

Исследование влияния акселерационных ощущений при выполнении посадки в условиях сильной атмосферной турбулентности

А.В. ЕФРЕМОВ,
д-р техн. наук,
М.С. ТЯГЛИК,
канд. техн. наук,
И.Х. ИРГАЛЕЕВ,
канд. техн. наук,
Т.В. ВОРОНКА,
А.С. ТЯГЛИК
(МАИ, Москва)
pvl@mai.ru

Рассмотрен вопрос влияния моделирования акселерационных ощущений на результаты экспериментальных исследований, выполняемых для задачи посадки самолета в условиях сильной атмосферной турбулентности при различных вариантах представления летчику полетной информации (компенсаторный дисплей или дисплей с предвидением заданной траектории движения).

Посадка, моделирование акселерационных ощущений, прогнозный дисплей, атмосферная турбулентность, безопасность полета

Посадка самолета является наиболее сложной задачей пилотирования [1]. Согласно статистике [2–6] на этом этапе полета в период 1980–2018 гг. произошло 50–70 % всех авиационных происшествий, что в значительной степени связано с использованием ручного режима управления при выполнении посадки. Участие летчика в процессе пилотирования сопровождается наибольшим числом ошибок (до 65 %), приводящих к развитию аварийной ситуации. Посадка выполняется в условиях повышенного стресса летчика, связанного с высокими требованиями к точности пилотирования, ограниченностью времени исправления ошибок и принятия решений, необходимостью одновременного замыкания нескольких контуров управления. Осуществление посадки усложняется при интенсивных атмосферных возмущениях (сдвиг ветра, микропорыв, посадка при попадании в вихрь от впереди летящего самолета). С целью повышения безопасности пилотирования с середины XX века широкое распространение получили директорные приборы, впоследствии они были заменены пилотажно-навигационными дисплеями. Эти интерфейсы позволили расширить возможности представления информации, дополнить ее новыми метками, например, ввести указатель вектора скорости. Выбор законов директорных меток этих приборов осуществлялся проведением математического моделирования, а затем уточнением результатов с помощью экспериментальных исследований на пилотажных стендах или на стендах прототипирования, получивших в последнее время широкое применение. В последние 25–30 лет в России и за рубежом были проведены интенсивные исследования [7–15] по оценке целесообразности использования дисплеев с предвидением программной траектории, а также их дополнением информацией о прогнозе развития траекторного движения самолета, проецируемого на плоскость, удаленную от глаза летчика на некотором расстоянии $L_{пр}$ и движущуюся внутри коридора, охватывающего программную траекторию со скоростью полета самолета.

В работах [16, 17] рассматривается дисплей, высокая эффективность которого позволяет повысить точность пилотирования, а также уменьшить физическую работу летчика. В статье [18] разработана методика выбора основных параметров такого дисплея, математическая модель летчика, учитывающая процесс восприятия им программной траектории, а также реакцию летчика на ее изменение. Эффективность такого прогнозного дисплея с предвидением программной траектории исследовалась в условиях попадания самолета в интенсивную турбулентность [18]. Все эти исследования были выполнены на неподвижном пилотажном стенде. Известно, что ощущение летчиком акселерационной информации приводит в задачах компенсаторного слежения к изменению характера его действий и показателей системы самолет – летчик, особенно при выполнении летчиком задачи стабилизации самолета при полете в турбулентной атмосфере [19]. При выполнении задачи компенсаторного отслеживания программного сигнала такого изменения характеристик системы самолет – летчик не наблюдается [19].

Исследование влияния акселерационной информации на характеристики системы человек – машина в задачах управления с прогнозированием практически не проводилось, за исключением работ [20, 21].

Здесь оценка такого влияния осуществлялась для модельной динамики объекта управления $W_c = \frac{K}{p^2}$

и широкополосных входных сигналов ($\omega_i > 1$ рад/с), нетипичных для системы самолет – летчик. Тем не менее полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что в случае использования дисплея с прогнозированием программной траектории подвижность значительно меньше влияет на точность отслеживания по сравнению с влиянием подвижности на точность слежения при использовании компенсаторного дисплея. Поскольку знаний о влиянии акселерационной информации на характеристики системы самолет – летчик недостаточно, в МАИ (Москва) был проведен комплекс исследований на подвижном пилотажном стенде по оценке эффективности предложенного [16] прогнозного дисплея с прогнозированием программной траектории в сравнении со стандартным пилотажным дисплеем, используемым в кабине современных самолетов при выполнении посадки.

При проведении экспериментальных исследований, проводимых с целью сравнительного анализа эффективности различных вариантов дисплеев в условиях попадания в вихревой след, прежде всего необходима математическая модель, описывающая процесс взаимодействия самолета с вихрем. Обычно влияние атмосферной турбулентности на реакцию самолета описывается введением добавок в уравнения движения сил и моментов, определяемых действием на весь летательный аппарат (например, $\Delta Y = C_y^\alpha \Delta \alpha_t q S$ или $\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta \alpha_t q S$).

