

Совершенствование методики и средств полунатурного моделирования при исследовании задач ручного управления летательными аппаратами

А.В. ЕФРЕМОВ,
д-р техн. наук,
А.В. КОШЕЛЕНКО,
канд. техн. наук,
М.С. ТЯГЛИК,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
pvl@mai.ru

Рассмотрена модификация методики оценивания пилотажных характеристик самолетов на пилотажных стендах, а также влияние качества и характеристик их подсистем, что позволяет улучшить сходимость результатов исследования с результатами летных экспериментов.

Пилотажный стенд, оценка летчика, пилотажные свойства, подсистемы имитации полета

Анализ результатов исследований, проведенных на пилотажных стендах, в ряде случаев показывает несоответствие данным летных испытаний. В частности, в исследованиях на стендах по сравнению с летным экспериментом в области первого и третьего уровня пилотажных характеристик оценки летчика имели соответственно большие и меньшие значения, а интервал оценок пилотажных характеристик ΔPR оказался более узким. Под интервалом ΔPR понимается разница между максимальной и минимальной оценкой, получаемой для всех исследовавшихся конфигураций на стенде ($PR_{ст}$) или в полете ($PR_{пол}$). Такое несоответствие впервые было выявлено в работе [1] при оценке пилотажных свойств ряда динамических конфигураций. Впоследствии исследования [2, 3] с расширенным набором конфигураций подтвердили эту закономерность. В МАИ в последние годы велись работы по улучшению согласования результатов, получаемых в летном эксперименте и на пилотажных стендах, совершенствованием методики проведения экспериментальных исследований, а также систем пилотажных стендов. Результаты этих исследований, выполненных главным образом для задачи посадки, приведены в работе [4]. В настоящей статье уточнены и развиты эти результаты, а также рассмотрена возможность применения разработанной методики проведения исследований и использования перспективных подсистем имитации для более широкого круга задач пилотирования ЛА.

Совершенствование методики проведения экспериментальных исследований при оценке пилотажных характеристик самолета

При оценке пилотажных характеристик широко используется шкала Купера – Харпера. Согласно этой шкале летчик должен выставлять оценку, сравнивая полученную при пилотировании характеристику задачи (например, точность ее выполнения) и уровень вводимой им компенсации, с предварительно заданными показателями (метриками) – желаемой и приемлемой характеристиками задачи и уровнем компенсации – минимальным, средним, значительным и т.д. В то же время отсутствуют какие-либо рекомендации по выбору этих характеристик. В ряде работ они задавались исследователями эмпирически перед проведением экспериментов без какого-либо серьезного обоснования. Помимо этого в руководстве по использованию шкалы Купера – Харпера отсутствуют какие-либо рекомендации по процедуре оценивания пилотажных свойств, а также выбору условий проведения эксперимента. В связи с этим предложена методика проведения экспериментальных исследований, которая базируется на работах, выполненных в последние годы при участии 11 летчиков-испытателей, осуществивших в общей сложности около 2000 экспериментов.

Настоящая методика сводится к выполнению следующих основных положений.

1. При проведении исследований прежде всего должны быть определены желаемые и адекватные характеристики задачи пилотирования, являющиеся ключевыми метриками шкалы Купера – Харпера. Эти характеристики должны устанавливаться проведением серии калибровочных экспериментов на пилотажных стендах для динамических конфигураций, которые соответствуют оценкам $PR = 4$ и $PR = 6$, полученным в летных экспериментах. Согласно шкале Купера – Харпера оценка $PR = 4$ соответствует случаю, в котором при проведении экспериментов достигаемая характеристика соответствует желаемой,

а при оценке $PR = 6$ – адекватной характеристике задачи. Достижимые в этих экспериментах средние значения показателей выполнения задачи (среднеквадратические отклонения точки касания взлетно-посадочной полосы (ВПП), вероятности попадания в заданный диапазон и т.д.) должны приниматься за характеристики задачи. Ввиду выявленного в работе [4] существенного влияния динамики углового движения самолета на оценки летчика показатели качества управления в этом виде движения также должны включаться в состав характеристик задачи или перечень дополнительных качественных показателей, учитываемых летчиком при оценивании пилотажных свойств.

