



УДК 629.735.33.001.57

А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин

Методическое обеспечение исследований пилотажных свойств самолетов на пилотажных стендах и тренажерах

В статье проводится анализ следующих проблем оценивания пилотажных характеристик в исследованиях на пилотажных стендах: большая вариабилность значений субъективных оценок, получаемых с использованием шкалы Купера-Харпера; несоответствие между результатами оценивания пилотажных характеристик, получаемых в наземном и летном экспериментах.

Выявлено, что основной причиной возникновения указанных проблем является неопределенность метрик шкалы Купера-Харпера. Предлагается методика определения метрик, которая проверяется при оценивании пилотажных характеристик большого числа динамических конфигураций самолета.

A.V. Efremov, A.V. Ogloblin. The Methodical Support Of Aircraft Flight Properties Research On Flight Simulators

The article touches upon the problems that arouse during the research of flight parameters in the test on flight simulators namely because of the great difference in subjective valuations achieved using the Cooper-Harper scale and the difference between the real flight and simulated flight parameters. It was discovered that the main cause of here mentioned problems is the uncertainty of the Cooper-Harper scale. The method of metric determination, which can be tested by means of receiving of large number of dynamic characteristics during the flight, is suggested.

При проведении летных исследований и исследований на пилотажных стендах общепринятым является использование балльных шкал, позволяющих получать количественный эквивалент субъективного мнения (оценки) летчика о качестве выполнения им задачи пилотирования и испытываемой загрузки. Наибольшее распространение за рубежом получила шкала Купера-Харпера, впервые опубликованная в 1950-х гг. и неоднократно модифицировавшаяся в процессе ее использования. В России был разработан аналог шкалы Купера-Харпера, отличающийся только численными значениями оценок летчика.

Широкое распространение шкалы Купера-Харпера обусловлено прежде всего простотой ее применения и тем, что исследователям понятно, что стоит за каждым численным значением оценки PR. Это позволяет проводить сравнение результатов, полученных в разных научно-исследовательских центрах, использовать их в прикладных целях, создавать банки данных для проверки разрабатываемых методик оценивания пилотажных свойств самолетов.

Попытки замены шкалы Купера-Харпера (аналог, принятый в России, - ψ -шкала) не получили общего признания, и в настоящее время исследователи продолжают интерпретировать получаемые результаты экспериментальных исследований в терминах шкалы Купера-Харпера (рис. 1). Анализ ее содержания показывает, что каждому значению оценки летчика соответствуют словесные описания достигаемого летчиком качества выполнения поставленной задачи пилотирования и испытываемой им при этом загрузки. Загрузка летчика непосредственно связана со степенью компенсации негативных динамических свойств самолета, необходимой для качественного выполнения задачи пилотирования и осуществляемой действиями летчика. Следует отметить, что, несмотря на продолжительное время применения шкалы Купера-Харпера, до сих пор отсутствуют четкие рекомендации по выбору ее ключевых показателей, таких как:

- показатели качества выполнения задачи, определяемые в шкале категориями "желаемое" и "достаточное" (или "адекватное") качество;
- показатели компенсации или коррекции негативных динамических свойств самолета, определяемые в шкале категориями: "отсутствие компенсации", "минимальная", "средняя", "значительная", "максимально возможная" компенсация, осуществляемая действиями летчика.

