

УДК 629.735.33.015.4.077

ОБОСНОВАНИЕ КРИТЕРИЕВ ГРУБОЙ ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ, ОСНОВАННЫХ НА ПОКАЗАНИЯХ ШТАТНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ТИПА МСРП-А-02

В.П. ФИЛИПОВ

Рассматриваются методы формирования и обоснования критериев грубой посадки по показаниям штатных бортовых систем типа МСРП-А-02 на примере самолета Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76. Определен объем выборки достоверной информации о параметрах полета самолета и его максимальной нагруженности при посадке с различной степенью грубости. Проведен анализ результатов моделирования нагруженности.

Ключевые слова: самолет, нагруженность, посадочный удар, грубая посадка, статистическая модель, критерии грубой посадки.

Согласно Регламенту технического обслуживания самолета Ил-76ТД на нем необходимо выполнять определенный перечень работ после грубой посадки для выявления возможных повреждений конструкции. С целью установления фактов таких посадок в эксплуатационных предприятиях должен осуществляться стопроцентный контроль нагруженности конструкции самолетов при приземлении по величине нормальной перегрузки n_y в центре масс на основании информации, выдаваемой штатным бортовым самописцем КЗ-63.

Однако к настоящему времени серийное производство таких самописцев на расположенном в Эстонской республике заводе прекращено, в связи с этим авиазаводы не могут оснащать ими выпускаемые самолёты, такие как Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76.

Таким образом, при эксплуатации этого типа самолета без прибора КЗ-63 имеет место явное снижение уровня безопасности полетов ниже приемлемого. В то же время, на самолетах типа Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76 установлена штатная бортовая система регистрации полетной информации МСРП-А-02. При этом вплоть до настоящего времени отсутствовала метрологически аттестованная методика уточненной оценки n_y , базирующаяся на информации системы типа МСРП-А-02.

Необходимость такой методики вызвана тем, что вследствие динамичности процесса нагружения при посадке штатная бортовая система регистрации полетной информации, как свидетельствует опыт эксплуатации самолетов многих типов, может фиксировать n_y (без введения специальных корректирующих поправок) с существенными погрешностями. Это вынуждает устанавливать критерии грубой посадки с определенными запасами, которые, тем не менее, без знания указанных поправок не гарантируют во всех случаях приостановку эксплуатации самолета для проведения упомянутых выше регламентных работ.

В связи с этим очевидно следует разработать надлежащим образом обоснованную и метрологически аттестованную методику, а также ориентированные на использование этой базирующейся на информации штатных бортовых систем МСРП-А-02 методики с использованием критериев грубой посадки и оценки качества приземления самолетов типа Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76.

В настоящее время в подразделениях гражданской авиации используются «Методические рекомендации и уточненные критерии оперативной оценки величины перегрузок при приземлении самолетов» (вторая редакция). Эти критерии, а также неразрывно связанные с ними методики оценки уточненных значений перегрузок самолетов на посадке, были подготовлены в

результате комплекса летно-исследовательских работ, проведенных ГосНИИ ГА совместно с НИИ и ОКБ промышленности в 1979 - 1984 гг., а также в 1991 - 2001 гг. Внедрение в практику эксплуатации указанной документации в существенной мере способствовало повышению уровня безопасности полетов (в связи с исключением возможности продолжения без выполнения соответствующих технических мероприятий эксплуатации самолета после совершения им грубой посадки), а также эффективности использования парка за счет минимизации имевших место случаев проведения указанных выше достаточно дорогостоящих мероприятий на самолетах, нагруженность которых согласно информации, полученной с помощью использовавшихся ранее весьма грубых методов, превысила порог, выше которого соответствующая посадка классифицируется как грубая, тогда как на самом деле подобный порог не был преодолен.