2. Необходима разработка опросной карты: летчик после экспериментов должен дать качественные ответы на вопрос о динамических свойствах углового и траекторного движения, сопоставить требования к желаемой и адекватной характеристике задачи с достигнутыми показателями, оценить испытанную нагрузку. Сюда же летчик вносит свои оценки, выставляемые по шкале Купера – Харпера, а также шкале оценки явления раскачки самолета летчиком.

3. Необходимо определить условия проведения эксперимента, заставляющие летчика активно участвовать в процессе пилотирования введением внешних возмущений, а также создать стрессовую ситуацию, требующую от летчика точного выполнения задачи в условиях дефицита времени. В качестве входного сигнала в работе предложено использовать детерминированный вертикальный порыв ветра, изменяющийся по гармоническому закону $W(t) = A(1 - \cos \omega t)f(t)$. Частота ω выбиралась из условия $\omega = 2\omega^*$, где ω^* – частота резонансного пика замкнутой системы самолет – летчик, измеренная в условиях выполнения летчиком задачи отслеживания угла тангажа. Продолжительность этого сигнала должна соответствовать периоду $T^* = \frac{2\pi}{\omega^*}$ (рис. 1).

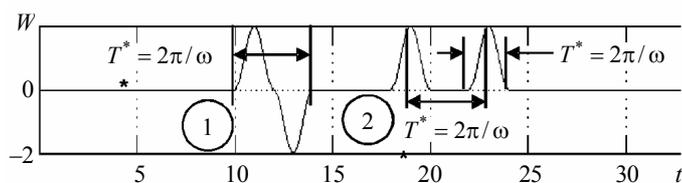


Рис. 1. Варианты атмосферных возмущений

В работе вводились два варианта функции $f(t)$, приводящие к разным процессам $W(t)$, обозначенные на рис. 1 цифрами «1» и «2»:

1. $f(t) = \begin{cases} +1, t - t_0 \in (0 \dots 2\pi/\omega); \\ -1, t - t_0 \in (2\pi/\omega \dots 4\pi/\omega), t_0 = 10 \text{ с.} \end{cases}$
2. $f(t) = \begin{cases} +1, t - t_0 \in (0 \dots 2\pi/\omega) \text{ или } (4\pi/\omega \dots 6\pi/\omega); \\ 0, t - t_0 \in (2\pi/\omega \dots 4\pi/\omega), t_0 = 16 \text{ с.} \end{cases}$

В качестве входного сигнала также предложено использовать полигармонический входной сигнал $i(t) = \sum_k A_k \cos \omega_k t$, подаваемый на вход замкнутой системы самолет – летчик. Частоты ω_k и амплитуды такого сигнала должны выбираться из условия его соответствия характеристикам реального командного сигнала, типичного для исследуемой задачи (движение конуса в задаче дозаправки, движение цели в задаче прицеливания и т.д.).

4. Оценивание пилотажных характеристик в одном из каналов должно осуществляться, когда в дополнительном канале управления пилотажные свойства являются наилучшими. Пилотажные свойства должны оцениваться как в каждом канале отдельно, так и интегрально, когда летчиком выставляется итоговая оценка. Настоящее правило объясняется тем, что при реальном пилотировании летчик осуществляет управление в нескольких каналах одновременно.

Увеличение числа каналов должно влиять на итоговую оценку летчика. Очевидно, что такая оценка PR_m должна быть выше оценок PR_i , которые дает летчик пилотажным свойствам самолета в каждом из каналов, оценивая их в условиях одноконтурного управления $PR_m > \{PR_i\}$. Для двухканаль-

ной задачи управления, при котором оценки летчика в каналах тангажа и крена соответствуют PR_{ϕ} и PR_{γ} , в работе [4] предложено следующее соотношение, связывающее оценки $PR_{\phi\gamma}$, PR_{ϕ} , PR_{γ} : $PR_{\phi\gamma} = PR_m + \sqrt{PR_m^2 - PR_{\phi}PR_{\gamma} + PR_m}$. Здесь $PR_m = \frac{PR_{\phi} + PR_{\gamma}}{2}$.

