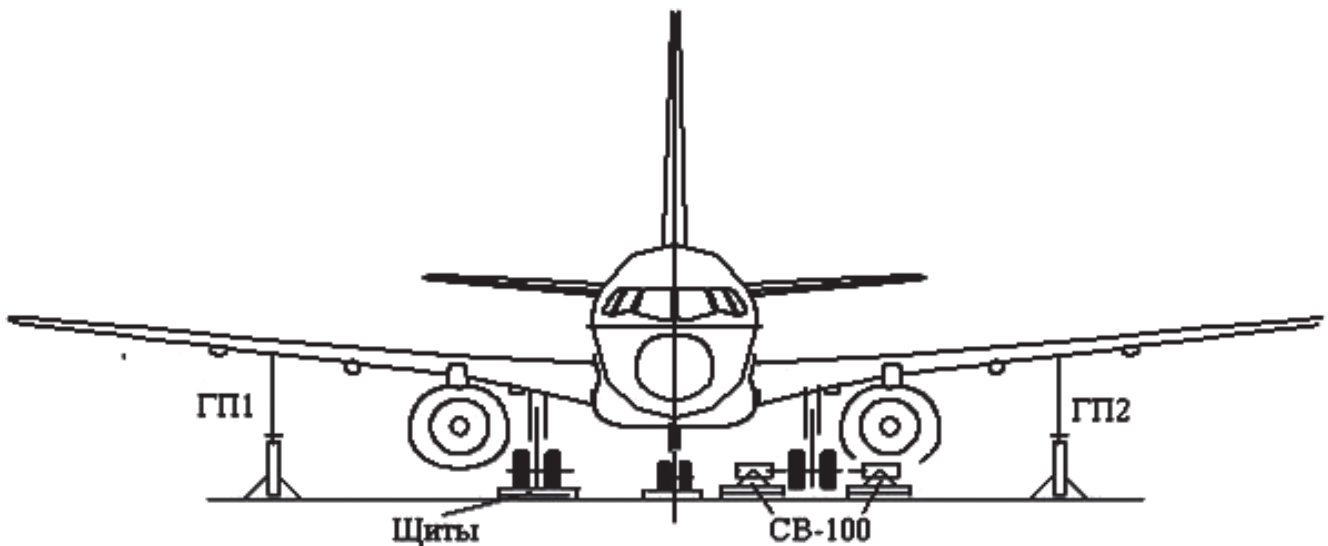


Рис. 2. Схема испытаний основных опор шасси самолета на гидроподъемниках

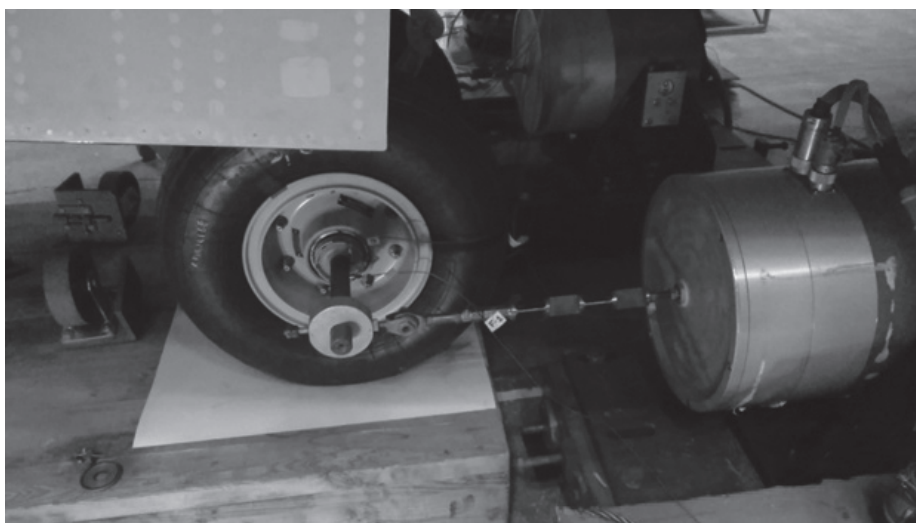


Рис. 3. Связь возбуждителя колебаний с осью колес

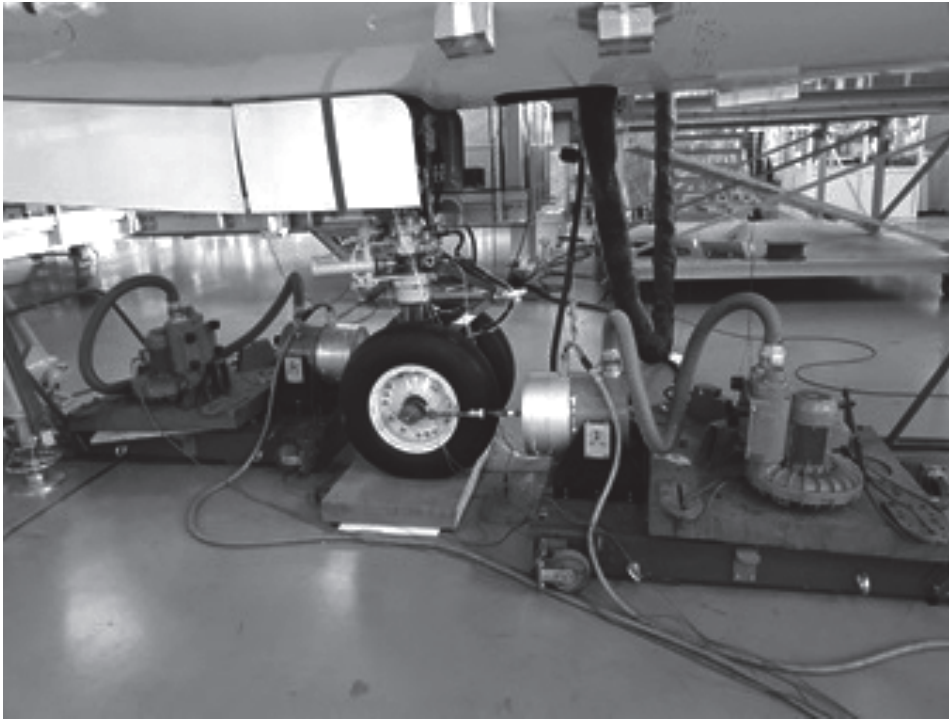


Рис. 4. Расположение возбуждателей при исследовании тона кручения и тона продольных колебаний опоры шасси