Использование результатов работы, касающейся самолетов типа Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76, на борту которых отсутствует штатный самописец КЗ-63, дает возможность дополнить вышеуказанные «Методические рекомендации...» и соответствующее программное обеспечение ПЭВМ базирующейся на информации штатных бортовых систем МСРП-А-02 методикой оценки уточненных значений перегрузки при посадке, а также ориентированными на эту методику соответствующими критериями оценки качества приземления самолетов указанного типа.

Введение в действие обоснованных базирующихся на информации штатных бортовых систем МСРП-А-02 критериев грубой посадки самолета типа Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76 (далее в тексте «критерии»), а также соответствующих методических рекомендаций по получению уточненных значений перегрузок в центре масс его конструкции при приземлении, как очевидно следует из приведенных выше пояснений, будет (также как и для других типов эксплуатируемых в ГА самолетов) способствовать поддержанию должных уровней эффективности эксплуатации и безопасности полетов этих воздушных судов.

Для решения поставленной задачи необходимо было наличие определенного объема достоверной информации о параметрах полета самолета и его максимальной нагруженности в момент первых ударов при посадках различной степени грубости (вплоть до воздействия на конструкцию машины предельно допустимых в эксплуатации нормальных перегрузок). Указанные данные могли быть установлены в процессе проведения расчетных исследований нагруженности самолета. При этом в итоге получены результаты расчетов по сертифицированной программе для 15-и случаев симметричной посадки самолета Ил-76ТД с нахождением нагрузок на шасси и нормальных перегрузок n_y в месте установки акселерометра АДИС-2-3 системы МСРП-А-02 (далее «случай»).

Варьируемые параметры посадочного удара в момент полета, непосредственно предшествующий касанию (МПНПК, масса самолета G , вертикальная скорость центра масс самолета V_y и его угол тангажа θ) для каждого из случаев приведены в колонках 2...4 соответствующих строк табл. 1, где в колонке 1 даны также номера, под которыми эти случаи могут упоминаться ниже. Распределение загрузки самолета - типовое для этапа приземления, соответствующее реальной эксплуатации. Потребный объем данных исследований установлен с использованием математических методов планирования экспериментов [1], что позволяет в конечном итоге получать максимальный объем необходимой информации при минимальных затратах времени и средств.

Результаты моделирования нагруженности, полученные для одного из характерных случаев, проиллюстрированы на рис. 1, где тонкая кривая – зависимость нормальной перегрузки n_y от t . В то же время, штриховая кривая – зависимость шассийной перегрузки $n_{yш}$ в центре масс самолета как жесткого тела от t .

Далее приведены итоги моделирования процесса функционирования датчика нормальной перегрузки АДИС-2-3, входящего в состав штатной бортовой системы регистрации полетной информации МСРП-А-02. По своей сути подобное моделирование в каждом случае сводилось к выявлению по известным функции $n_y(t)$ и амплитудным и фазовым характеристикам указанного

Таблица 1

Исходные данные и основные результаты анализа режимов посадки самолета Ил-76ТД

№ п/п	G, кг	V _y , м/с	ϑ, град	Δn _{уд.} ед.	Δn _{уш.} ед.	η, %
1	112186,861	0,722	5,21	0,326	0,257	26,848
2	144113,139	0,722	5,21	0,282	0,203	38,916
3	112186,861	2,548	5,21	1,382	1,235	11,903
4	144113,139	2,548	5,21	1,165	1,06	9,906
5	112186,861	0,722	7,29	0,318	0,252	26,190
6	144113,139	0,722	7,29	0,288	0,212	35,849
7	112186,861	2,548	7,29	1,223	1,306	-6,355
8	144113,139	2,548	7,29	1,097	1,107	-0,903
9	101300	1,635	6,25	1,044	0,822	27,007
10	155000	1,635	6,25	0,810	0,697	16,212
11	128150	0,1	6,25	0,078	0,073	6,849
12	128150	3,17	6,25	1,685	1,522	10,710
13	128150	1,635	4,5	0,725	0,742	-2,291
14	128150	1,635	8	0,758	0,70	8,286
15	128150	1,635	6,25	0,908	0,768	18,229