Это уравнение было использовано для определения функции чувствительности $\frac{\partial PR_{\phi\gamma}}{\partial PR_{\phi}}$, $\frac{\partial PR_{\phi\gamma}}{\partial PR_{\gamma}} = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{(PR_{\phi} - PR_{\gamma} + 1)}{\sqrt{(PR_{\phi} - PR_{\gamma})^2 + 2(PR_{\phi} + PR_{\gamma})}} \right]$, определяющей изменение общей оценки $PR_{\phi\gamma}$, при изменении пилотажных свойств в канале тангажа.

Малая величина этой производной означает влияние задачи управления по углу крена на общую оценку, что не позволяет оценивать влияние пилотажных свойств в канале управления углом тангажа на $PR_{\phi\gamma}$. Например, при $PR_{\phi} = 1$ увеличение оценки PR_{γ} от 1 до 3 приводит к уменьшению производной в два раза (рис. 2).

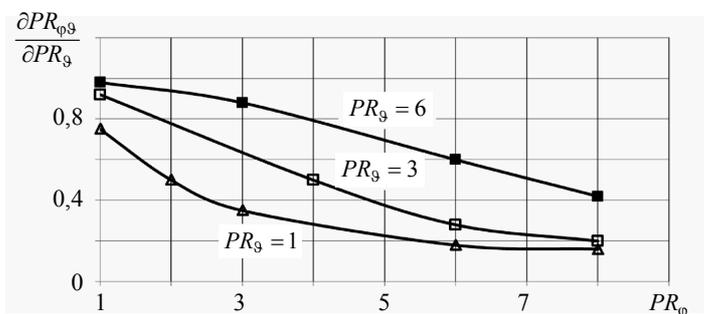


Рис. 2. Функция чувствительности итоговой оценки

Этот результат позволяет сделать вывод о том, что оценивать пилотажные свойства в продольном канале затруднительно, когда в боковом канале пилотажные характеристики требуют от летчика введения дополнительных компенсирующих действий.

Другая модель связи оценок $PR_{\phi\gamma}$ с PR_{ϕ}^* и PR_{γ}^* (где PR_{ϕ}^* и PR_{γ}^* – оценки, даваемые летчиком каналу крена и тангажа в условиях выполнения им двуканальной задачи управления), полученная в работе [4], имеет вид: $PR_{\phi\gamma} = \max[PR_{\phi}^*, PR_{\gamma}^*]$.

Корректность этой модели была проверена практически для всех исследовавшихся конфигураций, позволяя выявить канал управления, определяющий итоговую оценку.

Далее приводятся результаты использования настоящей методики при исследовании пилотажных свойств самолета в задачах посадки и дозаправки.

Задача посадки

Проведением калибровочных полетов были выбраны средние значения желаемых и адекватных характеристик задачи (таблица).

Всего на пилотажных стендах МАИ было выполнено около 1200 экспериментов, в которых исследовались конфигурации из баз данных [5–7], всего около 80 конфигураций.

Характеристика	Отклонение от точки посадки, м		Максимальная вертикальная скорость касания колес ВПП, V_y , м/с
	продольное ΔX	боковое ΔY	
Желаемая	± 75	± 15	1,5
Адекватная	± 150	$\pm 7,5$	2,5

Кроме этих характеристик была введена система качественных показателей углового движения самолета (степень быстроты его реакции, предсказуемость движения, склонность к возникновению раскачки, уро-