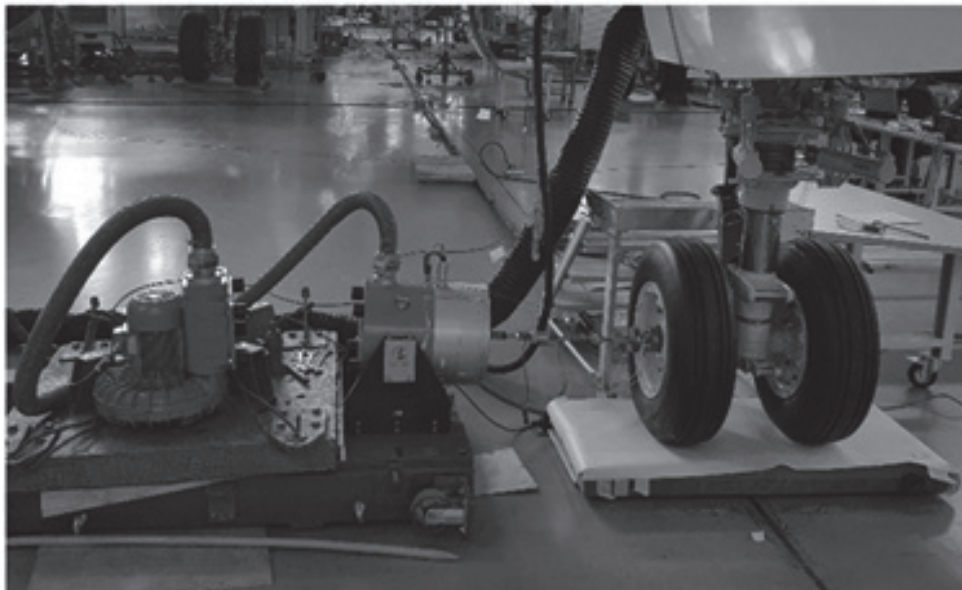


Рис. 5. Расположение возбуждателей при определении тона боковых колебаний опоры шасси

контакта шин с опорной поверхностью (рис. 6). Геометрические размеры отпечатков позволяют установить связь между фактической нагрузкой на шток амортизатора и заданными амортизационными характеристиками.

### 3. Возбуждение и измерение колебаний

В ходе НЧИ ОШ исследуются характеристики минимум трех низших тонов резонансных колебаний опор шасси. Для симметричной стойки это:

- боковые изгибные колебания (рис. 5),
- продольные изгибные колебания (рис. 4),

- крутильные колебания вокруг вертикальной оси (рис. 4).

Для получения частотных характеристик конструкции используется метод возбуждения колебаний синусоидальным сигналом с пошаговым изменением частоты с помощью электродинамических возбуждателей колебаний, рис. 4 и 5.

В случаях несимметричных стоек опор шасси для получения резонансного тона вертикального изгиба оси колеса возбуждатель колебаний устанавливается в вертикальной плоскости (рис. 7).

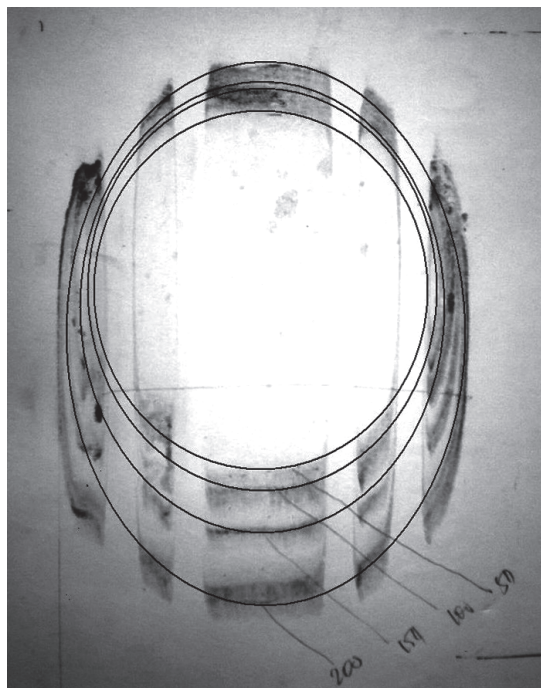


Рис. 6. Пример измерения пятна контакта шины и его аппроксимация эллипсами

стях и один — с ориентацией оси в боковом направлении. В двух-трех горизонтальных сечениях на неподвижной части стойки устанавливаются два датчика с ориентацией оси в боковом направлении и один - в продольном направлении. Такая схема расстановки датчиков позволяет идентифицировать тона колебаний в ходе записи АФЧХ откликов. Также необходимо устанавливать датчики для определения люфтов в узлах навески ОШ и датчики на фюзеляже или на крыле с целью оценки влияния планера самолета на резонансные характеристики ОШ. На рис. 8 и 9 изображены схемы расстановки акселерометров, которые применялись при НЧИ ОШ пассажирского самолета.

#### 4. Методика обработки результатов НЧИ

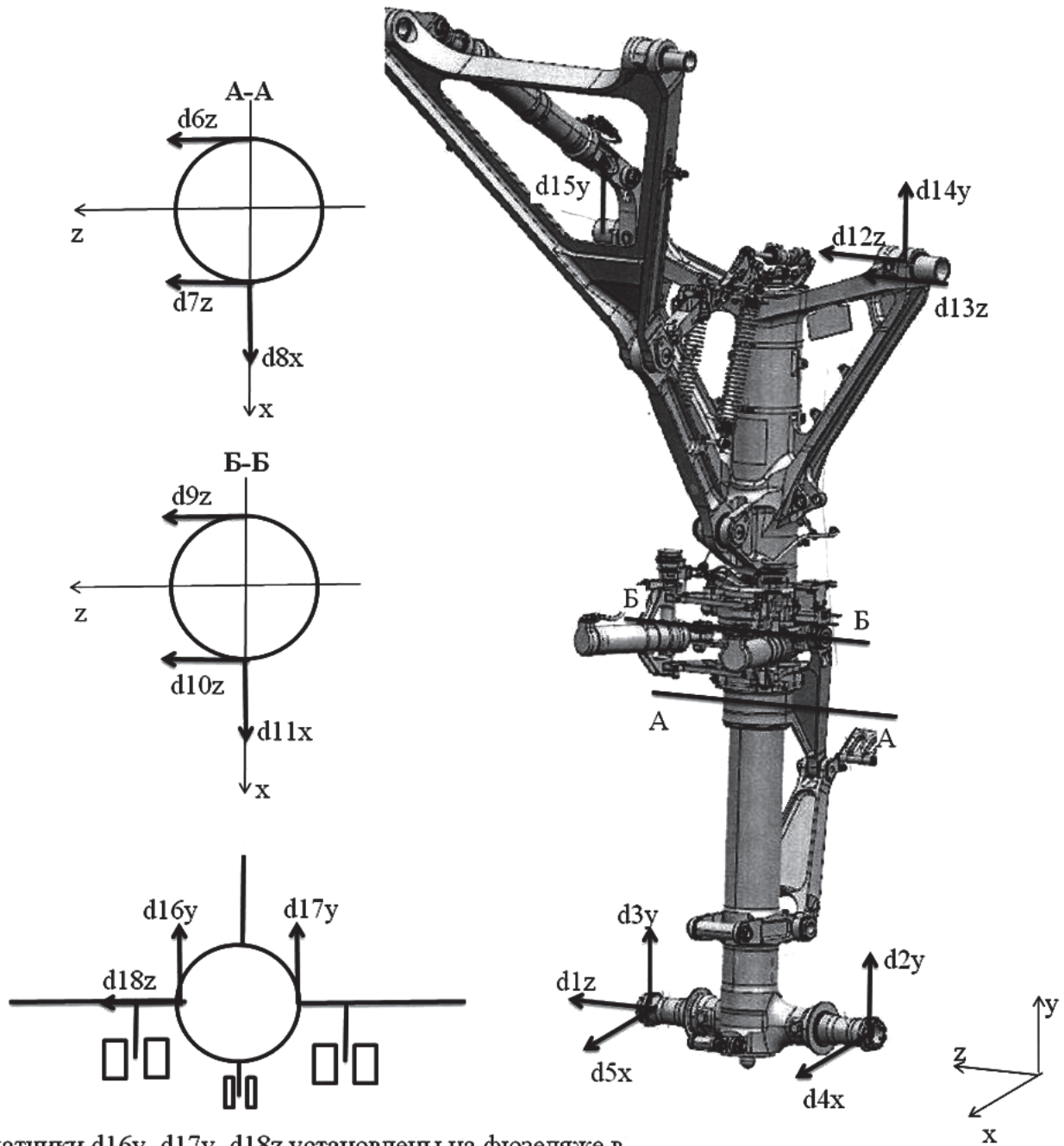
Основными результатами НЧИ являются АФЧХ откликов акселерометров и датчиков сил. Путем двойного интегрирования АФЧХ откликов акселерометров преобразуются в перемещения в точках их установки. В процессе измерения АФЧХ датчики, расположенные на концах оси колес,