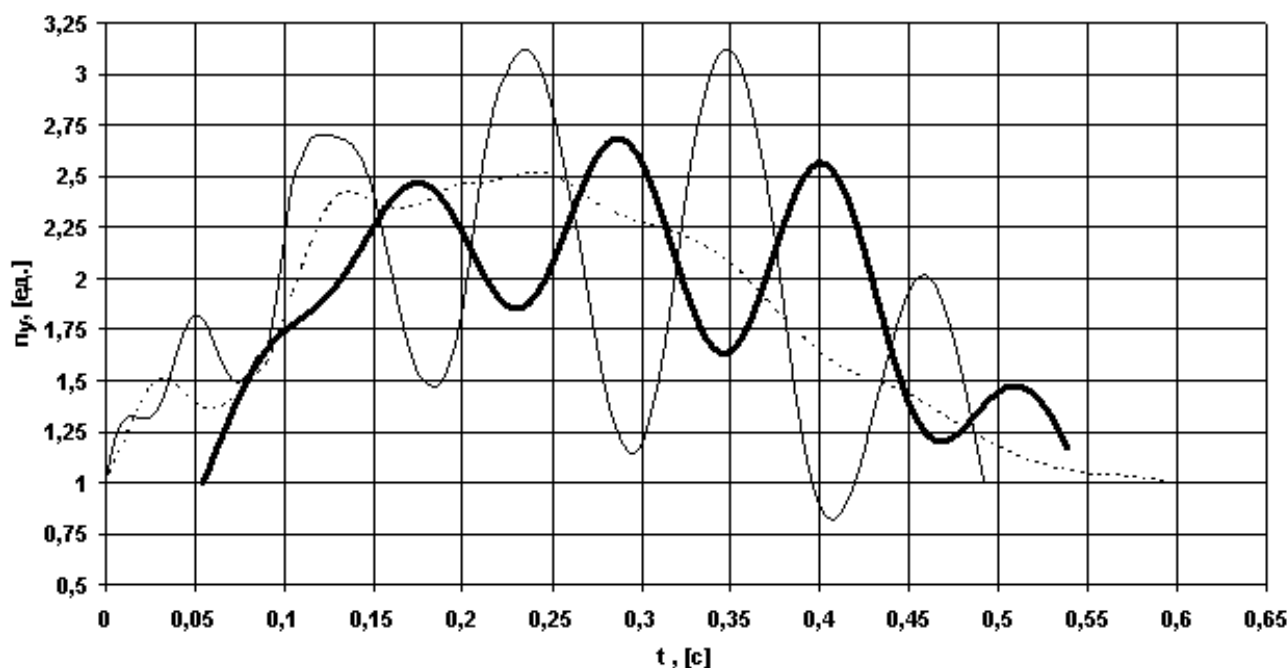


Рис. 1. Режим посадки с ударом: $G = 128150$ кг; $V_y = 3,17$ м/с; $\vartheta = 6,25^\circ$

датчика соответствующего изменения во времени $n_{уд}(t)$ нормальной перегрузки, зарегистрированной таким датчиком, установленным в той же самой зоне конструкции самолета, в которой

имел место процесс $n_y(t)$. При этом упомянутая выше методика [2] была уточнена для учета особенностей данной работы и в принципе предусматривала следующее:

- рассматриваемый процесс раскладывался согласно алгоритму Хартли [3] на гармонические составляющие (гармоники) различной частоты;

- амплитуды и фазы каждой из этих составляющих с частотами вплоть до 20 Гц (что следует считать более чем достаточным верхним пределом для конструкций типа планера самолета Ил-76ТД) корректировались с учетом известных амплитудофазочастотных характеристик АДИС – 2 – 3;

- из видоизмененных таким образом гармоник синтезировалась искомая зависимость $n_{уд}(t)$.

