

Научная статья
УДК 269.735.33.018.3.015
DOI: 10.34759/vst-2023-2-169-178

НЕОБХОДИМЫЙ ОБЪЕМ АКСЕЛЕРАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ СЛУЧАЕВ СВАЛИВАНИЯ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Юрий Александрович Архангельский¹, Лариса Евгеньевна Зайчик^{2✉}, Петр Викторович Кузьмин³,

Сергей Александрович Сорокин⁴, Вадим Павлович Широких⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия

² zaichik@tsagi.ru✉

³ flight15@tsagi.ru

⁵ vadim_nt@mail.ru

Аннотация. На основе подробного анализа амплитудно-частотного состава акселерационных сигналов, возникающих в случае попадания пассажирского самолета в сваливание, роли ускорений в пилотировании и типов искажений ускорений, возникающих при полунатурном моделировании, сформулировано предположение о необходимом объеме акселерационной информации для моделирования на пилотажном стенде случаев сваливания пассажирского самолета. С целью подтверждения выдвинутого предположения разработана методика и проведены эксперименты с участием летчиков-испытателей на пилотажном стенде ЦАГИ с подвижной кабиной. Рассмотрены три варианта предоставляемого летчику объема акселерационной информации: неподвижный стенд, воспроизведение только бафтинга и воспроизведение акселерационной информации в полном объеме. На основе полученных данных и комментариев летчиков показано, что для моделирования этапа перед сваливанием наилучшим вариантом является воспроизведение акселерационной информации в полном объеме, включая воспроизведение бафтинга, для этапа после сваливания – воспроизведение только бафтинга в вертикальном и боковом каналах.

Ключевые слова: полунатурное моделирование, пилотажный стенд, акселерационная информация, сваливание, бафтинг, система самолет–летчик, большие углы атаки

Финансирование: работа выполнена в рамках реализации программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2050 годы при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение от 17 мая 2022 г. № 075-15-2022-1023)

Для цитирования: Архангельский Ю.А., Зайчик Л.Е., Кузьмин П.В., Сорокин С.А., Широких В.П. Необходимый объем акселерационной информации для моделирования на пилотажном стенде случаев сваливания пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 169–178. DOI: 10.34759/vst-2023-2-169-178

Original article

THE REQUIRED VOLUME OF MOTION CUES FOR FULL FLIGHT SIMULATION OF CIVIL AIRCRAFT STALL CASES

Yurii A. Arkhangel'skii¹, Larisa E. Zaichik^{2✉}, Petr V. Kuz'min³, Sergei A. Sorokin⁴, Vadim P. Shirokikh⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia

² zaichik@tsagi.ru✉

³ flight15@tsagi.ru

⁵ vadim_nt@mail.ru

Abstract

A large number of aviation accidents, referred to as Loss-of-Control in flight (LOC-I), led to the keen interest to motion cueing fidelity while on-ground simulation of civil aircraft stall cases.

Analysis of flight records reveals that any of stall cases may be divided into two stages, namely before and after the stall, which differ by motion cues amplitude frequency content. This difference is determined by the difference in types of piloting task since before the stall the piloting task relates to the stabilization type task, when a pilot operates in the closed loop, while after the stall it relates to the maneuver-type task, when a pilot operates in the open loop.

According to the approaches developed at TsAGI, the types of motion cues distortions differ depending on piloting task as well. In stall simulating, it is the stage of stall recovering which causes the main concern, since the false cues arising in the course of this maneuver simulation can considerably distort the real aircraft behavior.

Thus, the following assumption on the required volume of the motion cues for the stall simulation was put forward:

- 1) the stage of aircraft approaching the stall needs motion cues reproduction in full;
- 2) the stage of aircraft stall recovering needs motion cues limited by those typical of buffeting in heave and sway.

To prove the assumption, special experiments were conducted on the TsAGI flight simulator, in which four experienced flight-test pilots participated.

Three different combinations of motion cues were considered in the course of experiments:

- no motion cues were reproduced (immovable bench);
- only buffeting was reproduced;
- motion cues were reproduced in full volume (full flight simulation).

The math model used in the experiments was the generic model developed in the course of the SUPRA project.

The results of experiments had proved the assumption concerning the required volume of motion cues for aircraft stall simulation and led to the following conclusions:

1. Taking into account the amplitude-frequency content of motion cues, as well as motion cues role in piloting and types of motion cues distortions, the simulation process of aircraft stall can be divided into two stages: before aircraft stall (stall approaching) and after aircraft stall (stall recovering).

2. On the basis of the experiments, it is shown that the “stall approaching” stage requires full flight simulation, buffeting included; “stall recovering” stage requires reproduction of buffeting only.

3. For the “stall recovering” stage, the full reproduction of motion cues was assessed by the pilots as the least acceptable one among the considered options.

The results received can be used in aviation design bureaus and research institutes, as well as in aviation crew training centers.