Динамическая реакция самолета, попавшего в вихрь, значительно сложнее, так как она зависит от того, в какую часть спутного следа попадает самолет.

Рассмотрим воздействие концевых вихрей, сходящего с крыла впереди летящего самолета, на самолет, летящий за ним (рис. 1).

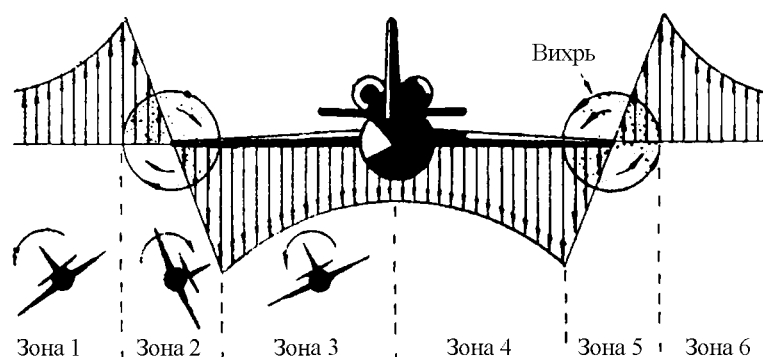


Рис. 1. Индуцированная скорость воздушного потока за пролетевшим самолетом

Если самолет пересекает вихрь позади и слева направо, то, попадая в зону 1, он будет крениться влево, так как на его правое полукрыло снизу будет воздействовать большая индуцированная скорость. Далее, по мере приближения к вихрю, будет увеличиваться левый крен. Летчик начинает реагировать отклонением ручки управления вправо, стараясь преодолеть кренящий момент. Однако в зоне 2 самолет очень резко начинает вращаться вправо. Эта внезапная перемена знака кренящего момента в силу запаздывания действий летчика может привести к дальнейшему росту угла крена и далее к переворачиванию самолета. При попадании в зону 3 возможно увеличение левого крена с потерей высоты.

Наиболее неблагоприятный случай – когда самолет попадает в вихрь, находясь вдоль оси или под небольшим углом. Возможно не только изменение угла крена, но и угла тангажа, а воздействие вихря может быть настолько сильным, что для парирования моментов может не хватить эффективности рулевых поверхностей.

Таким образом, попадание самолета в вихревой след приводит к снижению точности пилотирования, воздействию на летчика знакопеременных ускорений. Все это вызывает развитие стрессовой ситуации, что является причиной снижения безопасности полета.

Моделирование вихревого следа проводилось в работах [22–24] с использованием моделей следа. В данных работах рассматривается сложная вихревая система, меняющаяся с течением времени, в ней вычисляется оседание, слияние и дальнейшее развитие и затухание вихрей. Однако такая модель не может быть реализована в реальном масштабе времени.

В настоящей работе за основу был взят стационарный вихревой след. Такое представление вихревого следа позволит обеспечить детерминированность воздействия на самолет при проведении экспериментов, с одной стороны, а с другой стороны, обеспечить возможность реализации довольно сложной модели вихревого следа в реальном масштабе времени. В работе модель вихревого следа основана на инженерной модели двухвихревой системы [24], рассчитанной на основе базы данных вихревых следов NASA. Следующие соотношения описывают распределение скорости в вихре:

$$V_{\tau} = 1,4 \frac{\Gamma}{2\pi r} \left[1 - \exp \left(-10 \left(\frac{r_c}{l} \right)^{0,75} \right) \right] \left[1 - \exp \left(-1,2527 (r/r_c)^2 \right) \right], \quad r < r_c;$$

$$V_{\tau} = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left[1 - \exp \left(-10 \left(\frac{r_c}{l} \right)^{0,75} \right) \right], \quad r > r_c;$$

$$\Gamma = \frac{4G}{\pi l \rho V},$$

где l – размах крыла; G – вес самолета; ρ – плотность воздуха; V – скорость полета; r_c – радиус ядра вихря; r – расстояние от координаты, для которой происходит вычисление скорости ветра, до начала системы координат, в которой определен вихрь.

В модели присутствуют два вихря, расположенные на удалении $b = \frac{\pi l}{4}$ по горизонтали, величина b – размах вихрей.

Благодаря численному эксперименту [24] были получены средние значения оценки радиуса ядра вихря для широкого круга типов самолетов для режима взлета-посадки: $r_c = 0,04b$.