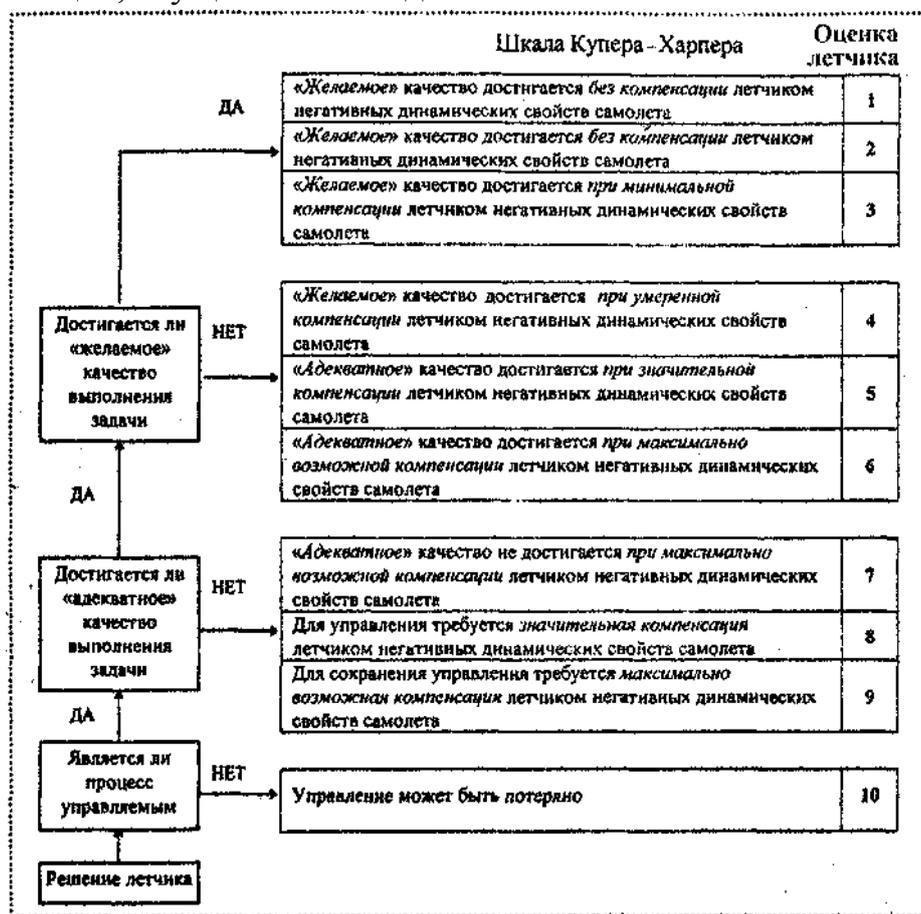


Рис. 1

В практическом использовании шкалы Купера-Харпера исследователи сталкиваются с двумя основными проблемами. Это прежде всего большой разброс получаемых в эксперименте оценок летчика в широком диапазоне шкалы (рис. 2).

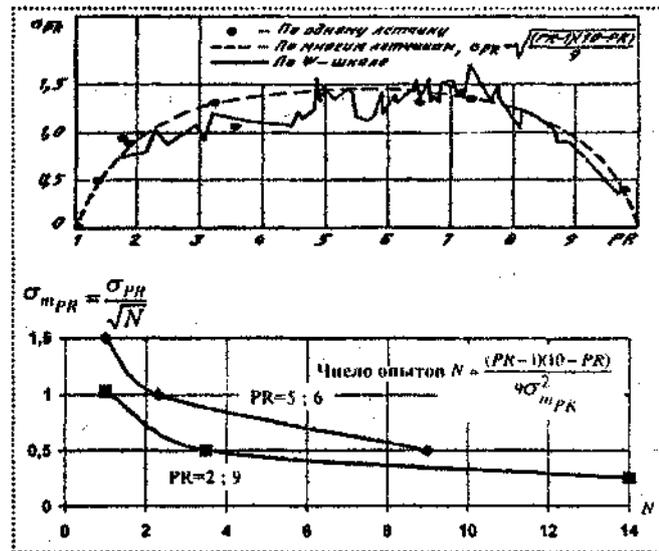


Рис. 2

В связи с этим требуется проведение большого числа экспериментов для определения оценок с заданным уровнем достоверности, что значительно увеличивает затраты на экспериментальные исследования. Вторая проблема обусловлена плохим согласованием результатов наземного и летного исследований. Этот факт вообще ставит вопрос о целесообразности и практической значимости наземного моделирования. Впервые эта проблема была выявлена в исследованиях, которые были проведены в МАИ, ЦАГИ и ЛИИ в рамках научно-исследовательских работ, проводимых по программе оценки пилотажных свойств высокоавтоматизированных самолетов, предложенной аэронавтической лабораторией ВВС США.[1]. Наземные и летные эксперименты, проведенные для ограниченного числа динамических конфигураций самолета, исследовавшихся ранее в работе [2], дали следующие результаты (рис. 3).