Keywords: ground-based flight simulators, flight simulation, motion cues, stall, upset, buffeting, pilot-aircraft system, high angles of attack (AoA), Loss-of-control (LOC), motion drive algorithms, motion fidelity criteria

Funding: the work was performed within the framework of the Program on creating and developing the world-class scientific center “Super-sound” for 202–2050 with the financial support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (agreement No. 075-15-2022-1023 dated May 17, 2022)

For citation: Arkhangel'skii Yu.A., Zaichik L.E., Kuz'min P.V., Sorokin S.A., Shirokikh V.P. The Required Volume of Motion Cues for Full Flight Simulation of Civil Aircraft Stall Cases. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no.2, pp. 169-178. DOI: 10.34759/vst-2023-2-169-178

Введение

В отечественной литературе вопросы поведения самолета на больших углах атаки и при сваливании довольно подробно рассматривались в свое время применительно к самолетам маневренной авиации [1, 2], так как полеты на больших углах атаки для таких самолетов во многом определяют эффективность их боевого применения. В отличие от самолетов маневренной авиации, для пассажирских самолетов полет на больших углах атаки не является эксплуатационным режимом и до недавнего времени был абсолютно недопустим, а потому практически не исследовался. Однако большое количество в последние годы авиационных происшествий вследствие потери управления в полете [3–5], в том числе из-за отсутствия тренировки при

обучении летчиков действиям при выходе за эксплуатационную область режимов полета, стали причиной повышенного внимания к исследованию поведения пассажирских самолетов на больших углах атаки, и в частности к вопросам качества воспроизведения акселерационной информации (т. е. линейных перегрузок и угловых скоростей, действующих на летчика в полете) при полунатурном моделировании случаев сваливания [6].

Как будет показано в настоящей работе, любой случай сваливания можно условно разделить на два этапа: до сваливания (приближение к сваливанию) и после сваливания (вывод из сваливания), которые существенным образом различаются по типу взаимодействия в системе самолет–летчик (разомкнутый или замкнутый

Таблица

Амплитуды и частоты основных акселерационных сигналов на этапах до и после сваливания

Степень свободы	Максимальное значение амплитуды	Частота (рад/с)
Этап «до сваливания»		
Крен	5 град/с	> 1,0
Тангаж	2 град/с	> 1,0
Рыскание	2 град/с	> 1,0
Этап «после сваливания»		
Крен	40 град/с	< 1,0
Тангаж	20 град/с	< 1,0
Рыскание	10 град/с	< 1,0
Вертикальная	3,0 ед. пер.	< 0,2
Продольная	0,15 ед. пер.	< 0,2
Боковая	0,2 ед. пер.	< 1,0

контур управления) и по типу возникающих искажений при воспроизведении акселерационной информации на пилотажном стенде или тренажере.

Подходы к оценке качества воспроизведения акселерационной информации на данных этапах также существенно различаются [7, 8]. Особую сложность представляет моделирование этапа вывода из сваливания. Известно, что возможность воспроизведения на пилотажных стендах на базе платформы Стюарта больших низкочастотных нормальных перегрузок, которые возникают при выводе самолета из сваливания (~2.5–3.0 ед. пер.), существенно ограничены. Кроме того, ложные акселерационные сигналы, возникающие при моделировании данного этапа, могут исказить представление о маневре больше, чем отсутствие подвижности.

Это обстоятельство, а также всесторонний анализ случаев попадания самолета в сваливание и вывода его из сваливания позволил сделать предположение относительно того, какую акселерационную информацию необходимо предоставлять летчику на каждом из этапов сваливания при полунатурном моделировании. Экспериментальное и теоретическое исследование выдвинутого предположения явилось основной целью настоящей работы.

Полученные результаты позволят сделать сам процесс моделирования случаев сваливания более понятным как в целях исследований характеристик управляемости самолетов на критических режимах полета, так и в целях тренировки летчиков для предотвращения попадания в сваливание и безопасного вывода самолета в нормальный полет.

1. Разделение режима сваливания на этапы

Анализ записей летных испытаний (рис. 1) [9] позволяет любой процесс попадания в сваливание

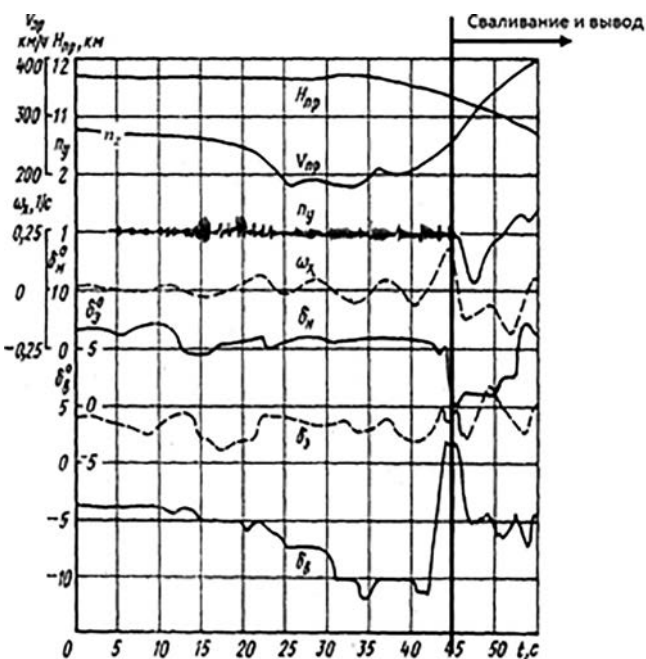


Рис. 1. Пример записи летных испытаний [9]

условно разделить на два этапа: (1) до сваливания и (2) после сваливания, которые существенно отличаются амплитудами и частотами действующих на летчика акселерационных сигналов (см. таблицу).

Согласно подходам ЦАГИ [7, 8, 10], влияние акселерационной информации на пилотирование зависит от выполняемой летчиком задачи.

Воспроизведение акселерационных сигналов имеет значение в задачах стабилизации (крена, высоты и т. п.), когда летчик управляет самолетом в замкнутом контуре [11, 12]. На этапе до сваливания, когда появляются динамические эффекты, связанные со снижением устойчивости, такие как колебания по крену и тангажу, частоты акселерационных сигналов соответствуют частотам точного управления (1–6 рад/с в зависимости от канала управления). Если амплитуда этих колебаний выше порогов чувствительности [13], то летчик может пытаться их компенсировать. В этом случае возникающие акселерационные сигналы дают летчику дополнительную информацию, которая является опережающей по отношению к визуальной и помогает при пилотировании.