Кроме двух основных вихрей, с элементов механизации сходят дополнительные вихри [24], взаимодействующие с концевыми вихрями. Слияние вихрей порождает вихревую пару с большим радиусом ядра, который трудно спрогнозировать теоретически. В результате модель для расчета скорости ветра в вихре может быть представлена следующим образом:

$$V_x = 0;$$

$$V_y = V_{\tau} \frac{z - z_0 - b/2}{r_1} - V_{\tau} \frac{z - z_0 + b/2}{r_2};$$

$$V_z = -V_{\tau} \frac{y - y_0}{r_1} - V_{\tau} \frac{y - y_0}{r_2},$$

где y_0, z_0 – начальные координаты вихрей; $r_i (i = 1..2)$ – радиус вихря:

$$r_1 = \sqrt{(y - y_0)^2 + (z - z_0 - b/2)^2};$$

$$r_2 = \sqrt{(y - y_0)^2 + (z - z_0 + b/2)^2}.$$

Распределение скорости для дополнительного вихря выражается следующим соотношением [24]:

$$V_{\tau 1} = \frac{\Gamma_1}{2\pi r} \left[1 - \exp \left(-1,25 \left(\frac{r}{r_{c1}} \right)^2 \right) \right].$$

Для того чтобы задать начальное поле в области дополнительного вихря, необходимо учесть [24], что величина циркуляции $\Gamma_1 = -0,151\Gamma$, где Γ – циркуляция основного вихря, размер ядра дополнительного вихря $r_{c1} = 0,07l$.

Схема течения изображена на рис. 2, где ось OX соответствует направлению полета самолета-генератора следа, ось OY расположена вертикально, а ось OZ направлена вправо.

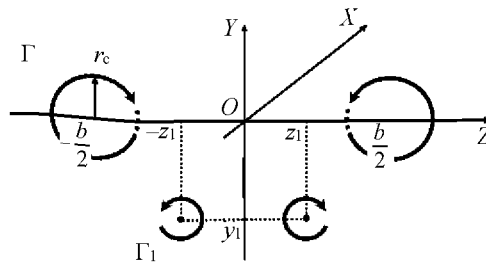


Рис. 2. Схема течения в четырехвихревой модели

Таким образом, модель для расчета скорости ветра в вихре принимает следующий вид:

$$V_x = 0;$$

$$V_y = V_\tau \frac{z - z_0 - \frac{b}{2}}{r_1} - V_\tau \frac{z - z_0 + \frac{b}{2}}{r_2} + V_{\tau 1} \frac{z - z_0 - z_1}{r_3} - V_{\tau 1} \frac{z - z_0 + z_1}{r_4};$$

$$V_z = -V_\tau \frac{y - y_0}{r_1} - V_\tau \frac{y - y_0}{r_2} - V_{\tau 1} \frac{y - y_0 - y_1}{r_3} - V_{\tau 1} \frac{y - y_0 - y_1}{r_4},$$

где $r_i (i=1...4)$ – радиус вихря:

$$r_1 = \sqrt{(y - y_0)^2 + (z - z_0 - b/2)^2};$$

$$r_2 = \sqrt{(y - y_0)^2 + (z - z_0 + b/2)^2};$$

$$r_3 = \sqrt{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2};$$

$$r_4 = \sqrt{(y - y_1)^2 + (z + z_1)^2}.$$

С допущением, что вихрь постоянен в течение 12–160 с и для обеспечения детерминированности воздействия вихря на самолет (обеспечения стационарности внешних возмущений при проведении эксперимента), приведенная модель позволяет вычислить три проекции скорости ветра в произвольной точке (x, y, z) для положения вихря, описываемого координатами $y_0 = f(x)$ и $z_0 = f(x)$.

Для того чтобы учесть влияние вихря на реакцию самолета, необходимо вычислить приращения сил и моментов, обусловленных действием ветра, возникающих на крыле и горизонтальном оперении при воздействии ветра.

Кроме того, необходимо учитывать, что при моделировании ветра, обусловленного вихрем, в различных точках пространства или для различных частей несущей поверхности самолета скорость ветра разная. В связи с этим предлагается разделить несущую поверхность самолета на сегменты и для пространственного положения каждого из этих сегментов вычислить скорость и направление ветрового порыва и возникающие при этом аэродинамические силы, так, как это было сделано в работе [18].

Вычисленные для каждого сегмента приращения сил и моментов складываются и используются в математической модели движения самолета:

$$\Delta F_x = \sum_{i=1}^{500} \Delta F_{xi}; \quad \Delta F_y = \sum_{i=1}^{500} \Delta F_{yi}; \quad \Delta F_z = \sum_{i=1}^{500} \Delta F_{zi};$$

$$\Delta M_x = \sum_{i=1}^{500} \Delta M_{xci}; \quad \Delta M_y = \sum_{i=1}^{500} \Delta M_{ycl}; \quad \Delta M_z = \sum_{i=1}^{500} \Delta M_{zci}.$$

Разработанная математическая модель взаимодействия самолета и атмосферных возмущений, в отличие от стандартных моделей, в которых ветровое возмущение действует на центр давления, позволяет учесть, что на разные части несущей поверхности самолета действует разное ветровое воздействие как по силе, так и по направлению.

