

ВЛИЯНИЕ ПОДВИЖНОСТИ КАБИНЫ ПИЛОТАЖНОГО СТЕНДА НА МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАДАЧИ ДОЗАПРАВКИ САМОЛЁТА ТОПЛИВОМ В ВОЗДУХЕ

Зайчик Л.Е.^{*}, Десятник П.А.^{**}, Желонкин В.И.^{***}, Желонкин М.В.^{****},
Ткаченко О.И.^{*****}, Яшин Ю.П.^{*****}

*Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московской области, 140180, Россия*

^{} e-mail: zaichik@tsagi.ru*

*^{**} e-mail: desiatnik_pavel@mail.ru*

*^{***} e-mail: vladimirzhelonkin@rambler.ru*

*^{****} e-mail: zhelonkinmishail@mail.ru*

*^{*****} e-mail: tkachenko15@mail.ru*

*^{*****} e-mail: yuyash@yandex.ru*

Рассматривается проблема воспроизведения действующих на лётчика перегрузок и угловых ускорений (далее — ускорений) при моделировании на пилотажном стенде задачи дозаправки самолёта топливом в полёте. Разработана методика моделирования задачи дозаправки на пилотажном стенде с подвижной кабиной, и выполнена оптимизация алгоритмов управления системой подвижности кабины для данной задачи. Проведены с участием лётчика эксперименты по сравнительной оценке моделирования задачи дозаправки на пилотажном стенде с подвижной и неподвижной кабиной. Выполнена обработка результатов эксперимента, и получены данные по влиянию ускорений на характер действий лётчика, параметры движения самолёта, качество выполнения задачи дозаправки и оценки лётчика. Показано, что воспроизведение действующих на лётчика ускорений существенно повышает адекватность моделирования задачи дозаправки реальному полёту.

Ключевые слова: пилотажный стенд, система подвижности, качество моделирования, задача дозаправки.

Введение

Одной из сложных проблем моделирования полета в наземных условиях является воспроизведение действующих на лётчика ускорений, которые играют в пилотировании важную роль. Исследования показывают, что влияние ускорений на пилотирование сложным образом зависит от характеристик самолета, канала управления, задачи пилотирования и других факторов [1,2]. Знание этого влияния необходимо для решения многих вопросов моделирования ускорений, в том числе для оценки необходимости воспроизведения ускорений или для коррекции результатов, получаемых на неподвижных тренажерах [3, 4]. Особенно актуальна эта проблема для маневренных самолётов, поскольку тренажёры этих самолётов обычно имеют неподвижные кабины и ускорения не воспроизводят. Объясняется это тем, что попытка воспроизвести характерные для маневренных самолётов низкоча-

стотные большие перегрузки с помощью традиционных систем подвижности кабины, способных воспроизводить только небольшие и относительно высокочастотные перегрузки, может привести к искажениям даже бóльшим, чем неподвижные стенды.

Между тем, имеется ряд ответственных и сложных для лётчика задач точного пилотирования, которые маневренные самолёты выполняют при перегрузке, близкой к единичной, а такие перегрузки традиционные системы подвижности воспроизводят достаточно хорошо. К числу таких задач относится, в частности, дозаправка самолёта топливом в полете, это вторая по сложности выполнения задача после посадки самолёта на палубу. Для совершенствования средств и способов профессиональной подготовки и тренировки лётчиков представляет несомненный интерес исследование влияния ускорений при выполнении задач точного

пилотирования, в частности, дозаправки, на пилотажном стенде с подвижной кабиной.

Настоящая статья посвящена исследованию влияния ускорений на пилотирование в задаче дозаправки самолёта топливом в воздухе и обоснованию необходимости использования для моделирования этой задачи пилотажных стендов и тренажёров с подвижной кабиной. Исследование содержит теоретический анализ влияния ускорений на пилотирование применительно к рассматриваемой задаче и анализ экспериментальных результатов, полученных при моделировании с участием лётчика задачи дозаправки на пилотажном стенде с подвижной кабиной.

1. Анализ значимости ускорений при дозаправке

Понять механизм влияния ускорений на пилотирование и оценить необходимость их воспроизведения при моделировании конкретной задачи позволяет разработанный в ЦАГИ теоретический подход [3]. В соответствии с этим подходом, считается, что ускорения играют в пилотировании двоякую роль. С одной стороны, они являются источником информации о движении самолета, которую лётчик может использовать для улучшения качества пилотирования (информационный фактор); с другой стороны, ускорения — это механическое воздействие, которое может оцениваться лётчиком отрицательно (физиологический фактор). Как влияют ускорения на пилотирование — отрицательно или положительно, — зависит от того, какой из этих факторов в данном конкретном случае является доминирующим.

Будем рассматривать самолёт с характеристиками управляемости, выбранными таким образом, что физиологический фактор отсутствует и влияние ускорений определяется только информационным фактором. Согласно рассматриваемому подходу, ускорения влияют на действия лётчика и пилотажную оценку положительно, если они являются второй производной от регулируемой визуальной координаты и превышают по величине порог чувствительности лётчика.