Рис. 7. Вертикальное возбуждение несимметричной опоры шасси

Для измерения колебаний применяются пьезоэлектрические акселерометры. Опыт НЧИ ОШ показал, что на концах оси колес достаточно установить по два акселерометра с ориентацией оси измерений в продольной и вертикальной плоско-

позволяют оценить характеристики резонансного тона и возможность увеличения уровня силы без опасности повреждения конструкции или системы возбуждения.



\*датчики d16y, d17y, d18z установлены на фюзеляже в сечении передней опоры шасси

Рис. 8. Пример схемы расположения акселерометров на передней опоре шасси

Отметим здесь, что усилие на штоке возбудителя колебаний ОШ — это главным образом взаимодействие сил магнитного потока возбудителя колебаний, его подвижных масс, массы лафета с колебаниями исследуемой ОШ. Инерция этих масс может существенно повлиять на резонансные характеристики. Измеряемые при частотных испытаниях отклики датчиков определяют характеристики не самой опоры шасси, а всей системы «ОШ+система возбуждения». Для того чтобы исклю-

чить влияние системы возбуждения, применяются датчики сил [19, 20].

Определение резонансных характеристик колебаний проводится с использованием АФЧХ передаточных функций динамической податливости и динамической жесткости. На этапе оперативной обработки используются АФЧХ передаточных функций динамической податливости, которые представляют собой отношение откликов конструкции в точках установки акселерометров

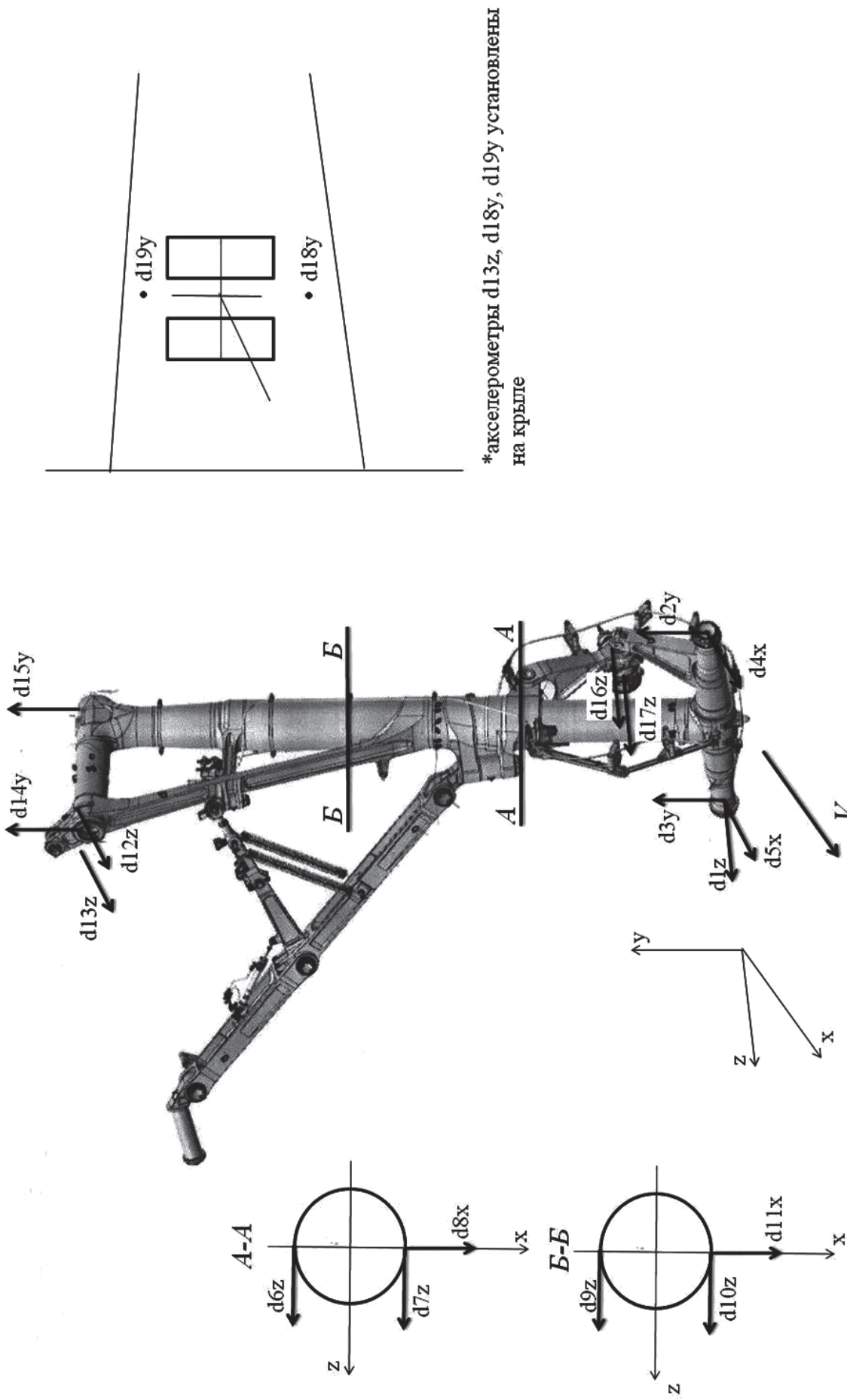
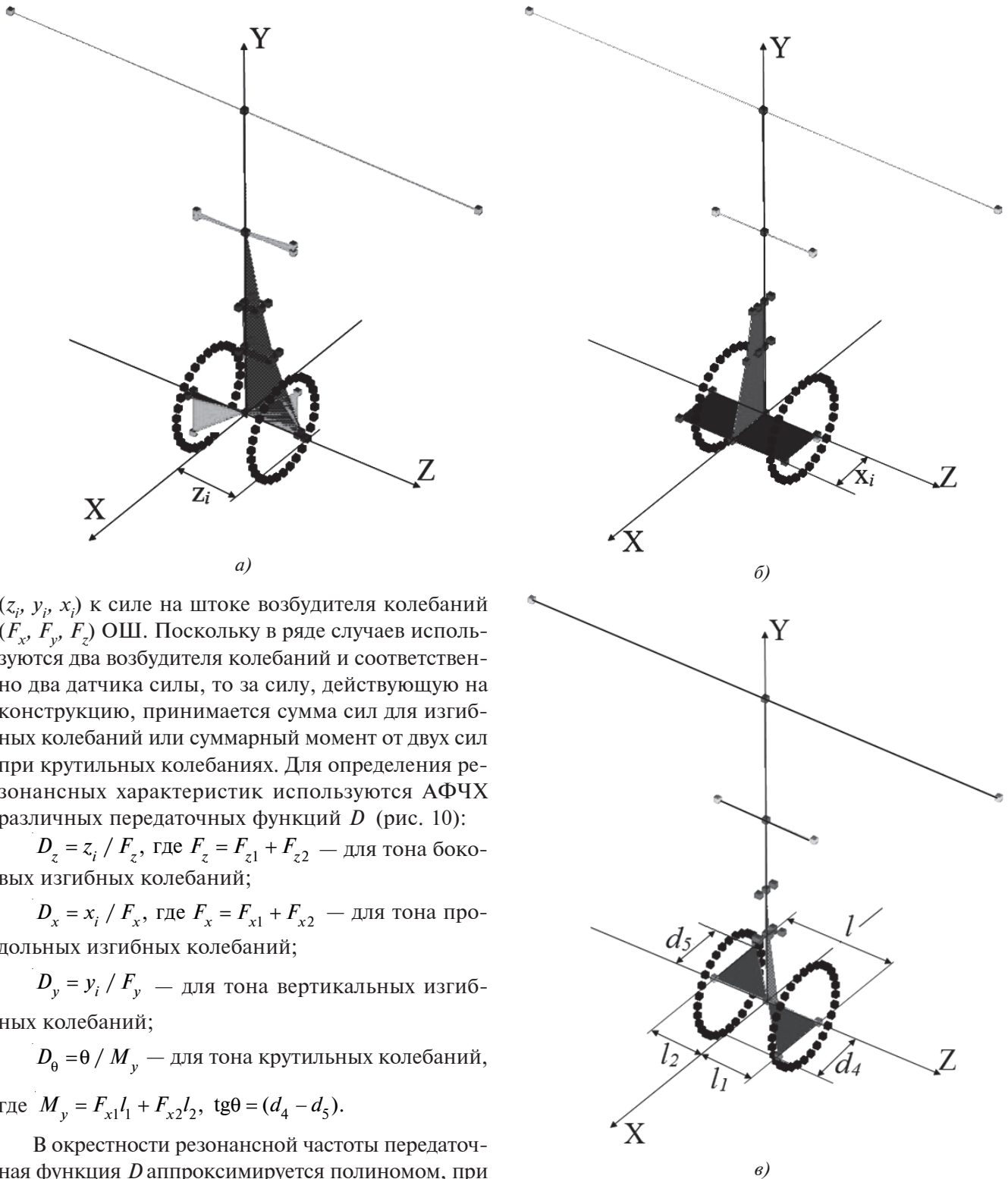