Для проведения исследований использовался подвижный пилотажный стенд МАИ с системой имитации акселерационных ощущений и трехопорной системой подвижности (две опоры установлены в носовой части стенда (левая и правая), одна – в кормовой (задняя опора)).

Для проведения исследований были разработаны алгоритмы функционирования подвижности, формирующие закон обжатия опор пилотажного стенда в зависимости от перегрузок n_x , n_y , n_z , а также угловых скоростей ω_x , ω_z .

Выбор параметров фильтров возврата и масштабных коэффициентов осуществлялся с учетом аппаратных особенностей пилотажного стенда и экспертной оценки летчиков, которые подтвердили адекватность моделируемых на пилотажном стенде акселерационных ощущений.

При движении самолета по глиссаде летчик стремится свести к нулю рассогласование положения по высоте и боковому отклонению, ориентируясь на показания приборов. На рис. 3 приведена стандартная индикация углового и линейного положения самолета на экране пилотажного навигационного дисплея при выполнении самолетом посадки.

В качестве альтернативного варианта в работе рассматривается прогнозный дисплей с прогнозированием программной траектории (рис. 4).

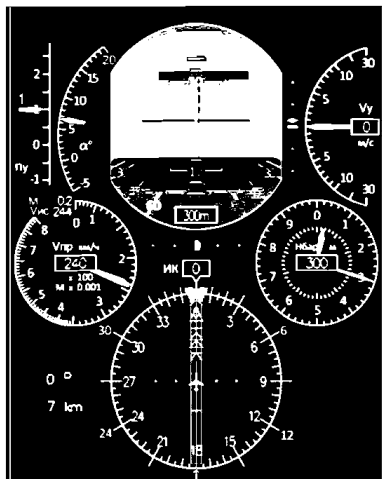


Рис. 3. Пилотажные кадры

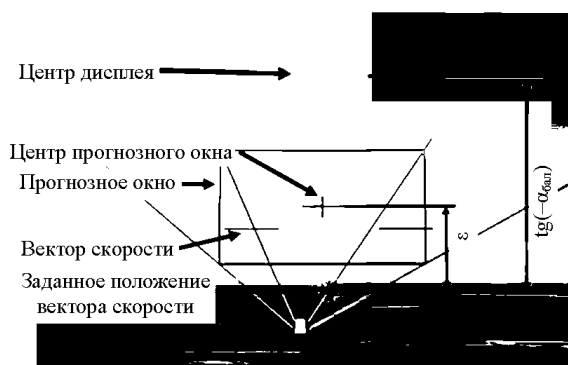


Рис. 4. Прогнозный дисплей

Такой дисплей демонстрирует летчику программную траекторию движения (глиссаду с участком схода с глиссады вплоть до момента касания) в виде трехмерного коридора с прогнозным окном (см. рис. 4), движущимся внутри коридора со скоростью самолета V и расположенным на расстоянии $L_{пр} = VT_{пр}$ от летчика.

При выполнении задачи посадки с использованием предложенной системы отображения информации летчик должен использовать рычаг управления в канале тангажа, совмещая метку заданного положения вектора скорости с центром прогнозного окна, управляя координатой

$$\varepsilon = \frac{\vartheta(p)}{X_B(p)} + \frac{H(p)/X_B(p)}{L_{пр}},$$

где $\frac{\vartheta(p)}{X_B(p)}$ – передаточная функция, определяющая изменение угла тангажа самолета; $H(p)/X_B(p)$ – передаточная функция, определяющая изменение высоты полета самолета при отклонении рычага управления. Одновременно летчик должен использовать рычаг управления двигателем для совмещения указателя вектора скорости с меткой заданного положения вектора скорости, поддерживая заданную скорость полета.

При моделировании движения самолета рассматривался среднемагистральный самолет. В работе моделировалось движение среднемагистрального самолета, при этом полагалось, что на расстоянии 3000 м от взлетно-посадочной полосы он пересекает вихревой след под углом 30° (рис. 5).

В качестве самолета-генератора вихря был рассмотрен самолет А-380 в посадочной конфигурации. Для формирования вихревого следа от этого самолета на этапе посадки в соответствии с описанной моделью использовались следующие параметры самолета: размах крыла, вес самолета, скорость полета и разница высот между крылом и горизонтальным оперением.

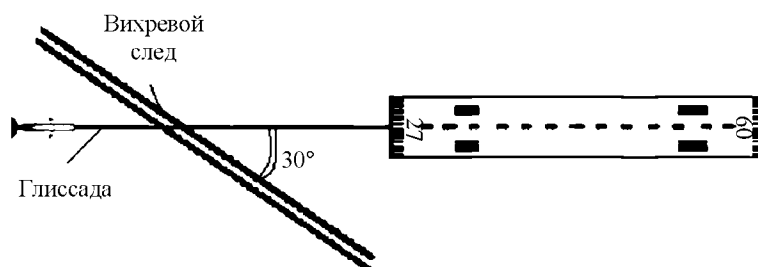


Рис. 5. Сценарий взаимодействия самолета и вихревого следа

В работе проводились исследования с использованием штатного приборного оборудования и прогнозного дисплея в условиях включенной и выключенной системы моделирования акселерационных ощущений.