вень прикладываемых усилий и расходов рычага при их отклонении). Стрессовая ситуация моделировалась введением детерминированного гармонического ветрового возмущения, а также тем, что за 150 м до среза полосы летчик переходил от инструментальной к визуальной посадке, когда в условиях дефицита времени он должен был ликвидировать ошибки пилотирования самолета относительно оси ВПП. Введение стрессовой ситуации расширило диапазон оценивания в среднем на два балла. Одновременный опрос летчика с целью получения оценок PR_g^* , PR_γ^* и PR_{gy} позволил расширить интервал оценивания ΔPR на 0,5–1 балл за счет улучшения соответствия оценок, получаемых для конфигураций первого уровня. Необходимо отметить, что летчиком давались оценки отдельно для этапов движения по глиссаде и для схода с глиссады. Оценки PR последнего этапа практически для всех исследовавшихся конфигураций были ниже на 0,5–1 балл и брались как окончательные. Использование настоящей методики позволило расширить диапазон оценивания с 4 до 6,5 и приблизить его к полетному $\Delta PR = 8$.

Задача дозаправки

Аналогичная методика была использована и для оценки пилотажных свойств при выполнении дозаправки. Для решения этой задачи был создан соответствующий сценарий, в котором танкер, самолет Ил-78, двигался со скоростью 520 ± 2 км/ч. Шланг и конус совершали квазислучайные полигармонические колебания в продольной и боковой плоскости. При этом набор частот и амплитуд был скорректирован с учетом фильма, снятого вторым пилотом во время выполнения реальных дозаправок в одном из испытательных полетов.

Двадцать четыре различные динамические конфигурации исследовались в летных экспериментах при выполнении летчиком задачи дозаправки. Пять из них соответствуют динамике отечественных летательных аппаратов (ЛА), а остальные взяты из зарубежных баз данных [5–8]. Анализ полученных результатов продемонстрировал достаточно хорошую корреляцию точности попадания в дозаправочный конус, а также вероятности выполнения задачи дозаправки с субъективными оценками летчика. С учетом этих зависимостей в работе было принято, что адекватная и желаемая характеристики задачи (вероятности попадания в конус) соответственно равны 0,6 и 0,4. Дополнительной характеристикой задачи является относительная скорость сближения штанги и дозаправочного конуса в момент контакта, которая равна 0,9–1,4 м/с (желаемая характеристика), $0,5 < V < 0,9$ и $1,4 < V < 1,8$ (адекватная характеристика). Диапазон оценивания, полученный в наземных условиях, оказался такой же, как и в летных испытаниях: $\Delta PR = 8$.

Влияние степени совершенства имитации различных факторов полета

Кроме методики проведения исследований на пилотажных стендах на степень соответствия летных и наземных результатов исследований влияет и качество подсистем пилотажных стендов (то, что называется степенью совершенства стендов и их подсистем). В работе исследовалось влияние уровня детализации внешней обстановки, а также воспроизведения стереоскопических эффектов с помощью современных технологий и возможностей цифровых систем визуализации.

Влияние степени детализации внешней обстановки

Были проведены две серии экспериментов с использованием различных сценариев задачи посадки. Модифицированная версия (рис. 3, а) отличалась от исходной (рис. 3, б) более детальной прорисовкой поверхности, улучшенной текстурой и цветовой гаммой, включением в сценарий дополнительных 3D-элементов, имеющих разные высоты и расположенных относительно близко к краю ВПП.

Исследования посадки показали, что модифицированная версия позволила расширить диапазон оценивания ΔPR на 0,8–1 и повысить точность посадки.