Рис. 9. Пример схемы расположения акселерометров на основной опоре шасси



$(z_i, y_i, x_i)$  к силе на штоке возбуждителя колебаний  $(F_x, F_y, F_z)$  ОШ. Поскольку в ряде случаев используются два возбуждителя колебаний и соответственно два датчика силы, то за силу, действующую на конструкцию, принимается сумма сил для изгибных колебаний или суммарный момент от двух сил при крутильных колебаниях. Для определения резонансных характеристик используются АФЧХ различных передаточных функций  $D$  (рис. 10):

$D_z = z_i / F_z$ , где  $F_z = F_{z1} + F_{z2}$  — для тона боковых изгибных колебаний;

$D_x = x_i / F_x$ , где  $F_x = F_{x1} + F_{x2}$  — для тона продольных изгибных колебаний;

$D_y = y_i / F_y$  — для тона вертикальных изгибных колебаний;

$D_\theta = \theta / M_y$  — для тона крутильных колебаний,

где  $M_y = F_{x1}l_1 + F_{x2}l_2$ ,  $\text{tg}\theta = (d_4 - d_5)$ .

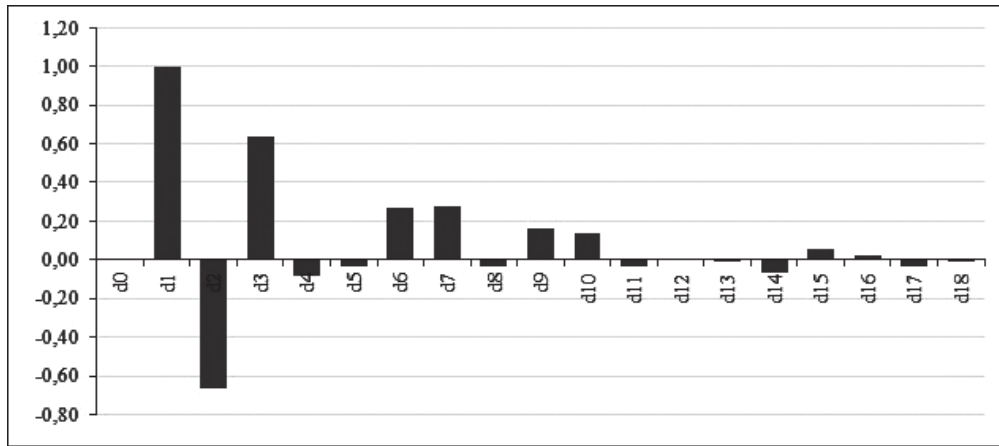
В окрестности резонансной частоты передаточная функция  $D$  аппроксимируется полиномом, при этом подбирается такой диапазон частот ( $\sim 0,25$ — $1,0$  Гц), в котором достоверность аппроксимации составляет  $R^2 > 0,98$ . Используя полученную кривую аппроксимации, методом фазового резонанса из условия  $\text{Re } D_i = 0$  резонансную частоту  $f_r$  можно определять с заданной точностью, а коэффициент демпфирования  $\nu$  — вычислять по формуле:

Рис. 10. Резонансные формы боковых (а), продольных (б) и крутильных колебаний (в)

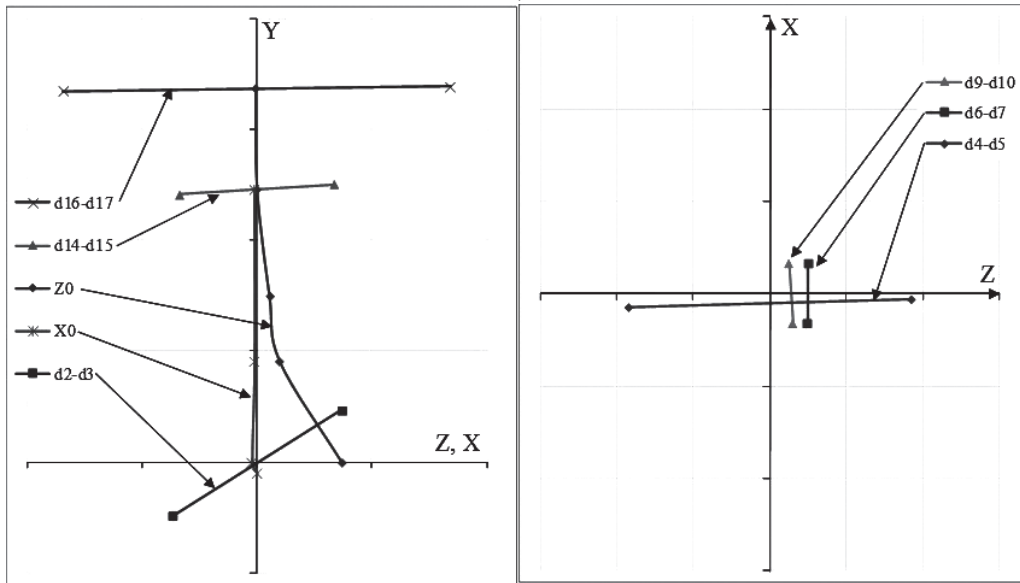
$$\nu = 2\pi \frac{\text{Im}(D)}{f_r k},$$

где  $k$  равно значению производной реальной части полинома аппроксимации на резонансной частоте.

