

Проблемы выбора и оценки пилотажных характеристик современных самолетов

Характерной чертой развития авиации стало определяющее влияние автоматизации на динамику самолета, позволяющее значительно повысить точность и безопасность пилотирования в каждой целевой задаче за счет оптимизации динамических свойств самолета. Как следствие, это поставило ряд проблем перед специалистами в области динамики и управления. К ним, в частности, относятся:

А. Несовершенство структуры нормативных документов по выбору пилотажных характеристик, требования к которым различны в зависимости от класса самолетов, категории полета и уровня оценки.

В нормативных требованиях к категории *A* относятся различные задачи точного управления (дозаправка, прицеливание, стабилизация и другие), а также задачи, сопровождающиеся энергичным маневрированием. Известно, что оценки летчика в каждой из этих задач отличаются, поэтому предъявление единых требований не позволяет установить наилучшую динамику самолета в каждой из задач пилотирования.

Сдерживает возможность выбора оптимальной динамики самолета и другой признак различия требований к пилотажным характеристикам — класс самолетов. Согласно ему требования остаются примерно постоянными для одной и той же массовой и маневренной категории самолетов. Такой принцип не учитывает, что в рамках одной и той же категории могут быть созданы самолеты, принципиально отличающиеся типом реакции, например, традиционной реакцией самолета, имеющей связанные угловые и траекторные движения и нетрадиционной реакцией самолета с органом непосредственного управления подъемной силой, характеризующейся развязанными движениями.

Пилотажные свойства второго из этих ЛА вообще не могут быть оценены с помощью существующих нормативных документов. В то же время в ряде задач точного управления именно нетрадиционная динамика позволяет достигнуть наивысшей точности.

Б. Отсутствие методических основ оценивания пилотажных характеристик для высокоавтоматизированных самолетов.

Требования к пилотажным характеристикам различаются также по уровням оценок. В основе деления предполагается, что оценивание осуществляется по специализированным шкалам, типа шкалы Купера-Харпера (рис. 1), метриками которой являются две характеристики задачи пилотирования («адекватная» и «желаемая») и уровень компенсации летчика. Отсутствие методического обеспечения по определению этих характеристик до проведения экспериментов является одной из причин разбросов оценок летчика, который может достигать значительных величин (до 3-4 баллов).