При выполнении задачи дозаправки лётчик управляет через движение самолёта относительным положением штанги и заправочного конуса по направлениям осей X , Y и Z связанной системы координат заправляемого самолёта. Видимая при этом лётчиком из кабины визуальная картина приведена на рис. 1.

Структурная схема воспринимаемой лётчиком и используемой для пилотирования визуальной и акселерационной информации в задаче дозаправ-

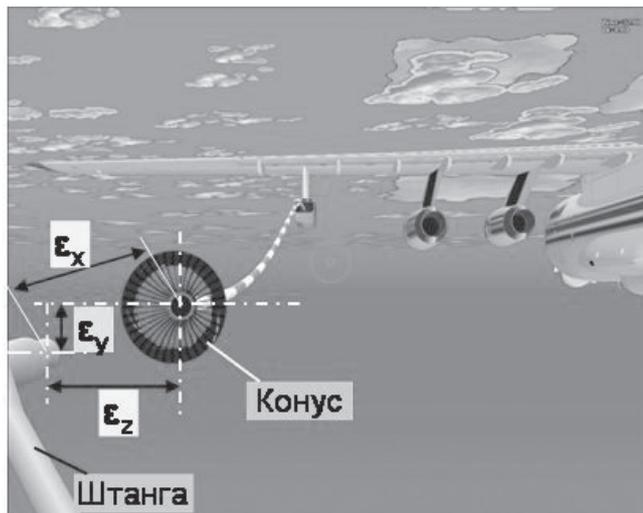


Рис. 1. Изображение на экране системы визуализации при моделировании задачи дозаправки

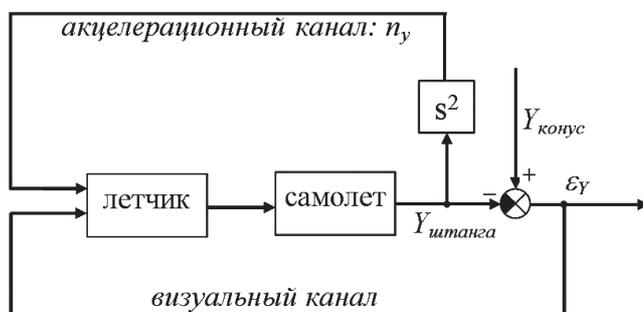


Рис. 2. Структурная схема визуальной и акселерационной информации в задаче дозаправки

ки представлена на рис. 2 (применительно к вертикальной степени свободы).

Согласно схеме, визуальным сигналом для лётчика в этом канале является вертикальная ошибка слежения

$$\epsilon_y(t) = Y_{\text{конус}}(t) - Y_{\text{штанга}}(t).$$

Акселерационными сигналами для лётчика в полёте являются ощущения от действующих на него перегрузок и угловых ускорений. Чтобы определить чистое влияние ускорений на пилотирование в задаче дозаправки, рассмотрим случай, когда возмущения на конус от спутного следа за самолётом-заправщиком невелики и ими, в первом приближении, можно пренебречь, т.е. будем считать $Y_{\text{конус}}(t) = \text{const}$, $Z_{\text{конус}}(t) = \text{const}$. В этом случае смещение штанги относительно заправочного конуса (ошибка слежения) определяется только движением заправляемого самолёта, управляемого лётчиком, в результате линейные ускорения по каждой степени свободы являются второй производной от соответствующей управляемой координаты. А это

значит, что ощущаемые лётчиком линейные перегрузки должны играть при выполнении задачи дозаправки положительную роль.

2. Постановка эксперимента

Эксперименты проводились на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ, имеющем коллимационную систему визуализации с компьютерным синтезом изображения и 6-степенную систему подвижности кабины. Кабина стенда оборудована боковой ручкой управления с электрической системой загрузки производства фирмы MOOG и электронной приборной доской.

Алгоритмы управления движением кабины реализованы в виде классических фильтров, включающих высокочастотные фильтры для воспроизведения высокочастотных составляющих ускорений по каждой из шести степеней свободы и низкочастотные фильтры для воспроизведения низкочастотных составляющих продольных и боковых перегрузок за счёт наклонов кабины по тангажу и крену [5].

Моделирование задачи дозаправки самолета топливом в воздухе осуществлялось на основе расчета пространственного положения самолета-заправщика с заправочным шлангом и конусом и решения уравнений пространственного движения заправляемого самолета. При этом считалось, что самолет-заправщик совершает прямолинейный горизонтальный полет на заданной высоте с постоянной скоростью. В модели вычисляются: относительное положение заправляемого самолета и самолета-заправщика, положение заправочного конуса самолета-заправщика, положение штанги топливоприемника заправляемого самолета, условия контакта заправочного конуса с топливоприемником.

Опыт отработки дозаправки топливом в полёте конкретных самолётов показал, что для эффективного выполнения данной задачи необходимы специальные алгоритмы управления (режим «дозаправка»), отличающиеся от обычных алгоритмов для режимов маневрирования при тех же значениях высоты и скорости полета.