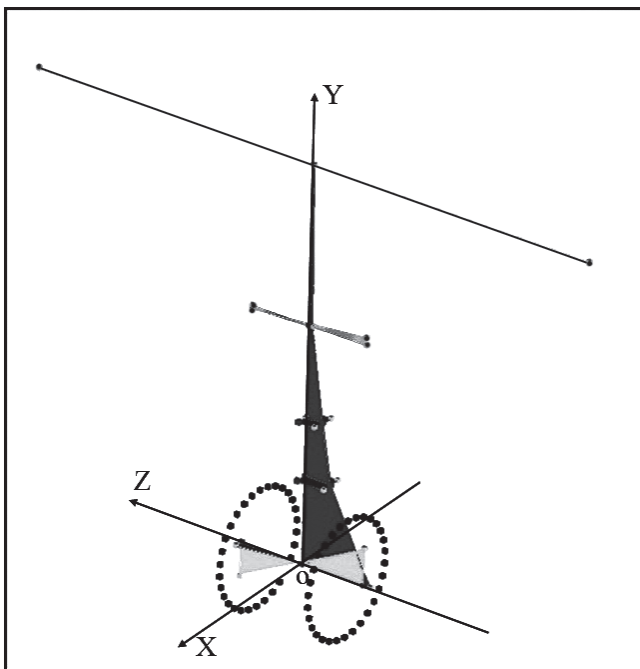




a)



б)



в)

Рис. 11. Представление резонансных форм колебаний в виде: гистограмм (а); упругих линий (б); изометрических проекций (в)

Степень «чистоты тона» приблизительно вычисляется по показаниям пяти датчиков, расположенных на концах оси колес:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\sum_1^5 |\operatorname{Re} d_i(f_r)|}{\sum_1^5 |\operatorname{Im} d_i(f_r)|}$$

### 5. Представление резонансных форм колебаний

Наряду с определением резонансных частот и коэффициентов демпфирования колебаний определяются формы резонансных колебаний в процессе оперативной обработки с целью идентификации исследуемых тонов колебаний и в процессе детальной обработки данных. Для анализа результатов НЧИ ОШ основным видом оперативного представления резонансных форм являются формы в виде гистограмм (рис. 11,а) — графического представления численных значений мнимых частей

частотных передаточных функций, нормированных к значению определяющего тон сигнала датчика. Такой вид представления форм колебаний конструкции является достаточно информативным. Формы колебаний также могут представляться в виде упругих линий (рис. 11,б) или в изометрической проекции (рис. 11,в).

В силу особенностей проведения НЧИ ОШ представление в изометрической проекции используется в случаях, когда требуется определить принципиальное поведение сложных геометрических конструкций.

## 6. Обработка результатов НЧИ методом динамической жесткости

Наряду с методом обработки АФЧХ передаточных функций динамической податливости для получения резонансных характеристик ОШ применяются АФЧХ передаточных функций динамической жесткости:

$$D_z = \frac{F_z(j\omega)}{Z(j\omega)}, j = \sqrt{-1} \text{ — динамическая жесткость бокового изгиба стойки;}$$

жесткость бокового изгиба стойки;

$$D_\theta(j\omega) = \frac{M_y(j\omega)}{\theta(j\omega)} \text{ — динамическая жесткость кручения стойки;}$$

жесткость кручения стойки;

$$D_{z\theta} = \frac{F_z(j\omega)}{\theta(j\omega)} \text{ — перекрестная динамическая жесткость стойки;}$$

жесткость стойки;

$$D_{\theta z} = \frac{M_y(j\omega)}{Z(j\omega)} \text{ — перекрестная динамическая жесткость стойки.}$$

жесткость стойки.

С помощью этих функций имеется возможность получать эффективные жесткости и эффективное демпфирование и моменты инерции опор шасси стойки как параметры, непосредственно входящие в уравнения шимми [2]. Например:

$\operatorname{Re} D_z + I_x(2\pi f_r)^2$  — эффективная боковая жесткость стойки;

$\operatorname{Re} D_\theta + I_y(2\pi f_r)^2$  — эффективная жесткость стойки на кручение.

Моменты инерции опоры могут определяться как

$$I = -\frac{1}{2\omega_r} \cdot \frac{d \operatorname{Re}(D(\omega))}{d\omega},$$

где  $d$  — оператор дифференцирования;  $\omega_r$  — резонансная круговая частота колебаний.

## 7. Применение метода ударных воздействий

Метод ударного воздействия на конструкцию эффективен для оперативного получения характеристик резонансных колебаний при НЧИ линейных конструкций. С целью предварительной оценки резонансных характеристик этот метод был успешно применен при НЧИ передней опоры транспортного самолета, обладающей существенными нелинейностями [21]. Для этого специальным молотком, оснащенным датчиком силы, наносились удары по характерным точкам конструкции, наиболее подходящим для вызова конкретного тона колебаний:

— вдоль оси колес — для вызова тона бокового изгиба,

— по одному из пневматиков в продольном направлении — для вызова тонов продольных изгибных колебаний и крутильных колебаний.

По каждой из выбранных точек наносилось по пять ударов, результаты измерений усреднялись. Запись временных процессов велась с частотой дискретизации  $f_d = 1024$  Гц, что позволило получить амплитудные спектры и частотные передаточные функции динамической податливости. Характеристики колебаний при ударном возбуждении были получены для свободной опоры  $S_{ам} = 0$  и для обжатой опоры  $S_{ам} = 72$  мм. Были оперативно идентифицированы низшие тона колебаний и выделены частотные диапазоны для детального исследования частоты и формы колебаний как свободной, так и обжатой опоры.

Результаты определения резонансных частот, форм и коэффициентов демпфирования колебаний методом ударного воздействия показали удовлетворительное соответствие резонансным частотам, формам и коэффициентам демпфирования, полученным с использованием гармонического возбуждения.

На рис. 12 приведены сравнительные зависимости резонансных частот  $f_{рез}$  и коэффициентов демпфирования  $\nu$  от амплитуд на резонансной частоте  $A_{рез}$  для тона боковых изгибных колебаний при различных видах возбуждения конструкции.

На рис. 13 приведено сравнение форм боковых изгибных колебаний в виде гистограмм. Полученные результаты показывают возможность применения метода ударных воздействий для оперативной оценки форм, частот и коэффициентов демпфирования в ходе проведения НЧИ ОШ.