На этапе после сваливания летчик выполняет маневр [6] для вывода самолета в нормальный полет. В отличие от задач стабилизации, при выполнении таких маневров летчик работает в разомкнутом контуре, визуально контролируя изменение параметров движения самолета. При этом действующие на него акселерационные сигналы, как правило, довольно низкочастотные (ниже 1 рад/с) и характеризуются большими амплитудами (см. таблицу). Однако с точки зрения пилотирования, при выполнении этого маневра акселерационные сигналы не несут полезной для летчика информации и не используются при управлении самолетом.

Типы искажений, вносимых при воспроизведении акселерационной информации на пилотажных стендах, тоже зависят от задачи пилотирования [14]. В задачах стабилизации, в которых отсутствуют достаточно

большие и низкочастотные акселерационные сигналы, их высокочастотная фильтрация приводит только к амплитудно-фазовым искажениям, которые могут быть отнесены летчиком на счет динамики ЛА. Характерные искажения при моделировании маневра – это ложные перегрузки от наклонов кабины, возникающие при воспроизведении углового движения, и ложные сигналы обратного знака (так называемый «обратная реакция»), появляющиеся вследствие использования высокочастотных фильтров алгоритмов управления движением кабины (АУДК) пилотажного стенда. Ложные сигналы обратного знака хорошо обнаруживаются летчиком при моделировании маневров в пределах эксплуатационной области режимов полета и идентифицируются как не имеющие ничего общего с моделируемым самолетом. Однако при моделировании такого редкого маневра, как вывод из сваливания, летчики могут расценить эти ложные сигналы как обратную реакцию самолета на управляющие действия, что может привести к неправильной оценке поведения самолета и привитию негативных навыков пилотирования.

Поэтому для достижения высокого качества моделирования этапов до и после сваливания требуются существенно разные подходы к настройке АУДК.

Кроме того, на пилотажных стендах на базе платформы Стюарта невозможно воспроизводить большие низкочастотные нормальные перегрузки, характерные для вывода самолета из сваливания (~2,5–3,0 ед. пер.) (рис. 2). При этом, как показано в работе [15], действие нормальной перегрузки притупляет ощущение углового движения: пороги чувствительности к угловому движению возрастают в 1,5 раза при увеличении перегрузки от 1 до 2 ед. пер. (рис. 3). Это означает, что воспроизведение на пилотажном стенде углового движения, которое под действием перегрузки в полете летчик не ощущает, является ошибочным.

Таким образом, в связи с существенными различиями роли ускорений в пилотировании при выполнении задач стабилизации и маневра, с различиями в типах возникающих искажений акселерационной информации и подходах к выбору параметров АУДК для этапов

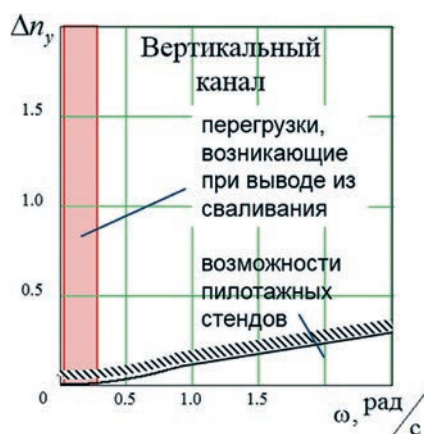


Рис. 2. Возможности пилотажных стендов на базе платформы Стюарта по воспроизведению нормальных перегрузок

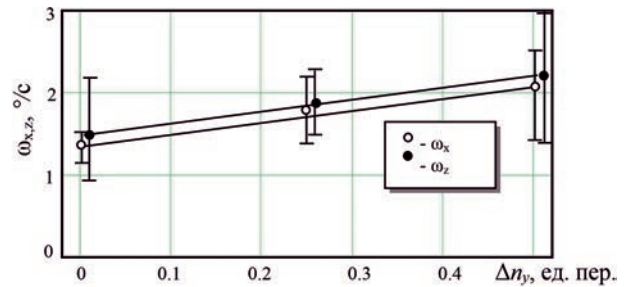


Рис. 3. Зависимость порога восприятия к угловому движению крена от нормальной перегрузки

до и после сваливания, можно выдвинуть следующее предположение о необходимой для моделирования сваливания акселерационной информации:

1) для этапа до сваливания желательно воспроизводить акселерационную информацию в полном объеме, т. е. по всем шести степеням свободы, включая воспроизведение бафтинга (полная подвижность);

2) для этапа после сваливания, т. е. при выводе самолета в нормальный полет, достаточно воспроизводить только бафтинг в вертикальном и боковом каналах.

Для проверки выдвинутого предположения были проведены эксперименты на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием летчиков-испытателей.

2. Постановка эксперимента

2.1. Пилотажный стенд

Эксперименты проводились на пилотажном стенде с подвижной кабиной ПСПК-102 ЦАГИ (рис. 4). Стенд имеет 6-степенную систему подвижности кабины синергетического типа. Рабочий ход каждого привода составляет 1,8 м. Воспроизведенные системой подвижности линейные и угловые ускорения регистрировались с помощью шести акселерометров, размещенных на платформе системы подвижности.

В качестве рычага управления использовалась боковая ручка управления с электромеханической системой загрузки, позволяющей имитировать работу шейкера. Включение шейкера на рычаге управления происходило при приближении к сваливанию. Шейкер



Рис. 4. Внешний вид пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ

был активен при проведении всех экспериментов.

В экспериментах принимали участие четыре летчика-испытателя, имеющие опыт полетов при больших углах атаки, включая случаи сваливания.