Психофизиологической особенностью зрительного анализатора является стереоскопический эффект, позволяющий воспринимать расстояние до обозреваемого предмета с высокой точностью. Отсутствие такого эффекта в случае использования обычных проекторов снижает эффект реальности полета и качество его выполнения на стенде. Созданная стереоскопическая система визуализации [9] позволила исследовать эффект стереоскопичности на поведение летчика в задачах дозаправки самолета в полете и сты-

ковки космического ЛА с международной космической станцией (МКС). Стереоскопический эффект достаточно сильно проявляется в этих задачах, так как воспринимаемые в процессе выполнения стыковки дозаправочный конус и штанга (задача дозаправки) и стыковочный узел (задача стыковки) находятся на небольшом расстоянии от глаз летчика (космонавта), что усиливает этот эффект. Исследования показали, что при использовании обычной и стереоскопической системы визуализации летчик, решая задачу дозаправки, реализует на стенде разные траектории самолета при боковом расположении штанги (рис. 4). При обычной проекционной системе визуализации летчик выполняет S-образную траекторию в боковом канале, чего нет в реальном полете. Формируемый при этом неправильный навык пилотирования не позволяет рекомендовать такую систему для ее установки на тренажерах. Кроме того, при использовании стереоскопической системы визуализации точность и вероятность успешного выполнения дозаправки выше по сравнению со случаем проекционной системы (рис. 5, а). В случае центрального расположения штанги эффект стереоскопичности практически не проявляется (рис. 5, б).

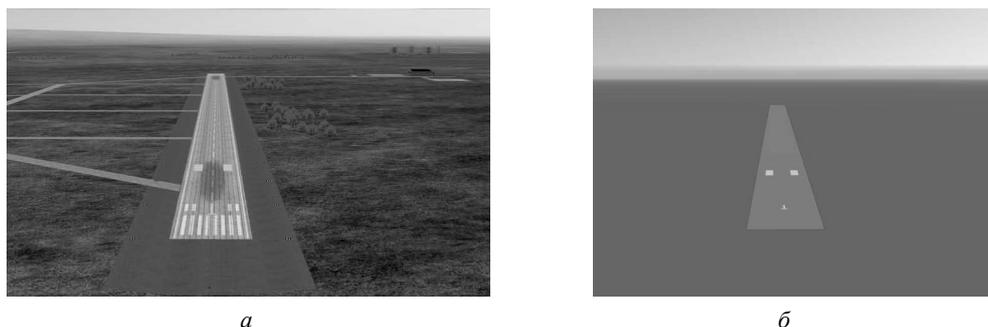


Рис. 3. Модифицированный (а) и исходный (б) сценарий задачи посадки

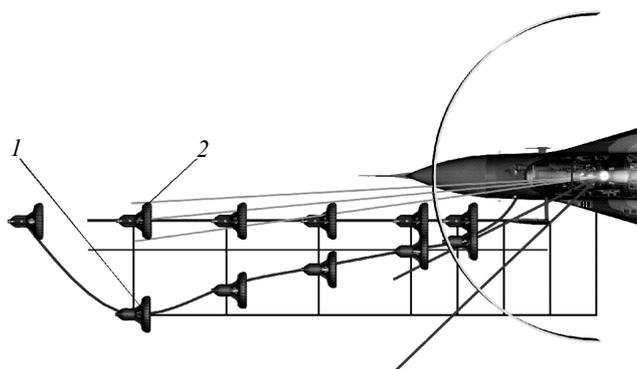


Рис. 4. Траектории самолета при стендовых исследованиях (минимизация бокового рассогласования при использовании систем визуализации: 1 – проекционной; 2 – стереоскопической)