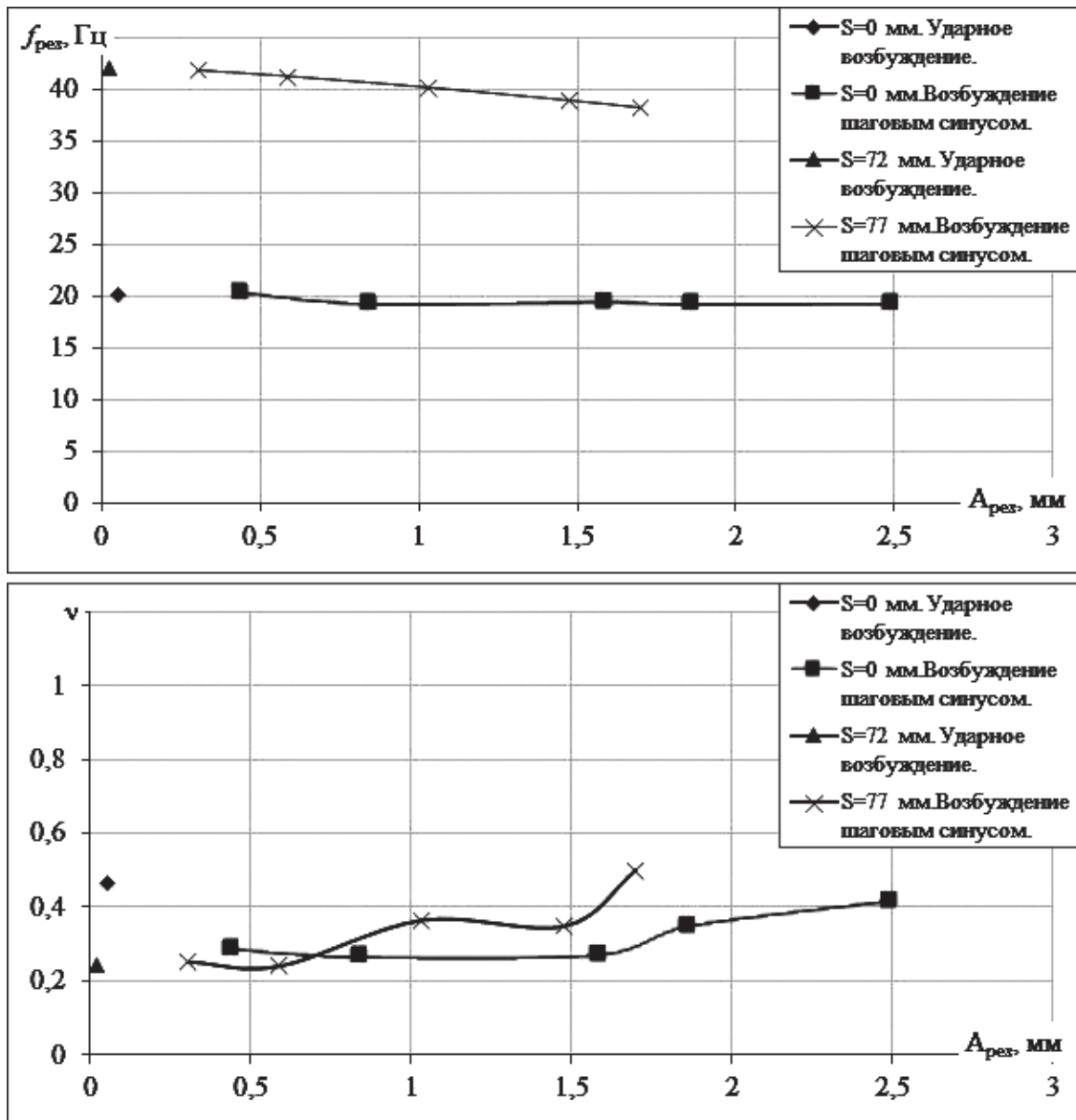


Рис. 12. Сравнительные зависимости резонансных частот и коэффициентов демпфирования от амплитуд на резонансных частотах при различных видах возбуждения

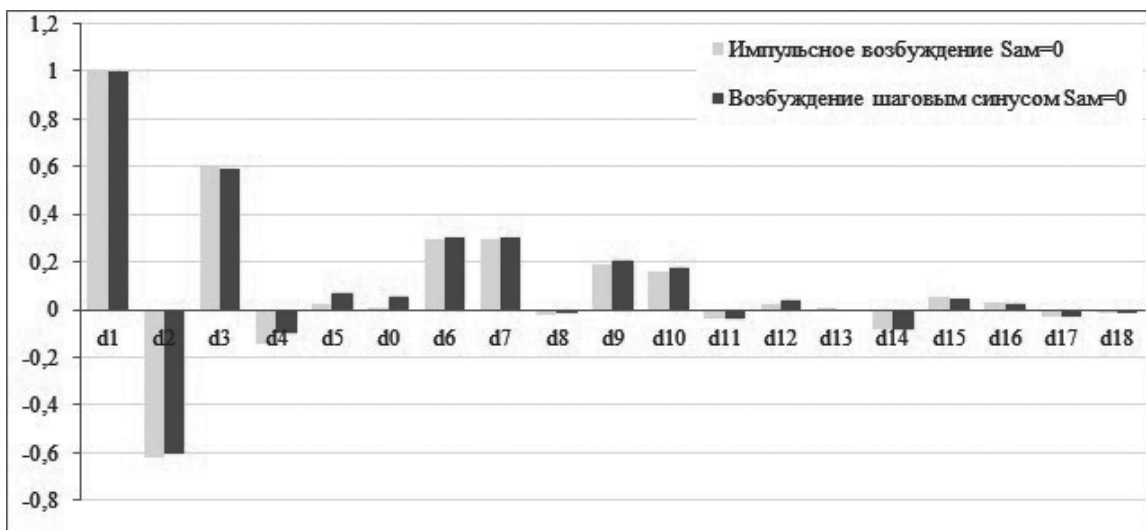


Рис. 13. Формы боковых изгибных колебаний, полученных при различных видах возбуждения