2.2. Математическая модель самолета

Использовалась модель гипотетического магистрального самолёта со стреловидным крылом, принятая в рамках проекта SUPRA [16, 17] для исследования режимов сваливания. Аэродинамические характеристики задавались в диапазонах:

- углы атаки $-4^\circ \dots +50^\circ$;
- углы скольжения $\pm 25^\circ$;
- числа Маха $0 \dots 0,85$.

Воспроизводились следующие особенности аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки:

– гистерезис продольных характеристик c_y и m_z в зависимости от угла атаки α , скорости изменения угла атаки $\dot{\alpha}$, числа М полета и конфигурации самолета (закрылков/предкрылков) [18, 19];

– бафтинг (аэродинамическая тряска) в зависимости от угла атаки α , числа М полета и конфигурации самолета (закрылков/предкрылков);

– колебания по крену и «завалы» по крену (т. е. дополнительное интенсивное кренение) [18], обусловленные несимметричными срывами потока с правого и левого крыла. Колебания по крену моделировались за счет введения гармонической составляющей момента крена Δm_{x1} с амплитудой, зависящей от угла атаки α , числа М полета и конфигурации самолета. «Завалы» по крену моделировались за счет введения случайной по величине и знаку составляющей момента крена Δm_x . Начало действия и интенсивность Δm_x также зависели от угла атаки α , числа М полета и конфигурации самолета.

2.3. Моделируемые сценарии сваливания

Моделировались три сценария попадания самолета в сваливание, различающиеся действующими ветровыми возмущениями. Использовались такие ветровые возмущения, как сдвиг ветра, порыв ветра и «микровзрыв» (microburst). Ветровые возмущения были разработаны на основе документа ИКАО 9817 [20]. Параметры ветровых возмущений выбирались из условия попадания самолета в сваливание.

2.4. Рассматриваемые конфигурации системы подвижности

В экспериментах рассматривались три варианта системы подвижности:

- неподвижный стенд;
- воспроизведение бафтинга (воспроизведение линейных высокочастотных перегрузок в вертикальном и боковом каналах, вызванных аэродинамическим бафтингом);
- воспроизведение акселерационной информации в полном объеме, включая воспроизведение бафтинга («полная подвижность»).

При моделировании «полной подвижности» па-

раметры АУДК выбирались оптимальными для этапа перед сваливанием в соответствии с критериями качества, изложенными в работе [10].

Воспроизведению бафтинга было уделено особое внимание, так как он несет важную предупреждающую информацию для летчика и позволяет избежать повторных сваливаний при выводе самолета в нормальный полет.

Для формирования математической модели бафтинга был проведен анализ данных летных испытаний в части определения частотного состава и интенсивности бафтинга в зависимости от угла атаки, числа М и конфигурации самолета.

При воспроизведении бафтинга важно показать летчику, с каких углов атаки начинается тряска, ее характерный частотный состав (чтобы ее можно было отличить от турбулентности), начальную интенсивность и некоторый участок нарастания интенсивности тряски ($3-5^\circ$ по углу атаки, в зависимости от конфигурации и режима полета). Дальнейшее увеличение интенсивности тряски не несет дополнительной информации для летчика, но может негативно сказаться на ресурсе пилотажного стенда.

Известно, что после сваливания бафтинг пропадает, при этом на этапе вывода из сваливания важно воспроизводить бафтинг для сигнализации о повторном выходе на большие углы атаки, и увеличение или уменьшение интенсивности бафтинга будет свидетельствовать об увеличении или уменьшении угла атаки соответственно.

Для повышения качества совместного воспроизведения перегрузок, вызываемых управляющими действиями летчика и бафтингом, была произведена доработка штатных алгоритмов управления движением кабины, заключающаяся во введении отдельных высокочастотных фильтров в вертикальный и боковой каналы, на которые подавался сигнал бафтинга.

На рис. 5 дано сравнение идущих из математической модели (“model”) и полученных с датчиков ускорений на стенде ПСПК-102 (“sens”) зависимостей среднеквадратических отклонений (СКО) интенсивности бафтинга $\sigma(\Delta n_y)$, $\sigma(n_z)$ от угла атаки и спектров перегрузок $|\Delta n_y(f)|$, $|n_z(f)|$. Видно, что доработка штатных АУДК позволила достигнуть хорошего качества моделирования аэродинамической тряски.

2.5. Порядок проведения эксперимента

Во время экспериментов летчик выполнял горизонтальный полет с резервным алгоритмом управления на высотах до 1 км для взлетно-посадочной конфигурации самолета и на высотах до 11 км для крейсерской конфигурации.

В течение одной сессии каждый летчик поочередно выполнял полет с каждым из трех вариантов системы подвижности: неподвижный стенд, полная подвижность, только бафтинг. Каждая сессия начиналась с «неподвижного» варианта.

Все конфигурации системы подвижности рассматривались для трех «ветровых» сценариев попадания