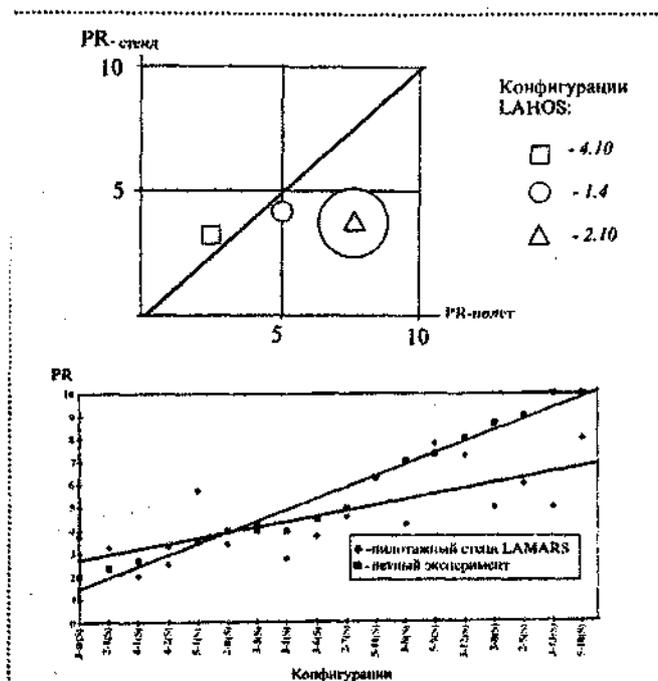


Рис. 3

Если оценка летчика принадлежит первому ($1 < PR \leq 3,5$) или второму ($3,5 < PR \leq 6,5$) уровню пилотажных оценок, то результаты оценивания в наземном и летном экспериментах хорошо согласуются. Однако для самолета с пилотажными характеристиками 3-го уровня ($6,5 < PR < 10$) имеет место значительная разница в оценках летчика, полученных в наземном и летном экспериментах. Причем если в полете летчик оценивает пилотажные характеристики как принадлежащие 3-му уровню, то в моделировании на пилотажном стенде он оценивает их как пилотажные характеристики 2-го уровня. Более тщательные исследования этой проблемы, проведенные на пилотажном стенде LAMARS аэронавтического исследовательского центра ВВС США [3] для большого числа динамических конфигураций самолета, показали на аналогичную закономерность (см. рис. 3). Такое несоответствие может стать источником серьезных последствий при принятии решений.

Из всего многообразия возможных причин, вызывающих рассматриваемые здесь проблемы, можно выделить две. Первая - это недоопределенность метрик шкалы Купера-Харпера и отсутствие руководств по их назначению, которые должен использовать летчик в процессе формирования своей оценки пилотажных свойств самолета. Вторая причина - различие в переменных системы самолет-летчик, определяемых условиями проведения экспериментов разными исследователями, а также условиями наземного и летного моделирования.

Различие в переменных системы самолет-летчик в разных экспериментах может быть связано с рядом причин.

Одна из них вызвана различием инструкций по выдерживанию значения ошибки пилотирования. Эта переменная может быть охарактеризована значением допустимого интервала d , в котором летчик должен стараться удерживать ошибку пилотирования. Эксперименты показали, что в зависимости от величины этого интервала d изменяются как объективные показатели качества замкнутой системы самолет-летчик, так и значение оценки летчика (рис. 4).

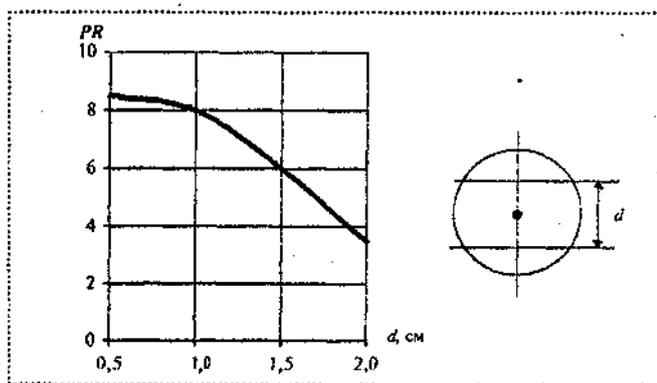


Рис. 4

Один и тот же летчик в разных экспериментах или группа летчиков, участвующих в одном эксперименте, могут иметь разные представления о допустимом интервале ошибки пилотирования, что, естественно, приведет к вариабильности получаемых оценок летчика.