В данной работе в продольном канале при включении режима «дозаправка» использовался следующий алгоритм:

$$\Delta\varphi_{ДЗ} = K_{Ш\text{ДЗ}}x_{в} + K_{\vartheta\text{ДЗ}}(\vartheta - \vartheta_*) + K_{\omega_z\text{ДЗ}}\omega_z, \quad (1)$$

где $\Delta\varphi_{ДЗ}$ — дополнительное отклонение органа управления продольным движением при включении режима «дозаправка»; ϑ — текущий угол тангажа; ϑ_* — угол тангажа, зафиксированный при включе-

нии режима «дозаправка»; ω_z — угловая скорость тангажа; $x_{в}$ — отклонение ручки управления по тангажу; $K_{Ш\text{ДЗ}}$, $K_{\vartheta\text{ДЗ}}$, $K_{\omega_z\text{ДЗ}}$ — соответствующие передаточные коэффициенты.

При таком законе управления с обратными связями по углу тангажа и угловой скорости тангажа передаточная функция изменения вертикальной скорости по отклонению рычага управления принимает вид

$$\frac{V_y}{X_p} = \frac{K_{Ш\text{ДЗ}} \bar{M}_z^{\varphi} \bar{C}_{\alpha} V}{p [p^2 + 2\xi_{\alpha}^* \omega_{\alpha}^* p + \omega_{\alpha}^{*2}] - K_{\vartheta\text{ДЗ}} \bar{M}_z^{\varphi} (p + \bar{C}_{\alpha})}. \quad (2)$$

В этом случае в статике (при $p \rightarrow 0$) перемещение ручки по тангажу и установившаяся вертикальная скорость связаны линейно, эта зависимость определяется передаточным числом $K_{Ш\text{ДЗ}}$ и коэффициентом обратной связи по углу тангажа K_{ϑ} :

$$\left. \frac{V_y}{X_{в}} \right|_{p \rightarrow 0} = -\frac{K_{Ш\text{ДЗ}}}{K_{\vartheta}} V.$$

Чувствительность продольного управления в режиме «дозаправка» может оцениваться величиной X^{Vy} , т.е. расходом ручки управления по тангажу на создание единицы вертикальной скорости:

$$X^{Vy} = -\frac{K_{\vartheta\text{ДЗ}}}{K_{Ш\text{ДЗ}}} \frac{1}{V}.$$

В поперечном канале алгоритм системы управления имел следующий вид:

$$\Delta\delta_{\vartheta\text{ДЗ}} = K_{Ш_{\vartheta}\text{ДЗ}}x_{р\vartheta} + K_{\gamma\text{ДЗ}}\gamma + K_{\omega_x\text{ДЗ}}\omega_x, \quad (3)$$

где $\Delta\delta_{\vartheta\text{ДЗ}}$ — отклонение органа поперечного управления при включении режима «дозаправка»; $x_{р\vartheta}$ — отклонение ручки управления по крену; γ — текущий угол крена; ω_x — угловая скорость крена; $K_{Ш_{\vartheta}\text{ДЗ}}$, $K_{\gamma\text{ДЗ}}$, $K_{\omega_x\text{ДЗ}}$ — соответствующие передаточные коэффициенты.

Передаточные коэффициенты в алгоритмах продольного и поперечного каналов управления выбраны такими, чтобы обеспечивалось необходимое качество управления для режима «дозаправка».

В процессе моделирования лётчику заправляемого самолёта отображается с помощью системы визуализации видимое из кабины изображение самолета-заправщика и всех элементов системы заправки. Задача лётчика состоит в том, чтобы выполнить сближение с самолётом-заправщиком и осуществить контактирование штанги с заправочным конусом. Для этого лётчик управляет работой двигателя с помощью ручек управления двигателем (РУД), контролируя скорость сближения с заправщиком и расстояние ϵ_x от штанги до конуса по продольной оси, а отклонением ручки управления по тангажу и крену стремится выдерживать минимальные значения вертикального ϵ_y и бокового ϵ_z смещения положения штанги относительно заправочного конуса (см. рис. 1).

Эксперименты проводились на пилотажном стенде с выключенной системой подвижности (далее — неподвижный стенд) и при включённой системе подвижности (далее — подвижный стенд) с различными величинами масштаба воспроизведения ускорений (одинаковыми для всех степеней свободы): $M = 0.5; 0.75; 1.0$. Для каждой рассматриваемой конфигурации выполнялось не менее трёх зачётных «полётов».

По результатам экспериментов оценивались влияние подвижности кабины по различным степеням свободы на качество пилотирования, характер действий лётчика и его суждение о степени адекватности моделирования на стенде условиям реального полёта. Оценка проводилась комплексно, с использованием объективных показателей точности слежения за конусом, спектральных характеристик действий лётчика и параметров движения самолёта, а также субъективных отзывов лётчиков. Зачётные эксперименты были проведены с Заслуженным военным лётчиком — снайпером А.Н. Козаченко.