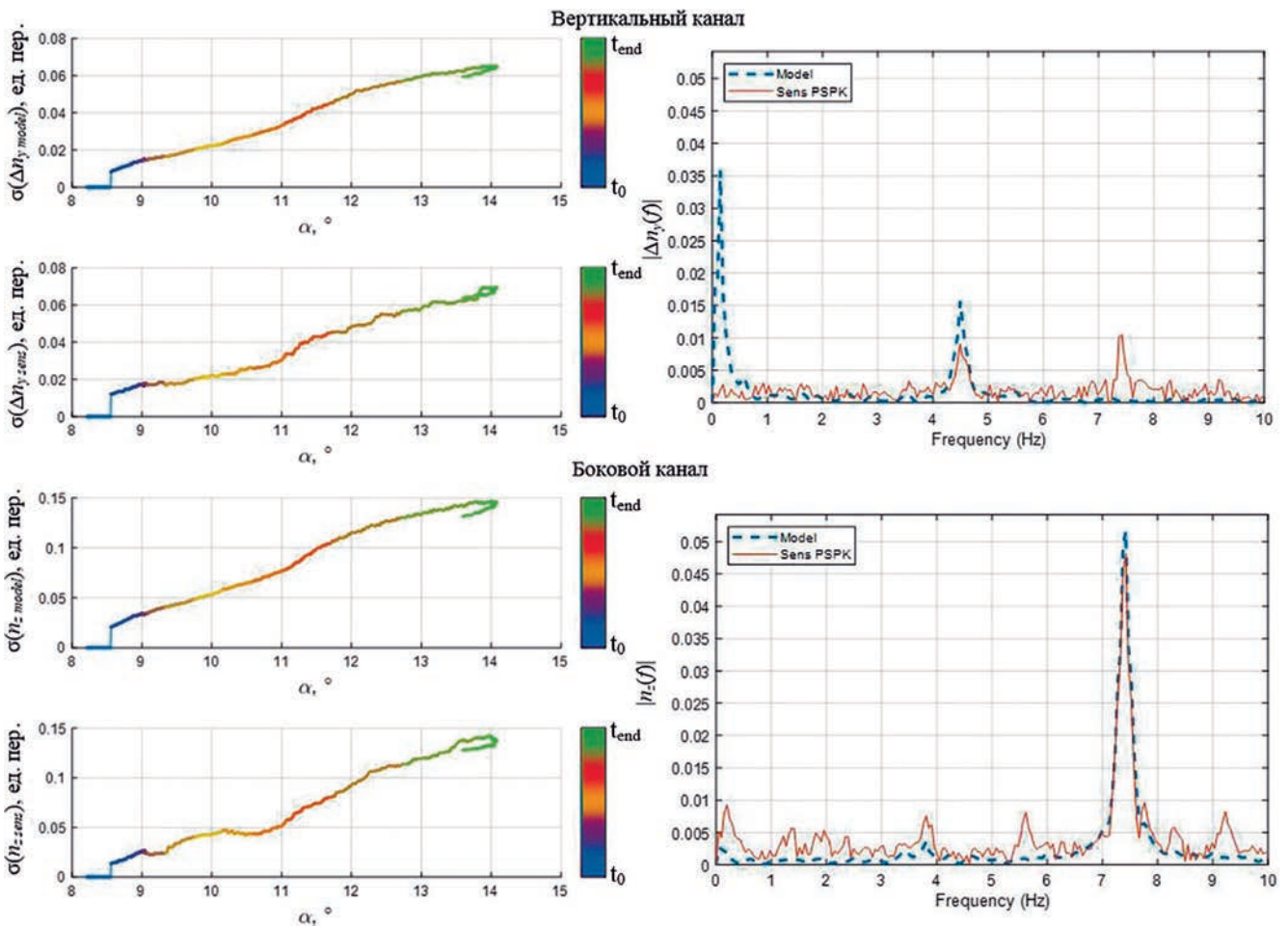


Рис. 5. Заданные (идущие из математической модели) и полученные с датчиков ускорений на стенде ПСПК-102 зависимости СКО интенсивности баффинга $\sigma(\Delta n_y)$, $\sigma(n_z)$ от угла атаки (слева) и спектры перегрузок $|\Delta n_y(f)|$, $|n_z(f)|$ (справа)

в сваливание, описанных в разделе 2.3. Помимо этих сценариев, летчики в порядке знакомства с конфигурацией подвижности выполняли режим сваливания путем медленного торможения в горизонтальной плоскости.

2.6. Критерии оценки

По завершении серии экспериментов каждый летчик заполнял опросный лист (рис. 6), в которых рассматриваемый вариант подвижности предлагалось оценить по шкале от 1 до 10 с точки зрения применимости для проведения экспериментальных исследований и тренировки летчиков: 1 – неприемлемо, а 10 – полное соответствие с реальным полетом. Для удобства выставления оценок и их последующей обработки шкала была разбита на 10 градаций. Оценка производилась отдельно для этапов до и после сваливания.

Кроме того, в опросных листах летчики отвечали на вопросы анкеты и давали развернутые комментарии в свободной форме, обосновывающие выставленные ими оценки.

Оценки летчиков обрабатывались по методике, разработанной для 10-балльной шкалы Купера–Харпера [12]. В отличие от шкалы Купера–Харпера, шкала,

используемая в настоящей работе, не имеет словесных определений для каждой градации, но эти градации указывают на расстояние между ними. В связи с этим ее можно рассматривать как интервальную и можно допустить, что оценки по этой шкале можно обрабатывать аналогично тому, как это предлагается делать с 10-балльной шкалой Купера–Харпера. Поэтому считалось, что распределение оценок по рассматриваемой шкале подчиняется биномиальному закону. Тогда выражение для расчета СКО оценок летчиков имеет следующий вид:

$$\sigma_{\bar{R}} = \sqrt{\frac{(\bar{R} - 1)(10 - \bar{R})}{9N}},$$

где N – это общее количество летчиков, принимавших участие в конкретном эксперименте, \bar{R} – среднearифметическое значение оценок всех летчиков для конкретного эксперимента.

3. Результаты эксперимента

На рис. 7 приведены осредненные по всем летчикам оценки различных конфигураций системы подвижности для этапов сценария «перед» и «после» сваливания.