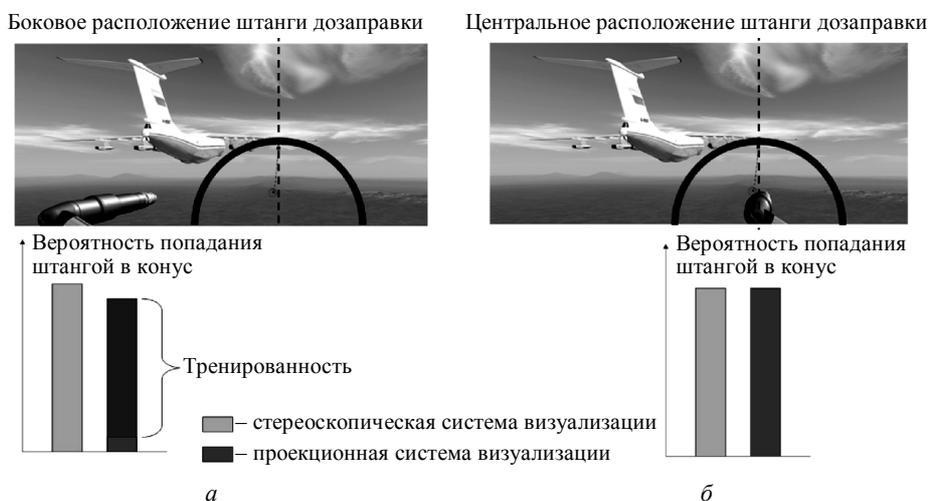


Рис. 5. Вероятности выполнения дозаправки: а – штанга сбоку; б – по центру

Для исследования задачи стыковки космического ЛА с МКС был создан соответствующий моделирующий комплекс, визуальная система которого отображала в реальном масштабе времени МКС, вращающуюся Землю, небосвод.

Исследования двух вариантов системы (обычной проекционной и стереоскопической) показали, что при выполнении стыковки с МКС использование стереоскопической системы визуализации также существенно влияет на точность выполнения операции. На рис. 6 приведены процессы изменения угла тангажа ϑ для девяти экспериментов по мере приближения космического ЛА к МКС, полученные в экспериментах со стереоскопической системой визуализации и без нее.