3. Результаты и их обсуждение

Исследование показало, что воспроизведение перегрузок и угловых ускорений на пилотажном стенде с подвижной кабиной существенно повышает адекватность моделирования задачи дозаправки реальному полету по сравнению с неподвижным стендом. Приведём в подтверждение отзыв лётчика о влиянии ускорений на выполнение задачи дозаправки: «Эксперимент проводился на неподвижном и подвижном стенде. На подвижном стенде резкие положительные изменения. Появление и ощущение нормальной, боковой и, самое главное, продольной перегрузок придало «полету» ощущение

реальности и упростило задачу дозаправки топливом в воздухе.

Особенно важны перегрузки в продольном канале, позволяющие контролировать темп приближения (отставания) самолета от заправочного конуса и выдерживать строй дозаправки, что вызывает большие затруднения на тренажере без подвижности. Второстепенную, но не менее важную роль играют нормальная и боковая перегрузки».

Из отзыва видно, что наиболее сильное влияние на пилотирование в задаче дозаправки оказывают продольные перегрузки. На рис. 3 представлены полученные в эксперименте данные по изменению среднеквадратической величины продольной перегрузки σ_{nx} в зависимости от масштаба её воспроизведения на пилотажном стенде. Там же указана величина порога чувствительности человека к продольной перегрузке $\Delta n_x \approx 0,004$ [6].

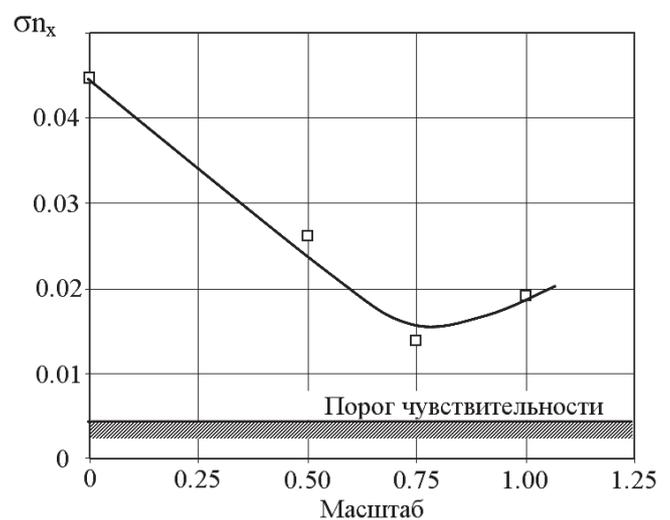


Рис. 3. Влияние масштаба воспроизведения ускорений на точность управления продольной перегрузкой

Видно, что при пилотировании на неподвижном стенде ($M = 0$) уровень продольной перегрузки самолёта превышает величину порога чувствительности примерно в десять раз. При включении подвижности кабины происходит существенное, в несколько раз, повышение точности управления величиной продольной перегрузки и, как результат, повышение точности управления дальностью до конуса. При этом продольная перегрузка выдерживается лётчиком на уровне примерно трёх порогов чувствительности, т.е. на уровне так называемого оперативного порога, при котором обеспечивается надёжное распознавание лётчиком акселерационной информации (ускорений) для её использования при пилотировании [7].

Таким образом, выполняются оба условия положительного влияния на пилотирование продольной перегрузки: она превышает порог чувствительности лётчика и является второй производной от управляемой координаты (дальности). В результате, на стенде с подвижной кабиной, в полном соответствии с теоретическим подходом к оценке влияния ускорений, лётчику становится значительно легче выдерживать скорость сближения с заправочным конусом и управлять расстоянием до него, чем на неподвижном стенде. Более того, можно сказать, что для точного управления расстоянием до конуса основной для лётчика является не визуальная информация, а ощущения изменений продольной перегрузки, поскольку оценка расстояния до конуса по изменению его видимых размеров не обеспечивает необходимой точности управления.

На рис. 4 приведены спектральные плотности продольной перегрузки для неподвижного стенда и подвижного с масштабом воспроизведения ускорений $M = 0.75$. Видно, что включение подвижнос-

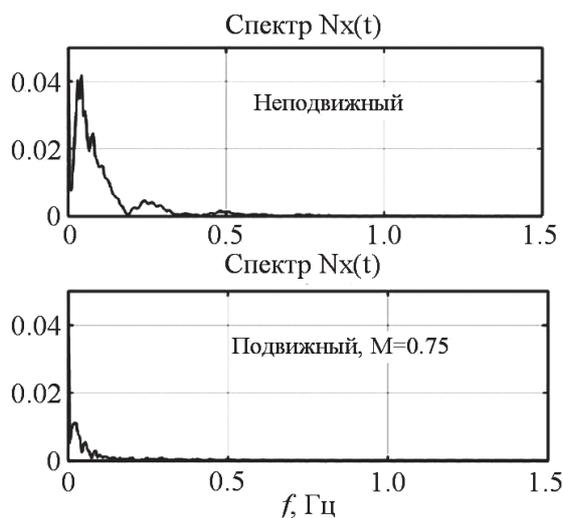


Рис. 4. Влияние подвижности кабины стенда на спектральный состав продольной перегрузки при моделировании дозаправки