Из представленных данных и комментариев лет-

ОПРОСНЫЙ ЛИСТ

1. Оцените по шкале рассматриваемые конфигурации подвижности



2. Ответьте на вопросы анкеты:

Вопрос	Ответ		
1. Можно ли обойтись без подвижности?	ДА	НЕТ	Только для ознакомления с маневром
2. На каком этапе наиболее важна подвижность?	ДО сваливания	ПРИ сваливании	ПОСЛЕ сваливания
3. В каком сценарии наиболее важно наличие подвижности?	Разворот ветра	Порывы	Микровзрыв
4. Какая конфигурация подвижности наиболее предпочтительна до сваливания?	Неподв.	Бафтинг	Полная
5. Какая конфигурация подвижности наиболее предпочтительна после сваливания?	Неподв.	Бафтинг	Полная
6. Какая информация помогает лучше распознать наступление сваливания?	Шейкер	Бафтинг	Полная подв.
7. Минимально необходимая подвижность	Неподв.	Бафтинг	Полная

Рис. 6. Пример заполненного опросного листа

чиков следует, что выбор удовлетворяющей летчиков конфигурации системы подвижности зависит от этапа моделирования сваливания.

1. «Неподвижный» вариант. Неподвижный стенд летчики в своих комментариях отметили как наименее приемлемый вариант и для этапа перед сваливанием, и для этапа после сваливания: «Неподвижный» вариант нежелателен, так как при подходе к сваливанию и на сваливании отсутствует реалистичность режима, затрудняется распознавание приближения и наступления сваливания. Возможно отсутствие реакции летчика на срабатывание МТШ (механизма тряски штурвала)». На вопрос, «можно ли обойтись вообще без подвижности», все летчики ответили отрицательно.

Осредненные по четырем летчикам оценки «неподвижного» варианта по шкалам оценок составляют:

- до сваливания $\bar{R} = 4,25$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,72$;
- после сваливания $\bar{R} = 5,25$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,75$.

Видно, что хотя средние оценки и близки, но для этапа после сваливания отсутствие подвижности менее критично.

2. Только бафтинг. Моделирование бафтинга летчики нашли желательным и для этапа перед сваливанием, и для этапа после сваливания: «Бафтинг дает непосредственное понимание летчиком попадания в режим сваливания и подталкивает к немедленным действиям»; «Бафтинг очень важен, он даже забывает ощущение шейкера (тряски рычага управления)». Примечательно, что при ответе на вопрос о минимально необходимом уровне подвижности для моделирования всего сценария сваливания все летчики отметили бафтинг.

Осредненные оценки летчиков моделирования бафтинга показали следующее:

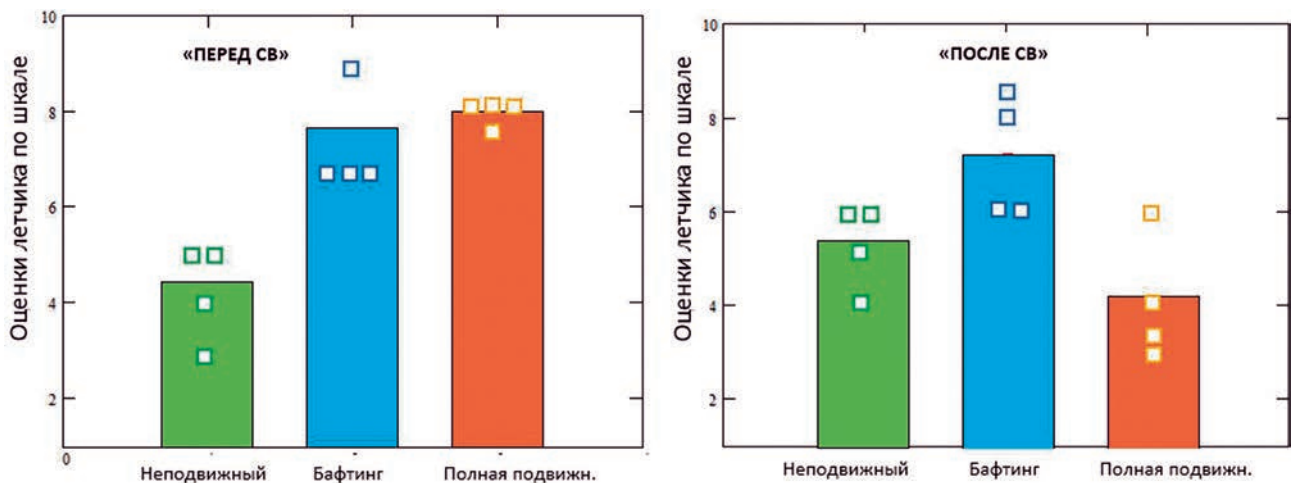


Рис. 7. Осредненные оценки летчиков (символы □ – оценки для отдельных летчиков) для различных конфигураций системы подвижности

- до сваливания $\bar{R} = 7,5$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,67$;
- после сваливания $\bar{R} = 7,13$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,7$.

Видно, что наличие бафтинга оценивается достаточно высоко для всех этапов. Небольшое преимущество для этапа до сваливания (по сравнению с этапом после сваливания) объясняется, скорее всего, большей информационной нагрузкой бафтинга на этом этапе.

Этот высокочастотный сигнал является сигналом тревоги, сигналом предупреждения приближения к опасному режиму, сигналом для летчика к действию по предотвращению попадания в сваливание.

Бафтинг – наиболее «чистый» сигнал. Дополнительные высокочастотные фильтры АУДК не вносят каких-либо искажений в воспроизведение этого высокочастотного сигнала. Его воспроизведение в полной мере определяется динамическими характеристиками пилотажного стенда (или тренажера), а именно амплитудно-частотными характеристиками системы подвижности. Для качественного воспроизведения бафтинга достаточно, чтобы полоса пропускания стенда была порядка 10 Гц. Такими характеристиками, как правило, обладают системы подвижности современных пилотажных стендов.

Необходимо отметить также, что для воспроизведения бафтинга вполне достаточно иметь виброплатформу или систему подвижности с очень малыми ходами, способную воспроизводить высокочастотные колебания широкого спектра.