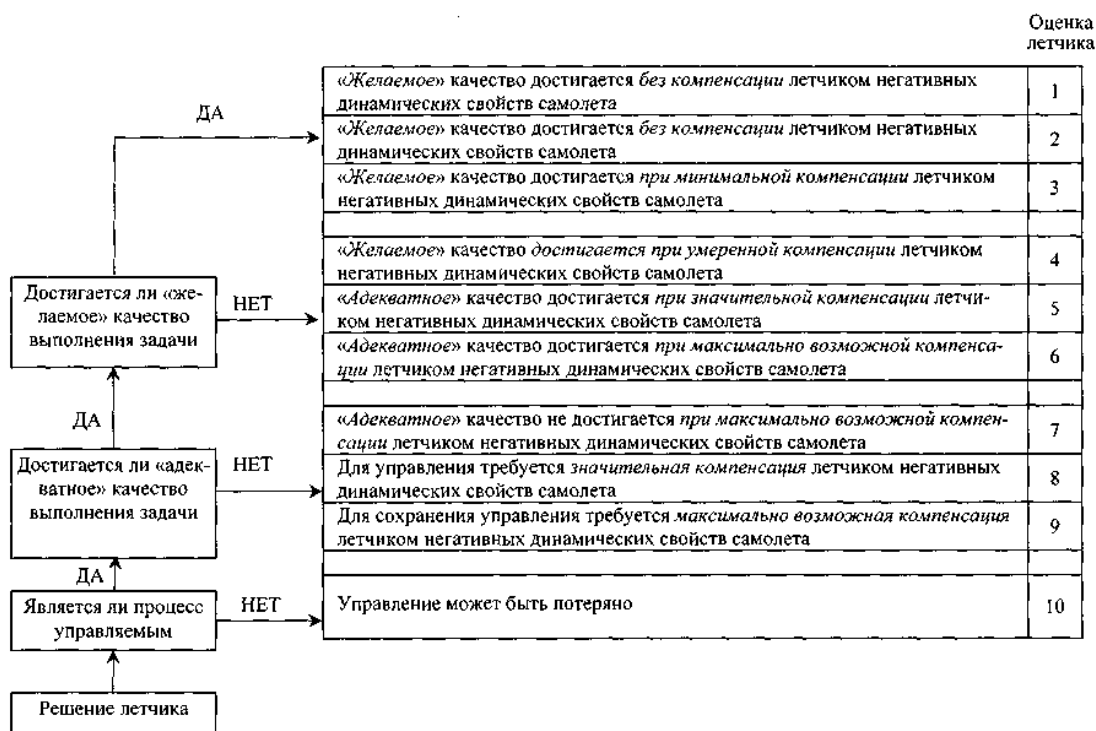


Рис. 1. Шкала Купера-Харпера

В. Неадекватность оценок летчика пилотажных свойств самолетов, получаемых в наземных и полетных условиях.

Отсутствие методических основ оценивания пилотажных характеристик для высокоавтоматизированных самолетов является одной из причин и другой проблемы, возникающей при проведении наземных исследований на пилотажных стендах. А именно, несоответствие получаемых здесь оценок тем, которые дает летчик при выполнении той же задачи в полете и адекватности переменных задачи, выбранных в стендовых и наземных экспериментах.

Первым исследованием, выявившим такое несоответствие, было выполнено МАИ, ЦАГИ и ЛИИ в 1995 г. [1]. Именно здесь, для ограниченного числа конфигураций исследовавшихся в [2] по программе LANOS было показано, что ухудшение динамических свойств объекта управления приводит к появлению разницы в оценках летчика *PR* в стендовых и полетных условиях. Так, если в полетных условиях оценка *PR* принадлежала третьему уровню, то в стендовых условиях она соответствовала второму уровню. Этот эффект был получен при выполнении летчиком ЛИИ задачи отслеживания командного псевдослучайного сигнала по тангажу, подаваемого на экран дисплея. Более детальное исследование такого эффекта было проведено в США на стендах базы ВВС США [4] и центра Эймса НАСА [5]. В этих исследованиях летчиками осуществлялась посадка самолета с динамическими свойствами и требованиями к точности, соответствующими тем, которые рассматривались в ходе летных исследований, выполненных по программе HAVE PIO [6] на летающей лаборатории — самолете NT-33.

Результаты этих исследований продемонстрировали отличие результатов стендовых и полетных исследований, как в области первого, так и третьего уровней оценок. В области третьего уровня было установлено превышение значений *PR*, получаемых в полете над оценками *PR*, достигаемых на стендах. В области же первого уровня отмечается обратный эффект.

С целью детального изучения полученных результатов в МАИ совместно с группой летчиков-испытателей был проведен комплекс экспериментальных исследований большого числа конфигураций базы данных HAVE PIO, которые также показали несовпадение результатов стендового моделирования с полетными, как в области I, так и III уровня оценок [6].

Выявленная общая закономерность неадекватности результатов стендового моделирования полетным выдвигает необходимым решение задачи выявления причин несоответствия и разработки комплекса мер, позволяющих осуществлять надежное оценивание пилотажных свойств в наземных условиях.

Г. Некорректность отдельных критериев выбора пилотажных характеристик для высокоавтоматизированных самолетов.

Специфические особенности динамики высокоавтоматизированных самолетов приводят во многих случаях к невозможности использования ряда известных критериев выбора пилотажных оценок, разработанных в предположении возможности описания динамики самолета с помощью звена второго порядка и являющимися требованиями к параметрам подобной динамической модели самолета. Попытки решения проблемы путем введения дополнительных критериев — требований к параметрам, учитывающим особенности реакции высокоавтоматизированного самолета, например, введением эквивалентного времени запаздывания реакции самолета, во многих случаях не дают корректных рекомендаций. В этой связи наиболее перспективным является путь разработки обобщенных критериев. В рамках этого подхода сформировалось два направления. Одним из них является разработка критериев — как требований к обобщенным параметрам эквивалентных частотных характеристик. К ним относится, в частности, полоса пропускания объекта управления. В связи с тем, что в последнее время появились новые типы реакций самолета, такой подход требует разработки обобщенных показателей для каждого типа реакций. Кроме того, эти критерии не учитывают влияние других, помимо динамики объекта управления, переменных задачи. Эти недостатки могут быть устранены путем

использования критериев, являющихся требованиями к показателям замкнутой системы самолет-летчик. В мировой практике в рамках рассматриваемого направления наиболее широкое применение получил критерий Нила-Смита. Настоящий критерий, полученный по результатам летных испытаний без прямых измерений нормируемых параметров, обладает низкой прогностической способностью. В этой связи возникает задача создания критериев, основанных на нормировании характеристик системы самолет - летчик и позволяющих надежно предсказывать пилотажные характеристики самолетов.