ти кабины приводит к значительному изменению не только уровня действующих на лётчика продольных перегрузок, но и их частотного состава. Так, например, в случае неподвижного стенда в спектре имеется большой по величине пик в области низких частот, что говорит о наличии в движении самолёта длительных периодов интенсивного разгона/торможения, которые являются результатом длительного невмешательства лётчика в управление дальностью до заправочного конуса. В случае подвижного стенда пик спектральной плотности продольной перегрузки в области низких частот практически отсутствует, что свидетельствует об уменьшении запаздывания лётчика и более непрерывном

характере действия лётчика РУДами для управления дальностью до конуса. Другими словами, в результате воздействия на лётчика продольных перегрузок улучшаются его динамические свойства как звена замкнутой системы «самолёт-лётчик» (уменьшается запаздывание) в канале управления дальностью. Это позволяет лётчику повысить точность дозирования действий РУДами, улучшить точность выдерживания продольной перегрузки и, тем самым, упростить задачу управления сближением с заправочным конусом, а самое главное, как следует из отзыва лётчика, максимально приблизить выполнение этой задачи на пилотажном стенде к реальному полёту.

Рассмотрим далее влияние ускорений на действия лётчика и параметры движения самолёта при управлении вертикальной и горизонтальной ошибками слежения штангой за положением конуса. На рис. 5 приведены примеры записей по времени параметров, характеризующих управляющие действия лётчика (отклонения ручки управления в продольном X_v и в поперечном X_z каналах), движение самолёта (угловые скорости тангажа ω_z и крена ω_x) и составляющие ошибки слежения ϵ_y (вертикальная) и ϵ_z (горизонтальная) для случая неподвижного стенда и стенда с включённой системой подвижности кабины.

На рис. 6 приведены усреднённые по совокупности реализаций среднеквадратические величины указанных параметров.

Из представленных на рис. 5 и 6 данных видно, что включение подвижности кабины, т.е. действие на лётчика ускорений, кардинальным образом меняет характер пилотирования: в обоих каналах управления существенно возрастают размах управляющих действий лётчика и частота его вмешательства в управление, увеличиваются амплитуды угловых скоростей самолёта. Но при этом амплитуды колебаний и величины выбросов вертикальной и боковой ошибок слежения заметно уменьшаются. Это означает, что лётчик, используя опережающую (по отношению к визуальной) информацию об изменении ускорений, увеличивает свой коэффициент усиления, благодаря чему ему удаётся повысить динамичность, а в итоге и точность управления вертикальной и боковой составляющими ошибки слежения, что согласуется с результатами теоретического анализа и с отзывом лётчика.

Лучше понять изменение характера пилотирования и структуры управляющих действий лётчика дают возможность приведённые на рис. 7 спектральные плотности угловых скоростей тангажа