3. *Полная подвижность.* Наличие полной подвижности показалось всем летчикам полезным при моделировании полета до сваливания: «Классическая система подвижности может обеспечить приемлемую сходимость с реальным полетом на режимах приближения к сваливанию, включая предупредительный бафтинг (если он присутствует)». Отмечается также полезность подвижности при моделировании ветровых возмущений: «Полная подвижность необходима на этапах взлета и посадки, а также на этапах, где присутствует турбулент-

ность для понимания разницы между бафтингом и турбулентностью». И даже более категоричные высказывания: «В сценариях, где присутствуют ветровые возмущения, воспроизведение изолированного бафтинга является искусственным».

Следует иметь в виду, что сваливание не всегда может сопровождаться сильным бафтингом. Например, для некоторых самолетов при выпущенных закрылках на взлетно-посадочных режимах полета бафтинг может быть очень слабым и незаметным для летчика. В этом случае воспроизводимое системой подвижности неустойчивое движение самолета может явиться предупреждающим сигналом о приближении к сваливанию. В пользу этого утверждения говорят и комментарии летчиков: «В отсутствие бафтинга полная подвижность полезна для распознавания наступления сваливания».

На этапе после сваливания моделирование полной подвижности было оценено летчиками хуже, чем неподвижный вариант: «На режимах вывода самолета из сваливания и, особенно, при выводе из сваливания (как из положения NOSE DOWN, так и NOSE UP) подвижность не в состоянии обеспечить приемлемую правдоподобность физиологических ощущений». И более того: «Если бы можно было до сваливания сделать полную подвижность, а потом оставить только бафтинг».

Отсутствие на пилотажном стенде больших нормальных перегрузок, которыми сопровождается процесс вывода из сваливания, и одновременное моделирование углового движения также вносит некоторую дезориентацию.

Осредненные оценки летчиками моделирования полной подвижности показали следующее:

- до сваливания $\bar{R} = 7,9$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,63$;
- после сваливания $\bar{R} = 4,1$; $\sigma_{\bar{R}} = 0,71$.

Видно, что различие в средних оценках составляет почти 4 балла, что довольно много для 10-балльной шкалы оценок. При этом для варианта «полная подвижность» разброс оценок летчиков для этапа

«до сваливания» и «после сваливания» даже не пересекаются (см. рис.7).

Выводы

Полученные результаты (по крайней мере в пределах рассмотренных конфигураций АУДК) позволяют сформулировать следующие экспериментально подтвержденные выводы:

1) для моделирования этапа полета до сваливания желательно воспроизводить акселерационную информацию в полном объеме, включая воспроизведение бафтинга;

2) для моделирования этапа после сваливания, т.е. при выводе самолета в нормальный полет, достаточно воспроизводить только аэродинамический бафтинг.

Для моделирования этапа после сваливания вариант «полная подвижность» был оценен летчиками как наихудший из рассмотренных конфигураций, что, в частности, означает, что этап вывода самолета из сваливания может рассматриваться на неподвижном стенде или на стенде с малоходовой двухступенной подвижностью.

Список источников

1. Дубов Ю.Б. Динамика маневренного самолета на больших углах атаки. – СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2018. – 391 с.
2. Дубов Ю.Б., Студнев Р.В. Некоторые вопросы динамики маневренных самолетов на больших углах атаки и при сваливании // Труды ЦАГИ. Выпуск 1771. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1976. – 29 с.
3. A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958-2021, Airbus, 2022. URL: <https://accidentstats.airbus.com/statistics/accident-categories>
4. Statistical summary of commercial jet airplane accidents, Boeing. 2021. URL: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/32664.pdf>
5. 2021 Safety Report. IATA, Edition 58, 2022. URL: <https://www.iata.org/contentassets/4d18cb077c5e419b8a888d387a50c638/iata-safety-report-2021.pdf>
6. ИКАО. Doc. 10011 AN/506. Руководство по подготовке для предотвращения попадания самолета в сложные пространственные положения и вывода из них. – Монреаль: Международная организация гражданской авиации, 2014. – 124 с.
7. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Motion Fidelity Criteria for Large-Amplitude Tasks // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (10-13 August 2009; Chicago, Illinois). AIAA 2009-5916. DOI: 10.2514/6.2009-5916
8. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Peculiarities of Motion

References

1. Dubov Yu.B. *Dinamika manevrennogo samoleta na bol'shikh uglakh ataki* (Dynamics of maneuverable aircraft at high angles of attack), Saint Petersburg, SPbGETU "LETI", 2018, 391 p.
2. Dubov Yu.B., Studnev R.V. *Trudy TsAGI. Vypusk 1771*, Moscow, TsAGI, 1976, 29 p.
3. *A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958-2021*, Airbus, 2022. URL: <https://accidentstats.airbus.com/statistics/accident-categories>