Обобщая проведенный выше анализ, можно сформулировать следующие задачи, стоящие перед исследователями в области оценивания пилотажных характеристик:

- модификация структуры нормативных документов, с учетом необходимости различия требований по целевым задачам пилотирования;
- разработка методического обеспечения для проведения исследований, позволяющих надежно использовать шкалы субъективных оценок;
- поиск путей адекватного оценивания пилотажных характеристик самолетов в наземных и летных экспериментах;
- создание критериев выбора пилотажных характеристик, построенных на требованиях к показателям системы самолет - летчик и обладающих высокими прогностическими возможностями.

Модификация структуры нормативных требований к пилотажным характеристикам самолетов

Каждая задача пилотирования характеризуется определенным набором переменных (спектром входного сигнала, дисплеем, динамикой объекта управления и др.). В работах [1,7] показана чувствительность оценки летчика и параметров системы самолет-летчик к этим переменным. В связи с этим, пилотажные свойства самолета, отнесенные в одних условиях задач к первому уровню, могут быть отнесены к третьему уровню при других условиях или задаче. Не менее важным является и требование к точности пилотирования.

Необходимо отметить, что каждая задача пилотирования характеризуется специфическим спектром входного сигнала (его дисперсией, формой, шириной). Влияние параметров такого спектра на свойства системы самолет-летчик достаточно хорошо изучено в работах [1, 7]. Учитывая все эти особенности можно сделать вывод, что нормативные требования к пилотажным характеристикам должны быть доопределены в части введения требований по задачам пилотирования. Для постановки и проведения экспериментальных исследований и корректного сравнения получаемых результатов с результатами других работ переменные каждой задачи (входной сигнал, требования к допустимой ошибке и др.) должны быть определены.

Разработка методического обеспечения для оценивания пилотажных свойств в наземных условиях

Для решения настоящей задачи вводятся предположения о том, что: метрики шкалы Купера определяются некоторым параметром пилотажных характеристик J . Причем для каждого объекта управления W_{cj} этот параметр может быть представлен в виде следующей суммы

$$J|W_{cj} = J_{opt}|_{W_{c_{opt}}} + \Delta J_j$$

где $J_{opt}|_{W_{c_{opt}}}$ — значение параметра, которое достигается при управлении оптимальным объектом, не требующим от летчика введения какой-либо

компенсации. Приращение ΔJ_j возрастает, когда пилотажные свойства ухудшаются, что требует от летчика введения компенсации. Следовательно, показатель ΔJ_j можно рассматривать как интегральный показатель производимой летчиком компенсации или как показатель его загрузки;

а. показатель J связан с оценкой летчика PR законом Вебера-Фехнера

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

б. показатель J есть минимальный диапазон сигнала ошибки d , в котором находится текущая ошибка пилотирования и, которое достигает летчик при управлении конкретной динамической конфигурацией W_c .

Эти предположения нашли подтверждения в экспериментах, выполненных с различными динамическими конфигурациями (рис. 2). Полученный результат явился основой разработанной в работе [8] методики определения метрик соответствующих «желаемой» и «адекватной» характеристики задачи.

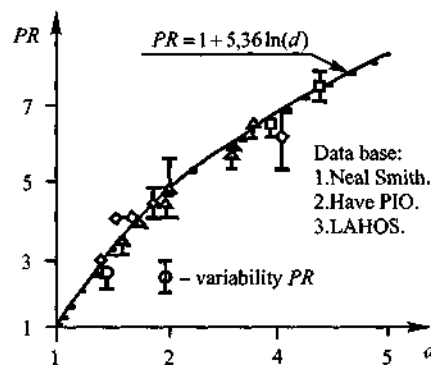


Рис. 2. Экспериментальная проверка

Методика основывается на результатах экспериментов при одном и том же входном сигнале с динамическими конфигурациями, соответствующими динамике $W_{c_{opt}}$ и конфигурации с субъективной оценкой $PR=4$. Измеренные в ходе экспериментов интервалы d_{opt} и d_{des} позволяет с учетом соотношения

$$\left[\frac{d_{des}}{d_{opt}} \right]^{5/3} = \frac{d_{ad}}{d_{opt}}$$

найти и вторую метрику d_{ad} .