Несоответствие результатов оценивания, получаемых для динамических конфигураций самолета с пилотажными характеристиками 3-го уровня, является следствием несоответствия переменных системы самолет-летчик, определяемых психофизиологическим состоянием летчика и информационными потоками, получаемых им в наземном и летном моделировании соответственно. Оценивание пилотажных свойств летчиком часто осуществляется по совокупности выполняемых им задач пилотирования. При этом оценка летчика носит интегральный характер, учитывает качество выполнения всех этих задач. Причем набор задач может быть разным. Сравнение оценок, получаемых таким образом в разных работах для различного набора задач, является некорректным. В разных задачах летчики дают различные оценки пилотажным свойствам самолета. При этом объективные показатели характеристик системы самолет-летчик также сильно различаются (рис. 5).

Таким образом, для решения указанных проблем, возникающих при оценивании пилотажных свойств, необходимо задачи пилотирования делить на подзадачи с одинаковым набором переменных. Такой подход позволит получить для каждой подзадачи пилотирования достаточно общую базу данных, необходимую для последующей разработки методики оценивания пилотажных свойств самолета с использованием шкал оценок летчика. Создание такой базы данных требует проведения очень дорогостоящих экспериментальных исследований. В настоящей работе проанализированы существующие базы

данных с целью определения возможности их использования при разработке методики оценивания пилотажных свойств. Все известные базы данных для продольного канала управления самолетом приведены в табл. 1. За исключением последней, все они имеют общую черту. Это традиционный тип реакции самолета на отклонение руля высоты. Каждая динамическая конфигурация самолета в той или иной базе данных отличается динамикой углового движения, но связь углового и линейного движений самолета является одинаковой для всех конфигураций.

Таблица 1

База данных	Количество динамических конфигураций
Нила-Смита	55
LANOS	49
HAVE PIO	18

Это позволяет сделать вывод, что на оценку летчиком пилотажных свойств в основном оказывала влияние динамика самолета в угловом движении. Таким образом, для разработки методики уменьшения разброса оценок летчика и устранения несоответствия оценок 3-го уровня, получаемых в наземном и летном моделировании, можно использовать задачу управления угловым движением самолета (например, задачу отслеживания командного значения угла тангажа).

Указанные проблемы – разброс оценок и адекватность результатов наземного и летного исследований – в настоящей работе предлагается преодолеть на базе единой методической основы путем установления однозначной зависимости между значениями оценки летчика PR и некоторого параметра пилотажных свойств самолета J с помощью известного фундаментального, психофизиологического закона Вебера-Фехнера [4]

$$PR = A \ln J + B, \quad (1)$$

где A и B константы.

Очевидно, что для определения констант A и B достаточно знать всего лишь две пары значений оценки летчика и параметра пилотажных свойств $\{PR, J\}_{1,2}$. Тогда можно получить аналитическую зависимость между оценкой летчика и значением параметра пилотажных свойств следующего вида:

$$PR = PR_1 + \frac{PR_2 - PR_1}{\ln J_2 / J_1} \ln J / J_1 \quad (2)$$

Для задач точного пилотирования параметр пилотажных свойств определяется показателями точности пилотирования и загрузки летчика. Загрузка летчика непосредственно связана с той компенсацией негативных динамических свойств самолета, которую осуществляет летчик в процессе выполнения целевой задачи. Обратимся к шкале Купера-Харпера с целью поиска характерных значений оценки летчика. На основании детального анализа содержания шкалы Купера-Харпера (см. рис.1) можно сделать следующие выводы

Наилучшую оценку летчика $PR = 1$ должен получить самолет с

оптимальными пилотажными характеристиками. В случае рассмотрения задачи точного пилотирования, для этих характеристик будет достигаться наивысшая точность пилотирования без какой-либо компенсации со стороны летчика, кроме наипростейшей пропорционального типа, когда отклонение рычага управления пропорционально ошибке пилотирования с одним и тем же коэффициентом усиления во всем рабочем диапазоне частот действий летчика.

Оценка $PR = 4$ определяет границу пилотажных характеристик самолета, при которых еще достигается "желаемая" точность пилотирования. Оценка $PR = 6$ определяет границу пилотажных характеристик самолета, при которых еще достигается "адекватная" точность пилотирования. Оценка $PR = 9,5$ определяет границу пилотажных характеристик, при которых еще возможно ручное управление самолетом.