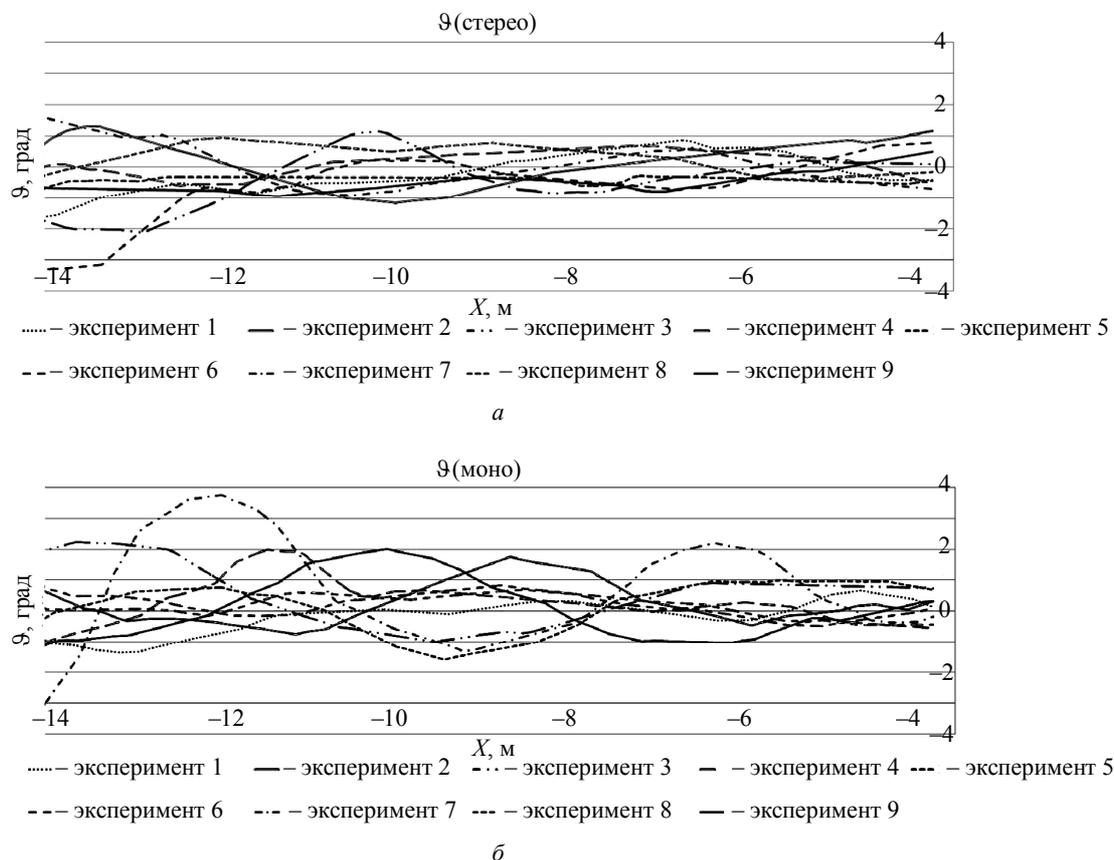


Рис. 6. Управление углом тангажа ϑ в режиме стерео (а) и моно (б)

Использование дисплея, формирующего стереоскопическое изображение на борту МКС, позволяет космонавту различить угловые и линейные движения ЛА, уменьшить его нагрузку и повысить точность отслеживания программной траектории.

Таким образом, приведенная в работе модифицированная методика оценивания пилотажных характеристик самолетов на стендах, исследования влияния качества и характеристик их подсистем позволяют значительно улучшить сходимость результатов наземных и летных экспериментов, а также использовать их для создания новых интерфейсов ЛА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках проектной части государственного задания № 9.1081.2014/К.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Efremov A.V., Rodchenko V.V., Boris S.J. Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development. Dayton: Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Flight Dynamics Directorate, 1996. P. 1–138 (WL-TR-96-3109).
2. Nguyen Ba T., Cord T.J., Liggett D.B. Comparison of flight to ground-based pilot-induced oscillation evaluation methods [Electronical resource]. URL: http://www.researchgate.net/publication/235173834_Comparisons_of_Flight_to_Ground-Based_Pilot-Induced_Oscillation_Evaluation_Methods (дата обращения: 23.02.2015).

3. *Jeffery A. Schroeder, William W.Y. Chung.* Simulator platform motion effects on pilot-induced oscillation prediction // *Journal of Guidance, Control and Dynamics.* 2000. Vol. 23. № 3. P. 438–444.
4. *Efremov A.V. et al.* The ways for improvement of agreement between in-flight and ground-based simulation for evaluation of handling qualities and pilot training // *Proc. of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Sept. 7–12, 2014, St. Petersburg. ICAS – 2014. 8 p.
5. *Bjorkman E.A.* Flight test evaluation of techniques to predict longitudinal pilot-induced oscillations /Air Force Institute of Technology, 1986. 202 p.
6. *Smith R.E.* Effects of control system dynamics on fighter approach and landing longitudinal flying qualities / Wright-Patterson Air Force Base, 1978. Vol. 1. 215 p. (AFFDL-TR-78-122).
7. *Neal T.P., Smith R.E.* A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control system // *Journal of Aircraft.* 1971. Vol. 8. № 10. P. 803–809.
8. *Tascher M.J.* A handling qualities investigation of conventional, rate command/attitude hold and attitude command [Electronical resource]. URL: https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CBsQFjAAahUKEwiLt8X6qNblAhXJ73IKHY9GBJ8&url=http%3A%2F%2Fwww.dtic.mil%2Fcgi-bin%2FGetTRDoc%3FAD%3DADA278464&usg=AFQjCNGPz_FjLm02tvioTP_Nk8rice3SVw&bvm=bv.105814755,d.bGQ&cad=rjt (дата обращения: 23.02.2015).
9. *Ефремов А.В. и др.* Развитие в МАИ стендовой базы для исследований системы самолет – летчик // *Полет.* № 1. 2014. С. 58–64.

Поступила в редакцию 27.02.15

Improvement of Semi-Scale Simulation Technique and Subsystems for Investigation of Aircraft Manual Control

A.V. EFREMOV, A.V. KOSHELENKO, AND M.S. TYAGLIK

The technique for evaluating the piloting performance in the case of ground-based simulation is improved. The influence of simulator subsystem fidelity that provides the improvement of convergence between ground-based and in-flight tests, is considered.

Flight simulator, pilot rating, piloting performance, flight simulator subsystem