Проведенные экспериментальные исследования показали, что использование настоящей методики позволяют существенно (до 3 раз) уменьшить величины достигаемых разбросов оценок PR .

Анализ причин и поиск путей адекватного оценивания пилотажных характеристик самолетов в полетных и наземных условиях

Как минимум три рассматриваемые ниже причины объясняют различие в результатах оценивания пилотажных характеристик, получаемые в наземных и полетных условиях:

1. Несоответствие оцениваемых летчиком координат и характеристик задачи.

Все известные базы данных (HAVE PIO (18 конф.), LANOS (49 конф.)) получены при выполнении задачи посадки для динамических конфигураций, характеризующихся: традиционным типом реакций; различие параметров передаточной функции $\mathcal{G}(s)/\delta_a(s)$; неизменностью связи углового и траекторного движений.

Все это позволяет утверждать, что определяющим фактором, влияющим на оценку PR , является динамика углового движения в то же время как характеристиками задачи в исследованиях [LANOS, 5] являются показатели траекторного движения.

2. Чувствительность оценки пилотажных характеристик в продольном канале к дополнительным факторам.

В качестве дополнительного фактора рассматривалась динамика бокового канала. Можно показать, что введение этого канала приводит ухудшение оценки

$$PR_{g\gamma} = PR_m + \sqrt{PR^2 - PR_\gamma PR_g + PR_m} \quad (2)$$

пилотажных свойств $PR_{g\gamma}$ (2):

где PR_g — оценка ПХ в продольном канале управления при одноконтурном слежении, PR_γ — оценка ПХ в боковом канале управления при одноконтурном слежении, $PR_m = (PR_g + PR_\gamma)/2$

Кроме того, ухудшение оценки PR_γ приводит к снижению чувствительности $PR_{g\gamma}$ (см. табл. 1), что и наблюдалось в выполненных экспериментах.

Таблица 1

$PR_\gamma \backslash PR_g$	1	2	3
1	1	0,5	0,22
2	1,26	0,853	0,5
3	1,33	1,03	0,78

3. Сложность моделирования стрессовой ситуации, возникающей при управлении ЛА.

В этой связи улучшение соответствия может быть достигнуто путем использования «наилучшей» динамики в боковом канале при оценке ПХ в продольном канале. Кроме того, для улучшения соответствия в области третьего уровня PR в работе [6] было предложено вводить дополнительную метрику d_w достигаемых при управлении объектом, характеризуемым оценкой $PR = 9,5$. Используя закон Вебера-Фехнера (1), можно получить следующее выражение, позволяющее получить d_w :

$$d_w / d_{opt} = \left(\frac{d_{des}}{d_{opt}} \right)^{8,5/3}$$

Введение такой метрики одновременно с метриками d_{ad} и d_{des} позволило на рабочей станции МАИ получить диапазон оценок $PR = 5,5$, более широкий чем тот, который достигается на одном из лучших в мире стендов LAMARS ($\Delta PR = 4,8 - 5,0$).

Создание критериев выбора пилотажных характеристик самолетов, построенных на требованиях к обобщенным показателям системы самолет-летчик

В работе [1] были проведены экспериментальные исследования 67-ми динамических конфигураций, в которых, в отличие от работ [2, 9] помимо определения субъективной оценки, измерялись частотные характеристики системы самолет-летчик. Эти исследования позволили выявить параметры измеренных частотных характеристик наилучшим образом коррелированные с оценками летчика для всех исследовавшихся динамических конфигураций. Такими параметрами являются:

- нормированный резонансный пик замкнутой системы F , определенный как отношение амплитудных частотных характеристик замкнутой системы, полученных для рассматриваемой и оптимальной динамической конфигурации. Методика определения оптимальной динамики дана в работе [7];
- показатель загрузки летчика $\Delta\varphi_p$, определенный как максимальная разность (положительная или отрицательная) между фазовой частотной характеристикой летчика, полученной для рассматриваемой и оптимальной конфигурациями.

На рис. 3 приведены границы этих параметров, соответствующие 1-му и 2-му уровню оценок.