Будем полагать, что оценкам летчика: $PR = 9,5; 6; 4; 1$ соответствуют значения параметра пилотажных свойств $J_w, J_{ad}, J_{des}, J_{opt}$ соответственно. Вводя преобразование $\tilde{J} = \ln J$, на основании выражения (1) и сделанных выше выводов по содержанию шкалы можно записать следующие соотношения:

$$\begin{aligned} 1 &= A \tilde{J}_{opt} + B; \\ PR_w &= A \tilde{J}_{des} + B; \\ \dots\dots\dots & \\ 4 &= A \tilde{J}_{des} + B; \\ 6 &= A \tilde{J}_{ad} + B. \end{aligned} \quad (3)$$

Первые два соотношения в (3) используются для определения значений параметров A и B :

$$\begin{aligned} A &= (PR_w - 1) / (\tilde{J}_w - \tilde{J}_{opt}); \\ B &= 1 - A \tilde{J}_{opt}. \end{aligned} \quad (4)$$

Такой выбор связан с тем, что значения параметра пилотажных свойств $\tilde{J}_{opt}, \tilde{J}_w$, во-первых, можно определить из условий выполняемой летчиком целевой задачи и, во-вторых, сделать это заранее, до проведения основного этапа решения задачи оценивания пилотажных характеристик, требующего проведения массовых экспериментальных исследований.

Два последних соотношения в (3) позволяют определить значения ключевых показателей шкалы Купера-Харпера:

$$\begin{aligned} \tilde{J}_{des} &= (4 - B) / A; \\ \tilde{J}_{ad} &= (6 - B) / A. \end{aligned} \quad (5)$$

Вычитая в (5) из второго соотношения первое и учитывая, что $\tilde{J} = \ln J$, получим общую взаимосвязь между метриками шкалы Купера-Харпера вида

$$J_{ad} / J_{des} = e^{2 \ln(J_w / J_{opt}) / (PR_w - 1)} \quad (6)$$

Таким образом, соотношения (5) позволяют определить единые для рассматриваемой задачи пилотирования ориентиры, необходимые для

формирования летчиком оценки пилотажных характеристик самолета.

Переходя к определению конкретных зависимостей $PR = F(J)$, прежде всего покажем, что в качестве параметра пилотажных свойств J в задачах точного пилотирования можно использовать минимальное значение интервала d_{min} , в котором находится текущая ошибка пилотирования и которого достигает летчик при управлении самолетом с конкретной динамической конфигурацией. Если динамические свойства самолета соответствуют оптимальным, то значение $d_{min} = d_{opt}$ достигается осуществляемой летчиком компенсацией пропорционального типа. Для отличных от оптимальных динамических свойств самолета значение достигаемого интервала ошибки пилотирования будет большим, чем d_{opt} , т.е. $d_{min} = d_j = d_{opt} + \Delta d_j$. В этом случае летчик вынужден применять более сложную компенсацию негативных динамических свойств самолета по сравнению с компенсацией пропорционального типа. Таким образом, приращение Δd_j достигаемого летчиком минимального интервала изменения ошибки пилотирования возрастает, когда пилотажные свойства все более отклоняются от оптимальных и потребная компенсация этого отклонения, осуществляемая действиями летчика, становится все более сложной. Происходит увеличение загрузки летчика. Следовательно, приращение Δd_j можно принять за интегральный показатель производимой летчиком компенсации или за показатель его загрузки. А достигаемое летчиком значение интервала ошибки пилотирования d_j в целом характеризует как точность выполняемой целевой задачи, так и степень компенсации или загрузку летчика. Поэтому этот интервал можно рассматривать в качестве параметра пилотажных свойств самолета в задачах точного пилотирования. Возвращаясь к зависимости (6) и полагая $PR_w = 9,5$ и $J=d$, для задач точного пилотирования получим соотношение

$$d_{ad} / d_{des} = e^{0,2353 \ln(d_w / d_{opt})} \quad (7)$$

Для определения конкретной зависимости и $PR = F(d)$ воспользуемся базой данных, приведенной в работе [5]. Она содержит описание динамических конфигураций самолета в задаче отслеживания угла тангажа и значения их параметров, а также значения оценок PR в диапазоне 2,5...8. Далее в экспериментах на рабочей станции, являющейся по сути мини-стендом и состоящей из ПЭВМ и рычага управления, были определены "оптимальное" d_{opt} и "желаемое" d_{des} значения параметра пилотажных свойств самолета. С этой целью для входного воздействия на систему самолет-летчик с принятыми для рассматриваемой базы данных характеристиками $\left(S_{ii} = \frac{K}{(\omega^2 + 0,5^2)^2}; \sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2 \right)$ с учетом значений параметров ограничений действий летчика (время их запаздывания $\tau = 0,25$ с; уровень присоединенного к ошибке слежения шума, вводимого летчиком, $K_n = 0,01$) согласно алгоритму, приведенному в [4], была получена передаточная функция $W_{c \text{ opt}}$, представляющая в эксперименте оптимальные динамические характеристики самолета в этой задаче. Значение d_{des} определялось по результатам осреднения его значений, получаемых в эксперименте для конфигураций из указанной базы данных, имеющих оценку PR = 4. Используя общую зависимость