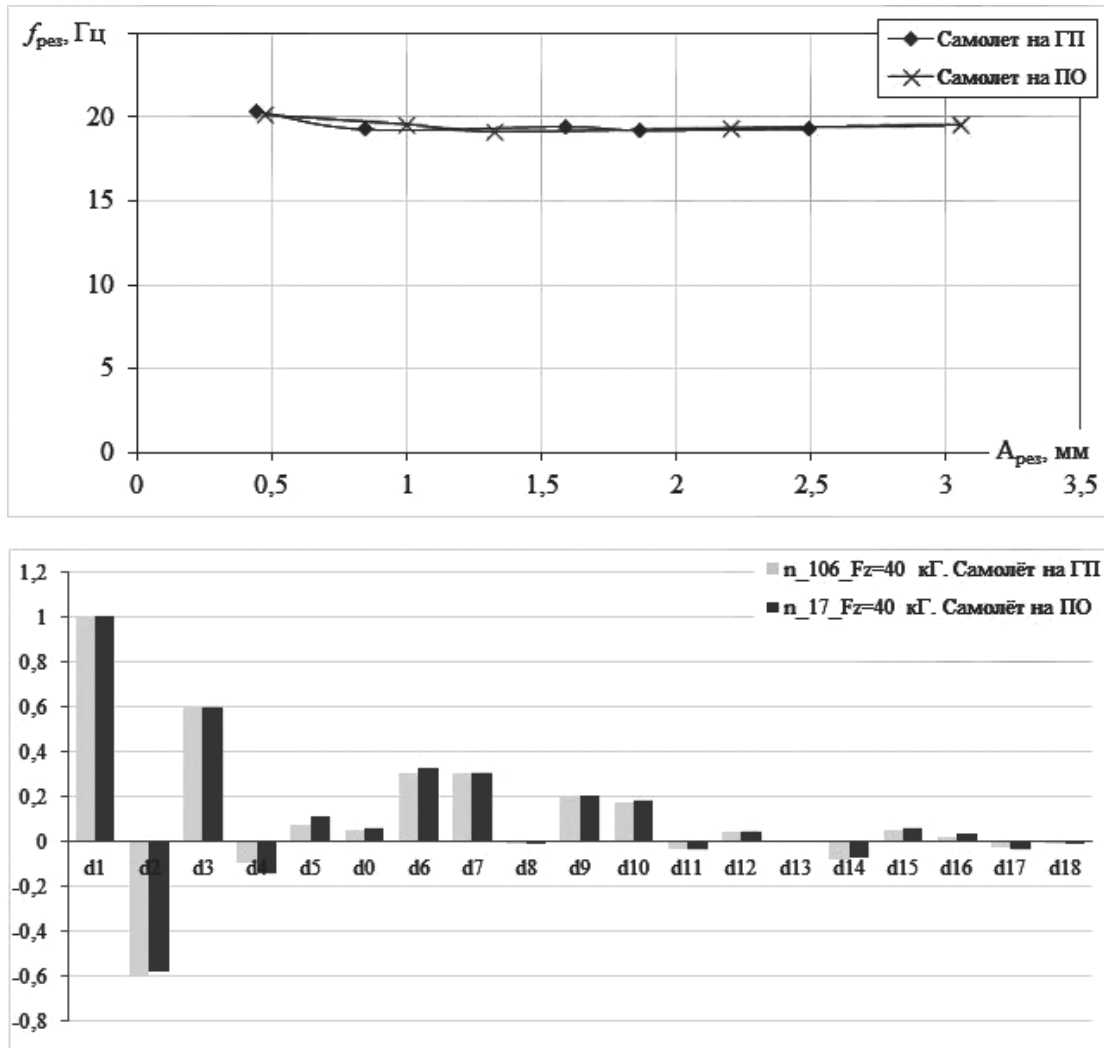


Рис. 14. Зависимости резонансных частот и формы колебаний ОШ при установке самолета на гидроподъемники и на пневмоопоры

**8. Влияние гидроподъемников на результаты НЧИ ОШ**

НЧИ ОШ проводятся обычно при установке самолета на штатные гидроподъемники (см. рис. 2). С целью оценки влияния гидроподъемников на резонансные характеристики ОШ были получены резонансные характеристики ОШ самолета, установленного на пневмоопоры.

Рис. 14, где приведено сравнение резонансных частот и форм колебаний, показывает незначительное влияние гидроподъемников на динамические характеристики опор шасси при исследовании низших тонов колебаний.

**Выводы**

Развиты и внедрены в практику:

- метод определения динамических характеристик опор шасси, включающий условия испытаний, экспериментальное оборудование, обработку результатов НЧИ с использованием АФЧХ пере-

даточных функций динамической податливости и динамической жесткости;

- типовые схемы расстановки акселерометров для определения низших тонов колебаний опор шасси;

- усовершенствован метод фазового резонанса для определения резонансных частот колебаний и коэффициентов демпфирования;

- дана оценка влияния гидроподъёмников на динамические характеристики опор шасси;

- рассмотрена возможность применения метода ударных воздействий для получения оперативной оценки резонансных характеристик опор шасси и ускорения процедуры наземных частотных испытаний.

**Библиографический список**

1. Krüger W., Besselink I., Cowling D., Doan D.B., Kortüm W., Krabacher W. Aircraft landing gear dynamics: simulation and control // Vehicle System Dynamics.

1997. Vol. 28. No. 2-3, pp. 119-158. DOI: 10.1080/00423119708969352
2. *Кривков А.В.* К развитию расчетных методов исследования безопасности самолета от шимми колес опор шасси // Труды ЦАГИ. Вып. 2727. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. — 200 с.
  3. *Krapivko A.V., Zadonskay V.N., Kolyshev E.S., Paryshev S.E., Dubovsky E.A.* Experimental methods of studying of dynamic characteristics of airplane landing gear // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2015) (Saint Petersburg, Russia 28 June — 2 July 2015). — NY: Curran Associates Inc., 2016, pp. 1263-1283.
  4. *Krapivko A.V., Zadonskay V.N., Kolyshev E.S., Paryshev S.E., Dubovsky E.A.* Experimental methods of studying of dynamic characteristics of airplane landing gear // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2015) (Saint Petersburg, Russia 28 June — 2 July 2015). — NY: Curran Associates Inc., 2016, pp. 1263-1283.
  5. *Карклэ П.Г., Малютин В.А., Мамедов О.С., Поповский В.Н., Смотров А.В., Смыслов В.И.* О современных методиках наземных испытаний самолетов в аэроупругости // Труды ЦАГИ. Вып. 2708. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2012. — 35 с.
  6. *Жаров Е.А., Смыслов В.И.* О точности измерения параметров собственных колебаний летательных аппаратов при резонансных испытаниях // Труды ЦАГИ. Вып. 2219. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1984. С. 60-74.
  7. *Смыслов В.И.* Некоторые вопросы методики многократного возбуждения при экспериментальном исследовании колебаний упругих конструкций // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. 3. № 5. С. 110-118.
  8. *Пронин М.А., Рябыкина Р.В., Смыслов В.И.* Экспериментальное исследование вынужденных колебаний самолета при отрыве лопатки двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 51-60.
  9. *Фершинг Г.* Основы аэроупругости; Пер. с нем. К.Ф. Плитта. — М.: Машиностроение, 1984. — 599 с.
  10. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: ЛИИ им. М. М. Громова, 1994. — 321 с.*
  11. *Микишев Г.Н., Рабинович Б.И.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость / Под ред. А.Ю. Ишлинского. — М.: Машиностроение, 1971. — 563 с.
  12. *Смыслов В.И.* К истории модальных испытаний ЛА в ЦАГИ // Труды ЦАГИ. Вып. 2738. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2013. С. 245-255.
  13. *Боксер В.Д.* и др. ЦАГИ — основные этапы научной деятельности, 1968-1993. — М.: Физматлит, 1996. — 574 с.
  14. *Челомей В.Н.* Вибрации в технике: Справочник: В 6-ти т. — М.: Машиностроение, 1981. — Т. 5. Измерения и испытания / Под ред. М.Д. Генкина. Гл. XV. Определение характеристик собственных колебаний. С. 330-348.
  15. *Хейлен В., Ламменс С., Сас П.* Модальный анализ: теория и испытания; Пер. с англ. / Под ред. В.И. Смылова. — М.: Новатест, 2010. — 319 с.
  16. *Randall R.* Frequency Analysis. — Brüel & Kjaer, 1987. — 344 с.
  17. *Семенова А.С., Зубко А.И.* Исследование технического состояния межроторного подшипника на вибродиагностическом стенде СП-180М после прохождения ресурсных испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 126-138.
  18. *Зиченков М.Ч., Ишмурастов Ф.З., Кузнецов А.Г.* Исследование совместного влияния гироскопических сил и конструкционного демпфирования на характеристики флаттера крыла аэроупругой модели EuRAM // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 86-95.
  19. *Грачев Н.Н.* Анализ обеспечения стабильности характеристик электромеханического преобразователя в условиях полетов летательных аппаратов в верхних слоях атмосферы // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 207-215.
  20. *Терешкин В.М.* Теоретическое обоснование возможности снижения вибраций электромагнитного происхождения в пятифазной машине переменного тока по сравнению с трехфазной машиной // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 229-239.
  21. *Хмельницкий Я.А., Салина М.С., Катаев Ю.П.* Динамический расчет солнечных батарей космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 52-60.