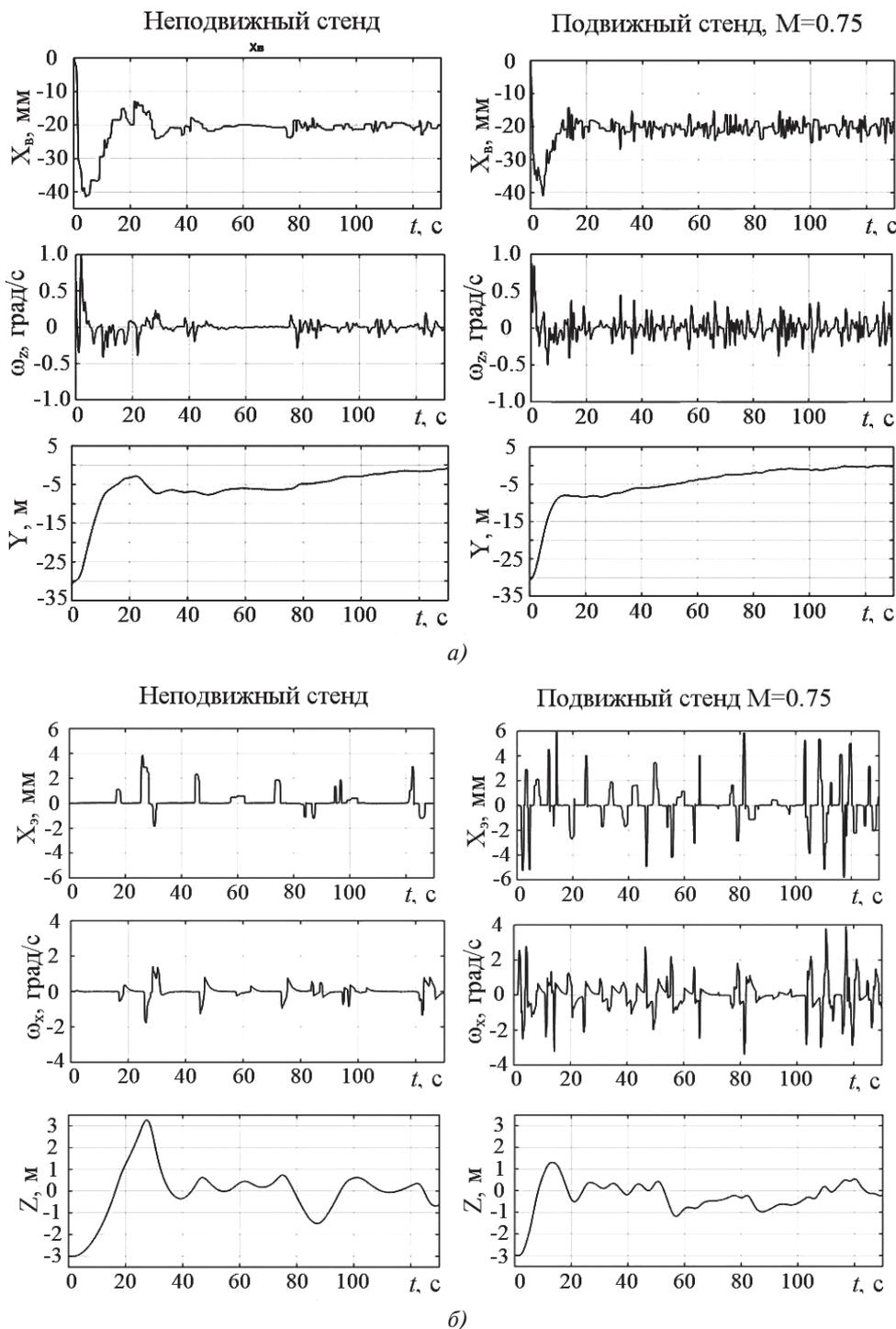


Рис. 5. Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на управление вертикальной и боковой ошибками слежения при дозаправке: а — канал вертикальной ошибки; б — канал боковой ошибки

(канал вертикальной ошибки) и крена (канал боковой ошибки).

Из рис. 7 видно, что при пилотировании на неподвижном стенде спектр угловой скорости тангажа в диапазоне значимых частот до ~ 0.8 Гц является практически равномерным, размытым и не содержит доминирующих частот, которые соответствовали бы частотам замкнутой системы «самолёт-лётчик». А это есть признак отсутствия у лётчика устойчивого стереотипа управляющих действий и, как

результат, наличия высокого уровня в действиях лётчика и параметрах движения самолёта случайной (шумовой) составляющей. В случае же пилотирования на стенде с подвижной кабиной, т.е. при действии на лётчика ускорений, спектр угловой скорости тангажа существенно изменяется: диапазон значимых частот расширяется до ~ 1.0 Гц, и в нём определённо вырисовываются области доминирующих частот ~ 0.25 Гц и ~ 0.45 Гц, которые мож-

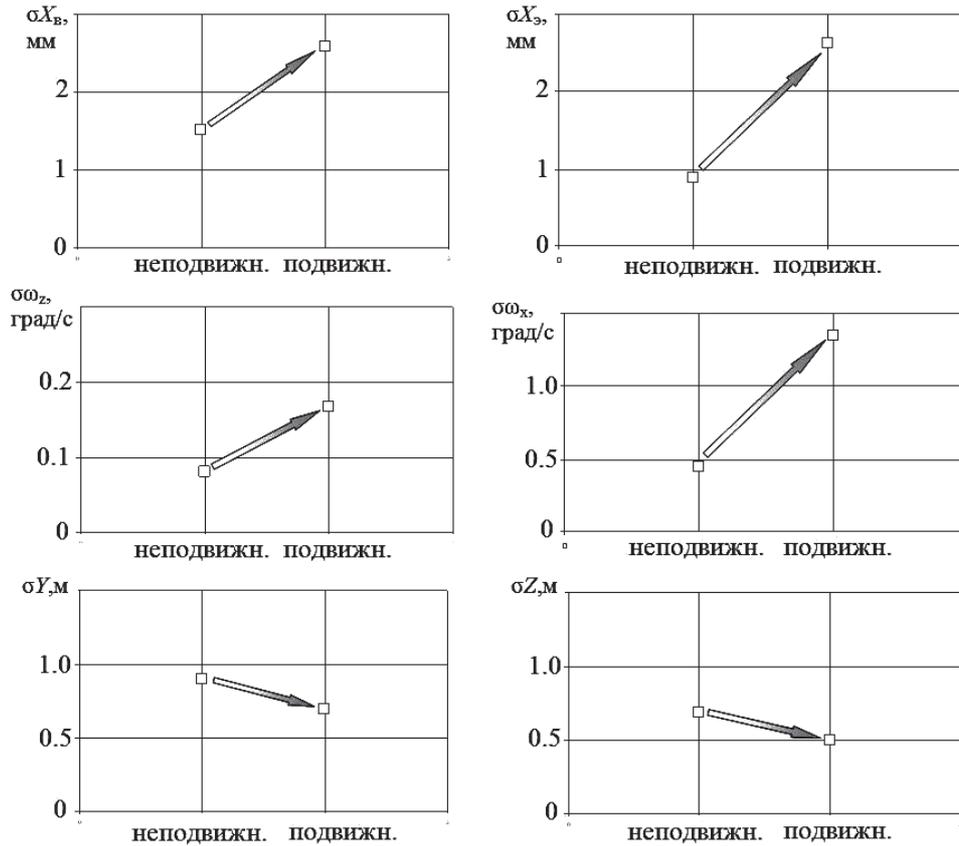


Рис. 6. Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на управляющие действия лётчика и параметры движения самолёта при моделировании дозаправки

но трактовать как частоты замкнутой системы «самолёт-лётчик».