$$PR = 1 + \frac{3}{\ln d_{des} / d_{opt}} \ln d / d_{opt},$$

которая получается из соотношения (2) при $J=d$ на основании двух пар: $\{PR=1, d_{opt}\}$, $\{PR=4, d_{des}\}$, для определенных в эксперименте на рабочей станций значений $d_{opt}=1$ см, $d_{des}=1,75$ см можно получить

$$PR = 1 + 5,36 \ln(d) \quad (8)$$

Проводя эксперименты для остальных конфигураций базы данных [5] и для конфигураций баз данных [3, 6], в которых значения "желаемого" d_{des} и "адекватного" d_{ad} интервала ошибки пилотирования предварительно рассчитывались по зависимости (8), были получены соответствующие этим конфигурациям интервалы d . Как видно из рис. 6, полученные результаты хорошо согласуются с аналитической зависимостью (8).

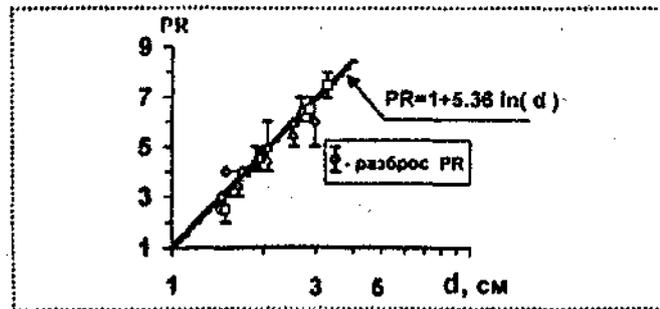


Рис. 6

Изложенный выше подход был применен к базе данных [7], которая содержит результаты исследований одно-, двух- и трехканального слежения. При этом, полагая, что интервал d пропорционален среднеквадратичному отклонению ошибки слежения σ_e , в качестве параметра пилотажных свойств самолета использовалась норма среднеквадратичной ошибки пилотирования. Полученные результаты (рис. 7) также хорошо согласуются с аналитической зависимостью, параметры которой определяются двумя парами: $\{PR = 4, \sigma_{e_{des}}\}$, $\{PR = 6, \sigma_{e_{ad}}\}$, где значения $\sigma_{e_{des}}$, $\sigma_{e_{ad}}$ были получены путем осреднения данных работы [7].

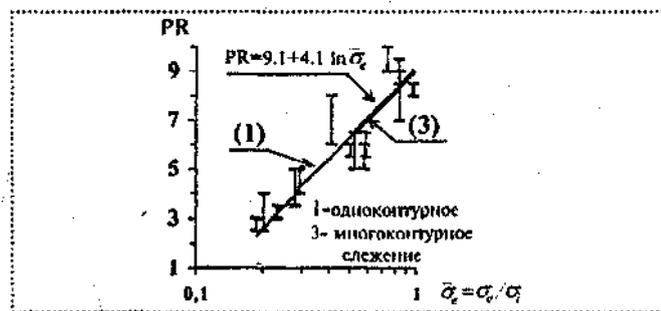


Рис. 7

Итак, хорошее согласование с полученными в отчете аналитическими зависимостями результатов оценивания пилотажных характеристик, проведенного в эксперименте с использованием определенных заранее ориентиров (метрик шкалы Купера-Харпера), позволяет сделать следующие выводы. Во-первых, получено наиболее обоснованное (в экспериментах

проведено более семидесяти динамических конфигураций) подтверждение справедливости закона Вебера-Фехнера для процесса формирования оценки летчика. Во-вторых, на его основе установлена однозначная зависимость между значениями оценки летчика и параметра пилотажных свойств самолета, позволяющая назначать метрики шкалы перед проведением процедуры оценивания.