## EXPERIMENTAL METHODS FOR DETERMINING DYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT LANDING GEAR

Kolyshev E.S.\* , Krapivko A.V.\*\*

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

\* e-mail: eskolyshev@gmail.com

\*\* e-mail: a\_krapivko@tsagi.ru

### Abstract

The article reviews experimental methods for determining dynamic characteristics of aircraft landing gear such as resonant frequencies, damping coefficients and eigen modes according to the results of ground vibration tests (GVT) of landing gear.

One of the important features of the landing gear supports GVT consists in the fact that landing gears are complex spatial structurally-variable, highly nonlinear dynamic system. Thus, they are studied at various damper rod crimping (vertical loads on the support), at which dynamic characteristics may vary significantly. The main nonlinearities in the of landing gear design are joints backlash, dry friction in the seal cuffs, as well as nonlinearities in the hydraulic module of the control system and in rubber-cord pneumatics when the wheels contact with the supporting surface. The nonlinearities presence in the landing gear design considerably complicates testing, results processing and characteristics analysis.

The article describes methods and algorithms for determining the fundamental eigen modes of landing gear, such as torsion, lateral and longitudinal bending of support, according to the amplitude-phase frequency characteristics measured at characteristic points of the structure. Resonant frequencies, shapes and decrements of vibrations are determined using transfer functions (dynamic compliance and dynamic stiffness). A typical accelerometers arrangement of a system for oscillations registering and arrangement of vibration exciters are given. The described methods for obtaining dynamic characteristics were developed based on the long experience in landing gears GVT of various aircraft.

The novelty in landing gear GVT is marked:

1. Moveable carriages with vibration exciter mounted on them, which are equipped with special connecting devices for attaching rods to the axis of wheels. The rods are equipped with forces sensors transmitted to the structure, in order to eliminate the excitation system effect.

2. The GVT is performed for the landing gear both in a free state and at various vertical loads on supports

created from action of the aircraft mass by hydraulic lifts.

3. The applied shock method application on landing gear to obtain amplitude-phase frequency characteristics at the selected points of structure according to the results of response functions processing. This method allows giving an operational evaluation of the landing gear resonant characteristics and speed up the ground frequency testing procedure.

4. The GVT results processing is performed using transfer functions of dynamic compliance and dynamic stiffness of landing gear strut for bending and torsion and their cross links.

5. To determine hydraulic lifts effect on landing gear dynamic characteristics, the GVT in a free state is performed in cases when the aircraft is installed on the standard hydraulic lifts and when the aircraft is installed on pneumatic supports.

**Keywords:** landing gear, shimmy, resonance characteristics, ground vibration testing, frequency response characteristics, transfer functions.

### References

1. Krüger W., Besselink I., Cowling D., Doan D.B., Kortüm W., Krabacher W., Aircraft landing gear dynamics: simulation and control. *Vehicle System Dynamic*, 1997, vol. 28, no. 2-3, pp. 119-158. DOI: 10.1080/00423119708969352
2. Krapivko A.V. *Trudy TSAGI*, Moscow, Publishing Department of TSAGI, 2013, vol. 2727, 200 p.
3. Krapivko A.V., Zadonskay V.N., Kolyshev E.S., Paryshev S.E., Dubovsky E.A. Experimental methods of studying of dynamic characteristics of airplane landing gear. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2015) (Saint Petersburg, Russia 28 June - 2 July 2015)*. NY, Curran Associates Inc., 2016, pp. 1263-1283.
4. Krapivko A.V., Zadonskay V.N., Kolyshev E.S., Paryshev S.E., Dubovsky E.A. Experimental methods of studying of dynamic characteristics of airplane landing gear. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2015) (Saint Petersburg,*

- Russia 28 June - 2 July 2015). NY: Curran Associates Inc., 2016, pp. 1263-1283.
5. Karkle P.G., Maluyutin V.A., Mamedov O.S., Popovskii V.N., Smotrov A.V., Smyslov V.I. *Trudy TsAGI*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2012, no. 2708, 35 p.
  6. Zharov E.A., Smyslov V.I. *Trudy TsAGI*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1984, no. 2219, pp. 60-74.
  7. Smyslov V.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1972, vol. 3, no. 5, pp. 110-118.
  8. Pronin M.A., Ryabykina R.V., Smyslov V.I. Experimental study of the aircraft forced vibrations while the engine blade break-away. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 51-60.
  9. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Berlin etc., 1974, 693 p.
  10. *Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards of transport category aircraft), Moscow, Letno-issledovatel'skii institut im. M.M. Gromova, 1994, 321 p.
  11. Mikishev G.N., Rabinovich B.I. *Dinamika tonkostennykh konstruksii s otekami, soderzhashchimi zhidkost'* (Dynamics of thin-walled structures with compartments containing liquid), Moscow, Mashinostroenie, 1971, 563 p.
  12. Smyslov V. I. *Trudy TsAGI*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 2013, no. 2738, pp. 245-255.
  13. Bokser V.D. et al. *TsAGI – osnovnye etapy nauchnoi deyatel'nosti*, 1968-1993 (TSAGI-the main stages of scientific activity, 1968-1993), Moscow, Fizmatlit, 1996, 574 p.
  14. Chelomei V.N. *Vibratsii v tekhnike: Spravochnik. T. 5. Izmereniya i ispytaniya* (Vibrations in technology: Handbook. Vol. 5. Measurements and tests). Moscow, Mashinostroenie, 1981, pp. 330-348.
  15. Heilen V., Lammens S., Sas P. *Modal'nyi analiz: teoriya i ispytaniya* (Modal analysis: theory and tests), Moscow, Novatest, 2010, 319 p.
  16. Randall R. *Frequency Analysis*. Brüel & Kjær, 1987, 344 p.
  17. Semenova A.S., Zubko A.I. Studying technical condition of the interrotor bearing with the SP180-M vibratory-diagnostic test bench after passing life tests. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 126-138.
  18. Zichenkov M.C., Ishmuratov F.Z., Kuznetsov A.G. Studying the gyroscopic forces and structural damping joint impact on the wing flutter of the aeroelastic eura model. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 86-95.
  19. Grachev N.N. Stability provision of electromechanical transducer characteristics in conditions of flight in the upper atmosphere. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 207-215.
  20. Tereshkin V.M. Theoretical justification of the possibility of reducing vibrations of electromagnetic origin in a five-phase alternating current machine in comparison with a three-phase machine. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 229-239.
  21. Khmel'nitskii Ya.A., Salina M.S., Kataev Yu.A. Spacecraft solar batteries dynamic analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 52-60.