В эксперименте участвовали два оператора и один летчик. Для каждого из исследовавшихся вариантов (первый – с использованием штатного приборного оборудования и выключенной системой моделирования акселерационных ощущений, второй – с использованием штатного приборного оборудования и включенной системой моделирования акселерационных ощущений, третий – с использованием прогнозного дисплея и выключенной системой моделирования акселерационных ощущений, четвертый – с использованием прогнозного дисплея и включенной системой моделирования акселерационных ощущений) каждым из участников эксперимента было выполнено не менее десяти экспериментов.

В процессе исследований производилась запись полетных параметров, в соответствии с которыми были вычислены среднеквадратичные отклонения (СКО) от математического ожидания этих параметров как функция от продольной координаты X декартовой системы координат, начало которой совпадает с торцом взлетно-посадочной полосы.

Математическое ожидание определяется по формуле

$$\overline{m_p}(X) = \sum_{i=1}^n \frac{P_i(X)}{n},$$

СКО – по формуле

$$\sigma_p(X) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\overline{m_p}(X) - P_i(X))^2},$$

где n – количество экспериментов; P_i – значение параметра движения в i -м эксперименте, в момент времени t которого самолет находится на удалении X от торца взлетно-посадочной полосы.

Таковыми параметрами в работе были вертикальное и боковое отклонение положения самолета от глиссады (ΔH и ΔZ), а также нормальные n_y и боковые n_z перегрузки и угловые скорости вращения по углу крена ω_x .

На диаграммах (рис. 6) приведены максимальные значения СКО изменения перегрузок и отклонений от глиссады для вариантов, когда пилотирование осуществлялось с использованием системы моделирования акселерационных ощущений и без нее при использовании штатной индикации.

Как видим (см. рис. 6), наличие системы моделирования акселерационных ощущений приводит к уменьшению ошибок отслеживания глиссады на 37 %, при этом увеличиваются боковые перегрузки, хотя, если рассматривать их абсолютную величину, это увеличение незначительно. Кроме того, восприятие ускорений приводит к уменьшению нормальной перегрузки на 36 %. Таким образом, повышение точности отслеживания глиссады обусловлено тем, летчик при включенной системе реагирует на угловые скорости, возникающие при попадании самолета в вихревой след.

На рис. 7 представлены СКО скорости крена, которую летчик воспринимает в том числе и с помощью системы моделирования акселерационных ощущений. Максимальные значения угловых скоростей достигаются при попадании в вихрь на расстоянии около 3000 м от среза взлетно-посадочной полосы.