Предложенная методика определения метрик позволила существенно уменьшить разбросы оценок летчика.

Проблему адекватности результатов оценивания, получаемых в наземных и полетных условиях, предлагается решить путем введения соответствующего ориентира, определяемого некоторым значением d .

Для проверки возможности такого подхода в моделировании на рабочей станции для динамических конфигураций самолета, получивших в летном эксперименте [6] оценки $PR=9-10$, было определено значение $d^*=5$ см. Затем для динамических конфигураций с пилотажными характеристиками третьего уровня, взятыми из той же базы данных HAVE PIO, были получены значения оценок в моделировании на рабочей станции с использованием дополнительного к d_{des} и d_{ad} ориентира d^* .

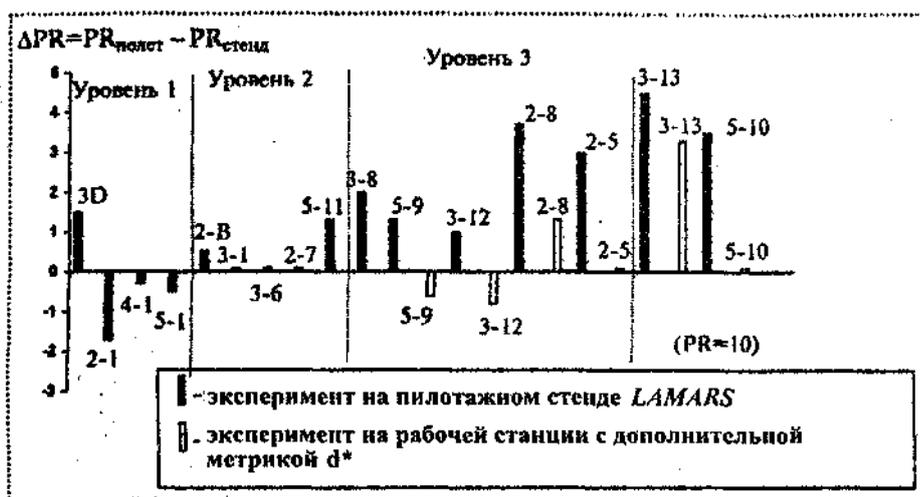


Рис. 8

На рис. 8 представлены результаты сравнения значений оценок летчика, полученных в летном эксперименте и в моделировании на рабочей станции. Полученное хорошее согласование результатов позволяет предложить следующий алгоритм решения проблемы адекватности данных оценивания в полете и на земле.

С помощью анализа оценок летчика конкретной базы данных, полученной по результатам летного эксперимента, выбираются наилучшая и наихудшая динамические конфигурации с оценками PR_{min} и PR_{max} соответственно. Затем для них в моделировании на рабочей станции (пилотажном стенде) определяются значения d_{min} и d_{max} , и с помощью зависимости (2) при $J=d$ рассчитываются метрики шкалы Купера-Харпера, а также ориентир d^* для области оценок $6 < PR < 10$. С их помощью в моделировании на земле на простейшем оборудовании можно проводить достаточно надежное оценивание во всем диапазоне оценок $PR = 1-10$.

Список литературы

1. Efremov A.V. et al. Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development // WL-TR-96-3109, Wright laboratory, USA. May 1996. P. 1-138.
2. Smith R.E. Effects of Control System Dynamics on Fighter Approach and Landing Longitudinal Flying Qualities // AFFDL-TR-78-122, Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, OH. March 1978.
3. Kish, Leggett, Nguyen, Cord, and Slutz. Concepts For Detecting Pilot-Induced Oscillation Using Manned Simulation // AIAA Paper. 1996.
4. Ефремов А.В и др. Летчик как динамическая система / А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин, А.Н. Предтеченский. В.В. Род-чепко. М.: Машиностроение, 1992. 331 с.
5. Bacon B.J. and Schmidt D.K. An Optimal Control Approach to Pilot/Vehicle Analysis and the Neal-Smith Criteria // Journal of Guidance and Control. Vol. 6. Sept. -Oct. 1983. P. 339-347.
6. MeRucr D.T. et al. Minimum flying qualities. Vol. II: Pilot modeling for flying qualities applications // WPDC-TR-89-3125. January. 1990.
7. Bjorkman E.A. et al. NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation // USAFTPS-TR-85B-S4. June 1986.