Спектр угловой скорости крена при включении подвижности стенда, как видно из рисунка, также претерпел значительные изменения. Во-первых, существенно увеличился общий уровень спектра, что можно объяснить увеличением коэффициента усиления лётчика как звена замкнутой системы «самолёт-лётчик», о чём говорилось выше. Во-вторых, частота пика спектра, обозначающего область доминирующих частот действий лётчика, увеличилась примерно вдвое, что объясняется уменьшением запаздывания действий лётчика из-за опережающей информации от ускорений.

Исследование влияния масштаба воспроизведения ускорений показало, что наилучшие оценки лётчика и точность управления достигаются при величине масштаба, равной 0.75 (см. рис. 2). Судя по комментариям лётчика, увеличение масштаба воспроизведения перегрузок до 1.0 сопровождалось в ряде случаев появлением дополнительных ощу-

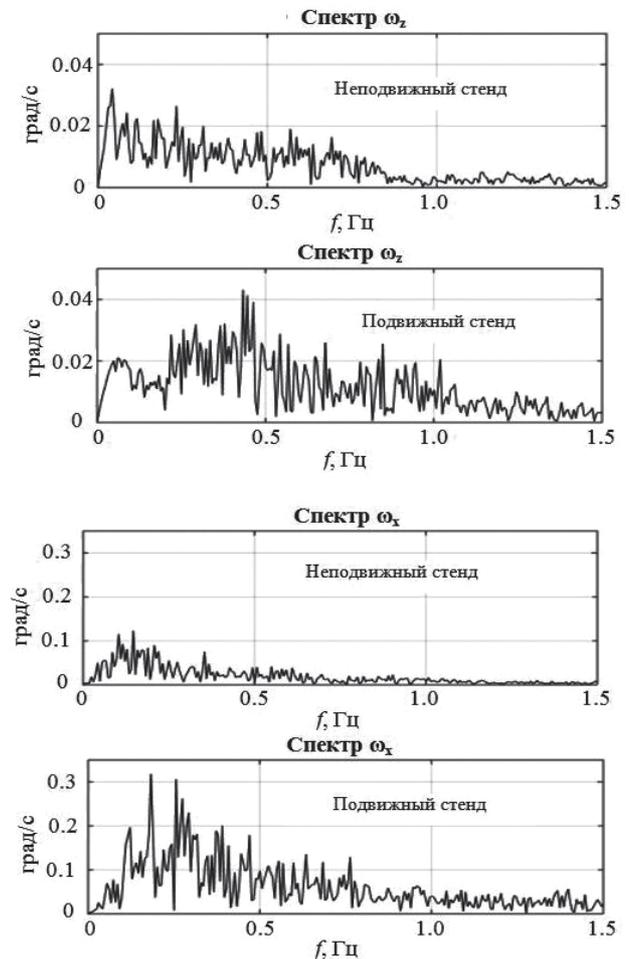


Рис. 7. Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на спектры угловых скоростей тангажа и крена при выполнении задачи дозаправки

щений в боковом канале в виде резких высокочастотных ускорений, которые мешали летчику.

Выводы

Таким образом, на основании анализа полученных экспериментальных данных и отзыва лётчика можно определённо заключить, что при выполнении дозаправки самолёта топливом в полёте большую значимость для лётчика имеет информация об изменении ускорений, возникающих в результате пилотирования. Поэтому воспроизведение ускорений на пилотажном стенде с подвижной кабиной, как показали проведённые эксперименты, существенно повышает адекватность стендового моделирования задачи дозаправки реальному полёту. Очевидно, что происходит это благодаря созданию более полного, по сравнению с неподвижным стендом, «образа полёта» и формированию стереотипа управляющих действий лётчика, отражающего положительное влияние ускорений в этой задаче. А это очень важно как для формирования правильных навыков пилотирования при обучении летного состава, так и для повышения качества исследований по совершенствованию систем дозаправки. Ещё раз подчеркнём, что это полностью согласуется с приведённым выше отзывом лётчика, имеющего уникальный практический опыт выполнения задачи дозаправки в реальных полётах не только в качестве строевого лётчика-снайпера, но и лётчика-инструктора, проводившего обучение и тренировку летного состава по выполнению этой сложной динамической задачи.

В целом исследование показало, что воспроизведение ускорений существенно повышает адекватность моделирования задачи дозаправки самолёта в воздухе реальному полёту, поэтому для тренировки лётчиков по выполнению этой сложной задачи необходимо создание специализированных стендов с подвижной кабиной.