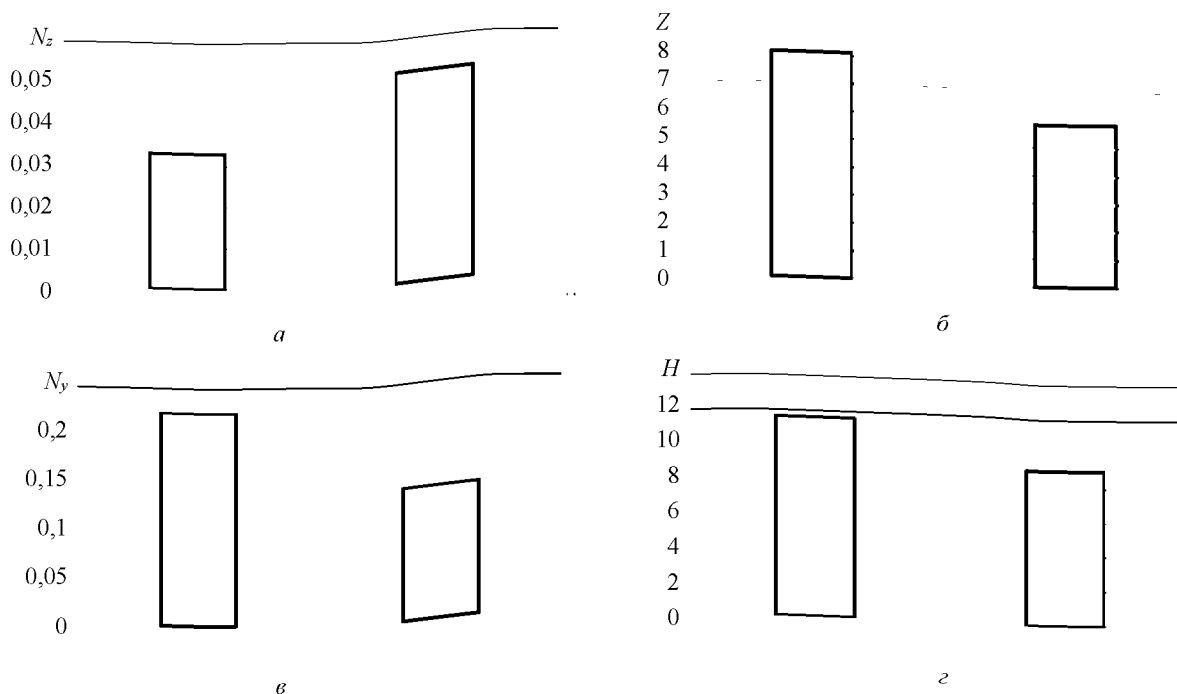


Рис. 6. Максимальные значения СКО боковой перегрузки (а), бокового отклонения от глиссады (б), нормальной перегрузки (в), отклонения от глиссады по высоте (г): □ – без системы моделирования акселерационных ощущений; ■ – с системой моделирования акселерационных ощущений

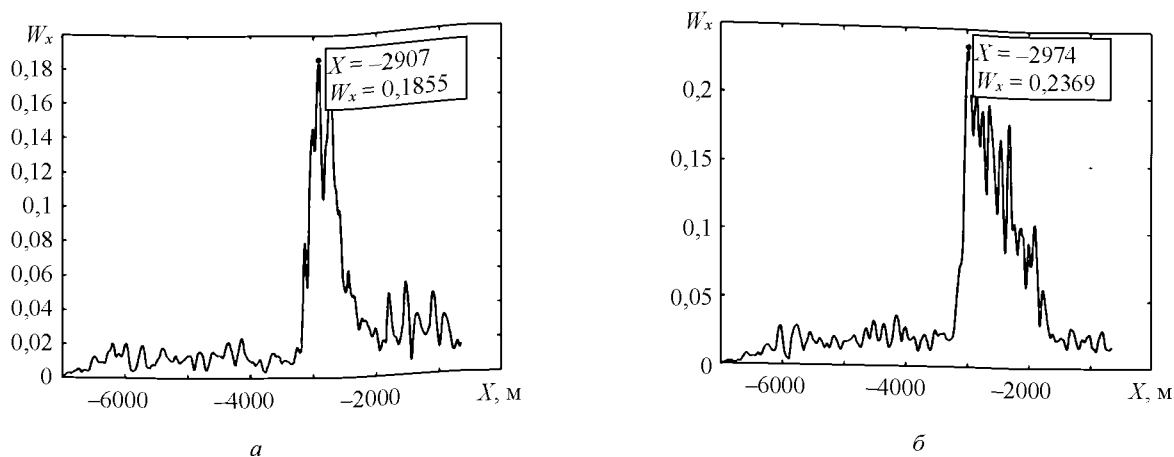


Рис. 7. СКО угловых скоростей крена с выключенной (а) и включенной (б) системой моделирования акселерационных ощущений

Как видим (см. рис. 7), после того, как самолет столкнулся с вихревым следом, в случае наличия системы моделирования акселерационных ощущений летчик, используя дополнительную информацию об угловой скорости крена, начинает энергичнее управлять в канале крена (рис. 8). Это и позволяет более точно отслеживать глиссаду по боковой координате.

На рис. 9 представлены результаты экспериментальных исследований, выполненных на пилотажном стенде с включенной системой имитации акселерационных ощущений и без нее и с двумя вариантами системы отображения информации. В первом варианте системы отображения информации летчик осуществляет пилотирование по индикаторам в кабине (см. рис. 3), во втором случае – с использованием прогнозного дисплея (см. рис. 4).

Как видим (см. рис. 9), при моделировании акселерационных ощущений при использовании штатной индикации происходит значительное уменьшение максимальных значений СКО нормальной перегрузки, а также увеличение точности отслеживания глиссады на 28 % по боковой координате и на 22 % по вертикальной координате. В случае использования прогнозного дисплея не было выявлено различий в

точности выполнения задачи пилотирования как с использованием системы моделирования акселерационных ощущений, так и без нее.