- Cueing for Precision Control Tasks and Maneuvers // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010; Nice, France). ICAS Paper 602. URL: https://icas.org/icas_archive/icas2010/papers/602.pdf
9. Калачев Г.С. Самолет, летчик и безопасность полета. – М.: Машиностроение, 1979. – 222 с.
10. White A.D., Rodchenko V.V. Motion Fidelity Criteria Based on Human Perception and Performance // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit (09-11 August 1999; Portland, OR, USA), pp. 485-493. AIAA-99-4330. DOI: 10.2514/6.1999-4330
11. Ефремов А.В., Оглоблин А.В. Прогресс в исследованиях системы самолет-летчик // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 18–29.
12. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Родченко В.В., Предтеченский А.Н. Летчик как динамическая система. – М.: Машиностроение, 1992. – 336 с.
13. Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Rufov I.V. et al. Acceleration Perception // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit (09-11 August 1999; Portland, OR, USA), pp. 512-530. AIAA-99-4334. DOI: 10.2514/6.1999-4334
14. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Some Aspects of Moving-Base Simulation of Upset Recovering Maneuver // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (23-28 September 2012; Brisbane, Australia). URL: https://icas.org/icas_archive/icas2012/papers/765.pdf
15. Rodchenko V.V., Boris S.Yu., White A.D. In-Flight Estimation of Pilots' Acceleration Sensitivity Thresholds // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (14-17 August 2000; Denver, CO, USA). AIAA-2000-4292. DOI: 10.2514/6.2000-4292
16. ISimulation of Upset Recovery in Aviation. Final Report Summary – SUPRA. Project ID: 233543, Seventh Framework Programme – Transport, 2012.
17. Abramov N.B., Goman M.G., Khrabrov A.N., Soemarwoto B.I. Aerodynamic Modeling for Poststall Flight Simulation of a Transport Airplane // Journal of Aircraft. 2019. Vol. 56. No. 4, pp. 1427-1440. DOI: 10.2514/1.C034790
18. Kuzmin P.V., Surkov N.A., Shelyukhin Y.F. Mathematical model of commercial airplane dynamics at stall // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Science (09-14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil). URL: https://icas.org/icas_archive/icas2018/data/papers/icas2018_0016_paper.pdf
19. Трифонова Т.И., Шелюхин Ю.Ф., Шуховцов Д.В. Модель нестационарных аэродинамических продольных характеристик // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 24–41.
20. ИКАО. Doc. 9817 AN/449. Руководство по сдвигу ветра на малых высотах. – Монреаль: Международная организация гражданской авиации, 2005. – 258 с.

4. *Statistical summary of commercial jet airplane accidents, Boeing*. 2021. URL: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/32664.pdf>
5. *2021 Safety Report. IATA, Edition 58, 2022*. URL: <https://www.iata.org/contentassets/4d18cb077c5e419b8a888d387a50c638/iata-safety-report-2021.pdf>
6. *IКАО. Doc. 10011, AN/506. Rukovodstvo po podgotovke dlya predotvrashcheniya popadaniya samoleta v slozhnye prostranstvennye polozheniya i vyvoda iz nikh* (ICAO. Doc. 10011, AN/506. Preparation guidelines for preventing the aircraft from entering and exiting

- difficult spatial positions), Montreal, Mezhdunarodnaya organizatsiya grazhdanskoi aviatsii, 2014, 124 p.
7. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Motion Fidelity Criteria for Large-Amplitude Tasks. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (10-13 August 2009; Chicago, Illinois)*. AIAA 2009-5916. DOI: 10.2514/6.2009-5916
 8. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Peculiarities of Motion Cueing for Precision Control Tasks and Maneuvers. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010; Nice, France)*. ICAS Paper 602. URL: https://icas.org/icas_archive/icas2010/papers/602.pdf
 9. Kalachev G.S. *Samolet, letchik i bezopasnost' poleta* (Aircraft, pilot and flight safety), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 222 p.
 10. White A.D., Rodchenko V.V. Motion Fidelity Criteria Based on Human Perception and Performance. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit (09-11 August 1999; Portland, OR, USA)*, pp. 485-493. AIAA-99-4330. DOI: 10.2514/6.1999-4330
 11. Efremov A.V., Ogloblin A.V. Progress in investigations of aircraft-pilot systems. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 18-29.
 12. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Rodchenko V.V., Predtechenskii A.N. *Letchik kak dinamicheskaya Sistema* (Pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
 13. 1Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Rufov I.V. et al. Acceleration Perception. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit (09-11 August 1999; Portland, OR, USA)*, pp. 512-530. AIAA-99-4334. DOI: 10.2514/6.1999-4334
 14. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A. Some Aspects of Moving-Base Simulation of Upset Recovering Maneuver. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences (23-28 September 2012; Brisbane, Australia)*. URL: https://icas.org/icas_archive/icas2012/papers/765.pdf
 15. Rodchenko V.V., Boris S.Yu., White A.D. In-Flight Estimation of Pilots' Acceleration Sensitivity Thresholds. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (14-17 August 2000; Denver, CO, USA)*. AIAA-2000-4292. DOI: 10.2514/6.2000-4292
 16. *Simulation of Upset Recovery in Aviation. Final Report Summary – SUPRA*. Project ID: 233543, Seventh Framework Programme – Transport, 2012.
 17. Abramov N.B., Goman M.G., Khrabrov A.N., Soemarwoto B.I. Aerodynamic Modeling for Poststall Flight Simulation of a Transport Airplane. *Journal of Aircraft*, 2019, vol. 56, no. 4, pp. 1427-1440. DOI: 10.2514/1.C034790
 18. Kuzmin P.V., Surkov N.A., Shelyukhin Y.F. Mathematical model of commercial airplane dynamics at stall. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Science (09-14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil)*. URL: https://icas.org/icas_archive/icas2018/data/papers/icas2018_0016_paper.pdf
 19. Trifonova T.I., Shelyukhin Y.F., Shukhovtsov D.V. A model of non-stationary aerodynamic longitudinal characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 24-41.
 20. *IKAO. Doc. 9817 AN/449. Rukovodstvo po sdvigu vetra na malykh vysotakh* (ICAO. Doc. 9817 AN/449. A guide to wind shear at low altitudes), Montreal, Mezhdunarodnaya organizatsiya grazhdanskoi aviatsii, 2005, 258 p.

Статья поступила в редакцию 12.04.2023; одобрена после рецензирования 21.04.2023; принята к публикации 24.04.2023.

The article was submitted on 12.04.2023; approved after reviewing on 21.04.2023; accepted for publication on 24.04.2023.