Авторы считают своим долгом выразить признательность заслуженному военному лётчику, лётчику-снайперу А.Н. Козаченко за творческое участие в работе, глубокое проникновение в сущность исследуемой проблемы и обстоятельный отзыв по результатам выполненных с его участием экспериментов. Авторы также выражают благодарность С.Л. Кайгородову, и П.А. Маслову, принимавшим участие в подготовке и проведении экспериментов на пилотажном стенде, и Ю.А. Архангельскому, выполнившему большой объём вычислительных работ по обработке и представлению результатов экспериментов.

Библиографический список

1. *Rodchenko V.V., Zaichik L.E., Yashin Y.P., Lee B.P.* Simulation-to-Flight Correlation // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Austin. TX. 2003. Paper no. AIAA-2003-5823.
2. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Прогресс в исследованиях системы самолет-лётчик // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 18-29.
3. *White A.D., Rodchenko V.V.* Motion Fidelity Criteria Based on Human Perception and Performance // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Portland OR. 1999. Paper no. AIAA-99-4330.
4. *Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В.* Оценка пилотажных свойств самолёта с применением нейросетевой модели предсказания характеристик управляющих действий лётчика // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 1. С. 92-108.
5. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.* Лётчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
6. *Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Rufov I.V., Yashin Y.P., White A.D.* Acceleration Perception // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Portland. OR. 1999. Paper no. AIAA-99-4334.
7. *Сильвестров М.М., Козиоров Л.М., Пономаренко В.А.* Автоматизация управления летательными аппаратами с учётом человеческого фактора. — М.: Машиностроение, 1986. — 184 с.

MOBILITY EFFECT OF FLIGHT SIMULATOR CABIN ON AIRCRAFT IN-FLIGHT REFUELING PROBLEM MODELING

Zaichik L.E. *, Desyatnik P.A. **, Zhelonkin V.I. ***, Zhelonkin M.V. ****,
Tkachenko O.I. ***** , Yashin Yu.P. *****

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

* e-mail: zaichik@tsagi.ru

** e-mail: desiatnik_pavel@mail.ru

*** e-mail: vladimirzhelonkin@rambler.ru

**** e-mail: zhelonkinmishail@mail.ru

***** e-mail: tkachenko15@mail.ru

***** e-mail: yuyash@yandex.ru

Abstract

One of the serious problems of flight simulation with flight simulators consists in reproduction of accelerations experienced by a pilot while in flight, which play an important role in piloting. The paper considers this problem in the context of aircraft in-flight refueling. The goal of the study is quality estimation of cabin movability over various degrees of freedom effect on piloting, pilot's nature of action and his judgement on simulated accelerations degree of adequacy to real flying conditions.

Experiments were conducted with TsAGI PSPK-102 flight simulator containing cabin with six degree-of-freedom mobility, collimated visualization system, instrument display, side-stick control with electrical loading system, and thrust control levers. The authors developed the in-flight refueling task simulation technique using flight simulator with movable cabin. The problem of cabin mobility system control algorithms optimization was fulfilled for the considered task.

The pilot's task consisted in performing closing-in with the refueling tanker and carry out the refueling cone in the course of the flight. Experiments were conducted with participation of an Honored military pilot, who had wide practical experience of refueling tasks in real flight conditions.

Experimental data on the accelerations effect on unbiased indicators of the cone tracking accuracy, pilot's actions characteristics and aircraft movement parameters were obtained.

The study demonstrates that reproduction of accelerations affecting a pilot significantly increases the adequacy of in-flight refueling problem simulation to a real flight. According to the pilot's, opinion axial accelerations exert the strongest effect on refueling task. Nevertheless, reproduction of vertical and lateral accelerations in the course of flight simulation plays an

important role as well. The obtained objective data and the pilot's opinion accord well with overloads and angular accelerations over various degrees of freedom significance analysis performed based on earlier developed theoretical approach to the accelerations impact on piloting.

Keywords: flight simulator, movability system, modelling quality, refueling problem.

References

1. Rodchenko V.V., Zaichik L.E., Yashin Yu.P., Lee B.P. Simulation-to-Flight Correlation. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Austin, TX, 2003. Paper no. AIAA-2003-5823.
2. Efremov A.V., Ogloblin A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 18-29.
3. White A.D., Rodchenko V.V. Motion Fidelity Criteria Based on Human Perception and Performance. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Portland OR, 1999. Paper no. AIAA-99-4330.
4. Tan' V., Efremov A.V., Tyumentsev Yu.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 92-108.
5. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya sistema (Pilot as a dynamic system)*, Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
6. Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Rufov I.V., Yashin Yu.P., White A.D. Acceleration Perception. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Portland, OR, 1999. Paper no. AIAA-99-4334.
7. Sil'vestrov M.M., Kozirov L.M., Ponomarenko V.A. *Avtomatizatsiya upravleniya letatel'nymi apparatami s uchetom chelovecheskogo faktora (Automation of aircraft control with allowance for the human factor)*, Moscow, Mashinostroenie, 1986, 184 p.