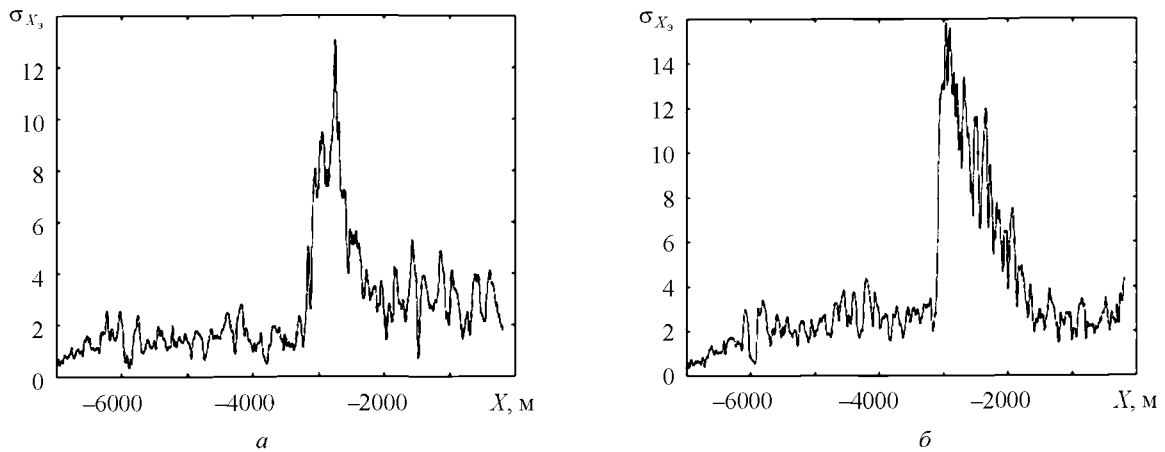


Рис. 8. СКО отклонения рычага управления в канале крена с выключенной (а) и включенной (б) системой моделирования акселерационных ощущений

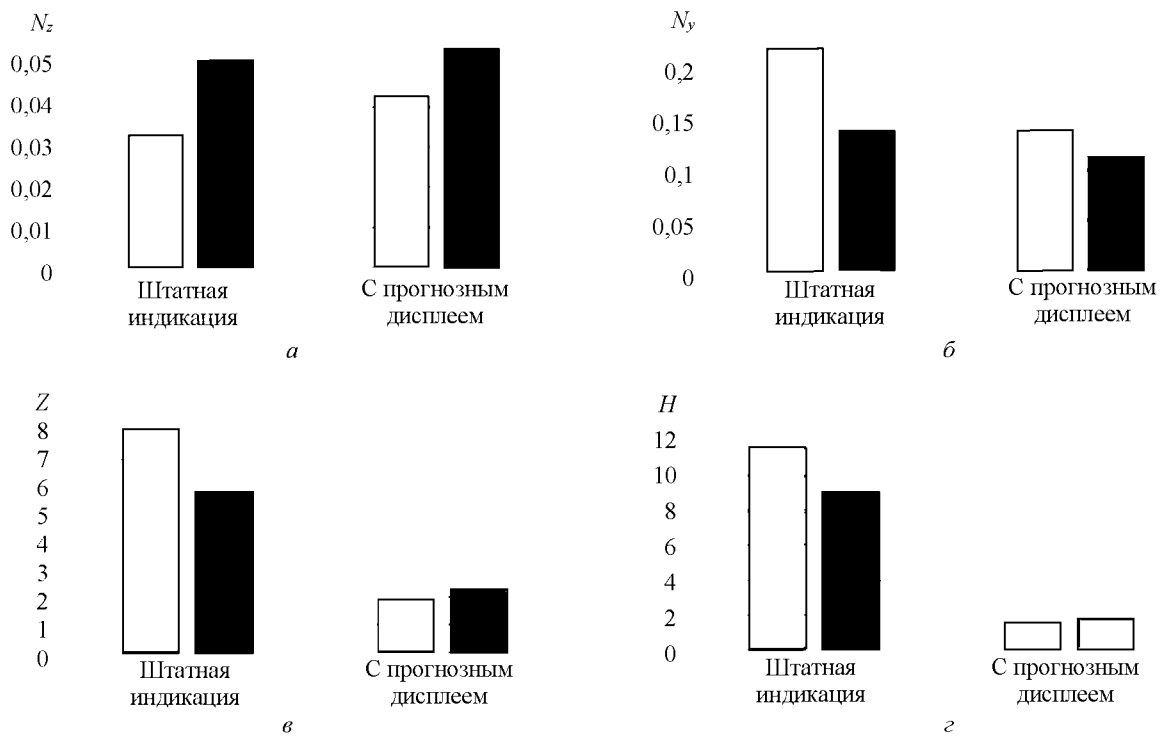


Рис. 9. Максимальные значения СКО боковой перегрузки (а), нормальной перегрузки (б), бокового отклонения от глиссады (в), отклонения от глиссады по высоте (г): □ – без моделирования акселерационных ощущений; ■ – с системой моделирования акселерационных ощущений

Оценка эффективности прогнозного дисплея показала, что в случае его использования в условиях неподвижного пилотажного стенда происходит увеличение точности отслеживания высоты глиссады при попадании в вихревой след в 7,3 раза по высоте и в 4,2 раза по боковой координате.