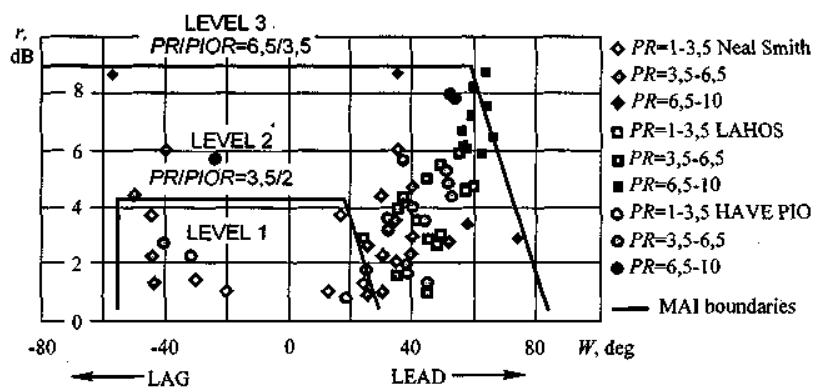


Рис. 3. Критерий МАИ

В работе [1] показана хорошая корреляция оценок летчика шкалы Купера-Харпера и шкалы предсказания явления раскочки (PIO). Это позволяет рассматривать полученный критерий, как критерий предсказания PIO.

Показатели \bar{r} и $\Delta\varphi_p$ оказались хорошо коррелированными с оценкой PR и в задаче дозирования. На рис. 4 приведены области параметров \bar{r} и W , соответствующие первому и второму уровню оценок, полученные в результате экспериментальных исследований с 21-ой динамической конфигурацией из базы данных HAVE GAS [10].

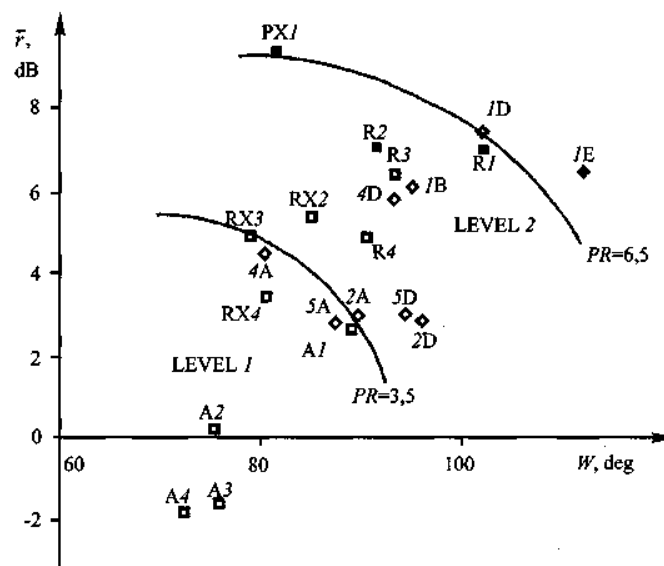


Рис. 4. Критерий для задачи дозирования (А — эксперимент, В — математическое моделирование)

Литература

1. *Efremov A. V. et al.* Investigation of pilot-induced oscillation tendency and prediction criteria development. WL-YR-96-3109 Wright lab. 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. AFFDL. Wright-Patterson AFB. Ohio Marth 1978.
3. *Kish B.A. et al.* Concept for detecting pilot-induced oscillation using manned simulation. AIAA paper 96-3431. San Diego. CA. 1996.

4. *Shroeder J.* et al. Pilot-induced oscillation prediction with three levels of simulation motion displacement. Proceedings of AIAA atmospheric flight mechanics conference and exhibit. Boston. Mass. USA. 1998.
5. *Bjorkman E.A.* et al. NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation USAFTPS-TR-85B-S4. June 1986.165 pp.
6. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Кошеленко А.В.* Оценка степени совершенства пилотажных стендов и тренажеров. Межд. конференция по авиационным тренажерам. — Берлин: Май 2002.
7. *Ефремов А.В.* и др. Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение. 1992. 331 стр.
8. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Методическое обеспечение исследований пилотажных свойств самолетов на пилотажных стендах и тренажерах. «Полет». Машиностроение. № 5. 2001.
9. *Neal T.P., Smith R.E.* A Flying Qualities Criterion for the design of Fighter Flight-Control systems. J. Aircraft vol.8 №10. Oct. 1971.
10. *Efremov A.* et al. Evaluation and prediction of aircraft handling qualities. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit/ Boston. USA. 1998.