В условиях подвижного пилотажного стенда точность отслеживания глиссады при использовании прогнозного дисплея увеличивается в 4,9 раза по высоте и в 2,5 раза по боковой координате.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что исследования, связанные с выбором параметров прогнозного дисплея, можно осуществлять без использования системы моделирования акселерационных ощущений, а оценку эффективности прогнозного дисплея по сравнению с индикацией, отображающей информацию в формате компенсаторного дисплея, необходимо проводить на подвижных пилотажных стендах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семаков С.Л., Семакова М.В. Вероятностная оценка точности приземления самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 72–78.
2. CAP 681. Global Fatal Accident Review 1980–1996 [Electronical Resource]. URL: <https://publicapps.caa.co.uk/docs/33/CAP681.PDF> (дата обращения: 21.01.2022).
3. Safety Report 2018 [Electronical Resource]. URL: <https://libraryonline.erau.edu/online-full-text/iata-safety-reports/IATA-Safety-Report-2018.pdf> (дата обращения: 21.01.2022).
4. CAP 776 [Electronical Resource]. URL: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/502.pdf> (дата обращения: 21.01.2022).
5. CAP 1036 [Electronical Resource]. URL: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/2403.pdf> (дата обращения: 21.01.2022).
6. Belcastro C.M. et al. Preliminary Analysis of Aircraft Loss of Control Accidents: Worst Case Precursor Combinations and Temporal Sequencing // Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Jan. 13–17, 2014, National Harbor, USA. AIAA Paper № 2014-0612.
7. Wilckens V., Schattenmann W. Test Results with New Analog Displays for All Weather Landing // Problems of the Cockpit Environment: AGARD Conference Proceedings. 1968. № 55. P. 10.1–10.33.
8. Grunwald A.J. Predictor Laws for Pictorial Flight Displays // Journal of Guidance and Control. 1985. Vol. 8. Iss. 5. P. 545–552.
9. Tomizuka M. The Optimal Finite Preview Problem and Its Application to Man-Machine Systems. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology. 1974. 413 p.
10. Sachs G. Perspective Predictor/Flight – Path Display with Minimum Pilot Compensation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2000. Vol. 23. № 3. P. 420–429.
11. Borst C. et al. Path-Oriented Control/Display Augmentation for Perspective Flight-Path Displays // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2006. Vol. 29. № 4. P. 780–791.
12. Hess R. Pursuit Tracking and Higher Levels of Skill Development in the Human Pilot // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. 1981. Vol. 11. Iss. 4. P. 262–273.
13. Mulder M. Cybernetics of Tunnel-in-the-Sky Displays. Delft: Delft University Press, 1999. 418 p.
14. Mulder M., Mulder J.A. Cybernetic Analysis of Perspective Flight-Path Display Dimensions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2005. Vol. 28. № 3. P. 398–411.
15. K. van der El et al. Effects of Preview Time in Manual Tracking Tasks // IEEE Transactions on Human-Machine Systems. 2018. Vol. 48. Iss. 5. P. 486–495.
16. Ефремов А.В., Тяглик М.С. Разработка средств отображения информации, обеспечивающих высоко-точное пилотирование // Полет. 2010. № 11. С. 9–19.
17. Efremov A.V., Tiaglik M.S. The Development of Perspective Displays for Highly Precise Tracking Task in the Book // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control / Eds. F. Holzapfel, S. Theil. Springer, 2011. P. 163–174.
18. Efremov A.V., Irgaleev I.Kh., Tiaglik M.S. Pilot Behavior Model in Pursuit and Preview Tracking Tasks // Proc. of the AIAA SCITECH 2022 Forum, Jan. 3–7, 2022, San Diego, USA. AIAA Paper № 2022-0213.
19. Ефремов А.В., Тяглик М.С., Щербаков А.И. Разработка средств подавления негативных явлений при попадании самолета в интенсивную атмосферную турбулентность на этапе захода на посадку // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 32–36.
20. Ефремов А.В. Система самолет – летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. М.: МАИ, 2017. 196 с.
21. K. van der El et al. The Effects of Motion Feedback in Manual Preview Tracking Tasks // Proc. of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, June 5–9, 2017, Denver, USA. AIAA Article № 2017-3472.
22. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Тр. МФТИ. 2009. № 3. С. 73–93.
23. Shen S. Numerical Modeling Studies of Wake Vortices: Real Case Simulations // Proc. of the 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 11–14, 1999, Reno, USA. AIAA Article № 99-0755.
24. Босняков И.С., Модели разрушения дальнего вихревого следа за самолетом: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. Жуковский, 2016. 23 с.

Поступила в редакцию 21.02.22

После доработки 25.02.22

Принята к публикации 25.02.22

Influence of Motion Cues on a Landing Performance in Conditions of the High Atmosphere Turbulence

A.V. EFREMOV, M.S. TYAGLIK, I.KH. IRGALEEV,
T.V. VORONKA, AND A.S. TYAGLIK

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper considers the influence of the motion cues on results of ground-based simulation, performed in the landing with taking into account the high atmosphere turbulence for the different types of displays (primary flight display and predictive display with preview of the planned trajectory).

Landing, simulation of the motion cues, preview display, atmosphere turbulence, flight safety