Кроме того, для корректного разложения в каждом случае рассматриваемого процесса на гармонические составляющие он был дополнен таким образом, чтобы исследуемая функция имела вид периодической. При этом изменение перегрузки на посадочном ударе (тонкая линия на рис. 1) оказалось в качестве первого полупериода колебаний, к которому добавлялись последовательно второй, симметричный первому относительно оси времени, а также третий и четвертый (симметричные соответственно второму и первому относительно той же оси) полупериоды.

Выявленная таким образом зависимость $n_{уд}(t)$ проиллюстрирована на рис. 1 утолщенной линией. Для подобных кривых максимальное приращение $\Delta n_{уд}$ нормальной перегрузки, из имевших место в данном случае, приведено в табл. 1 на пересечении ее соответствующей строки и колонки 5. В колонке 7 для каждого случая представлено относительное отклонение η приращения $\Delta n_{уд}$ от соответствующего значения $\Delta n_{уш}$.

Общепринято, что погрешность результатов, получаемых с использованием искомых рекомендаций, не должна превышать 10%.

В качестве первого приближения была получена оценка погрешности в случае использования в рекомендациях одной из наиболее простых форм соотношения перегрузок, а именно $n_y = n_{уд}$. Для случая, проиллюстрированного на рис. 2, в результате соответствующих расчетов [4] получена ~ 20 % погрешность метода выявления максимальной нагруженности основной силовой конструкции при посадочных ударах. Погрешность связана с тем, что с критерием грубой посадки самолета сравниваются нормальные перегрузки n_y , тождественные зарегистрированным системой величинам $n_{уд}$. В связи с тем, что указанная погрешность превышает приемлемый диапазон, подобный метод не может быть рекомендован для использования.

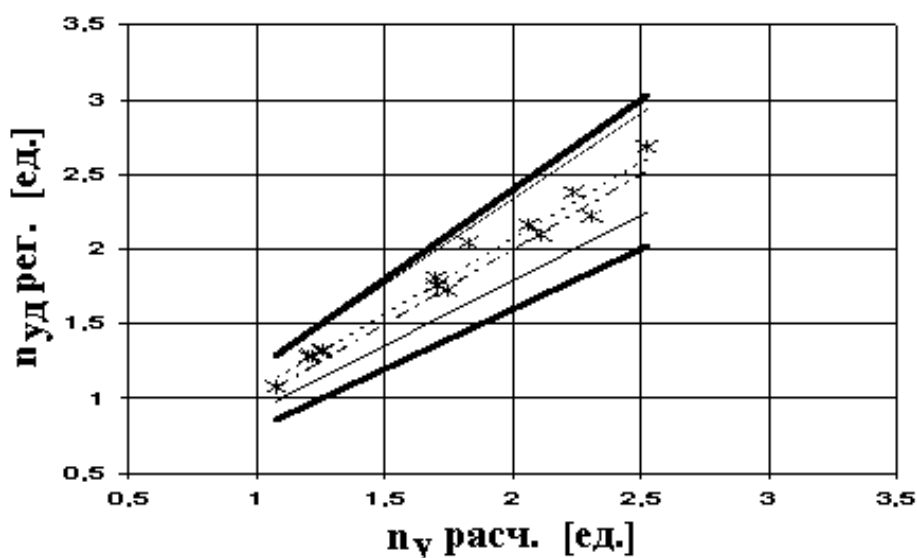


Рис. 2. Оценка погрешностей непосредственных измерений перегрузок: $P = 0,2$, $PG = 0,95$

В ходе дальнейшего анализа имеющихся результатов было выявлено следующее: из 15-и указанных в табл. 1 точек 9 оказались непосредственно на графике $n_y = \psi(n_{уд})$. Очевидно, что обозначенные на рис. 3 крестиками точки лежат ниже указанной зависимости. В связи с этим, изъятие из последующего анализа данных 6-и случаев согласуется с принципами действий с целью повышения уровня безопасности полетов и поэтому может считаться вполне допустимым.

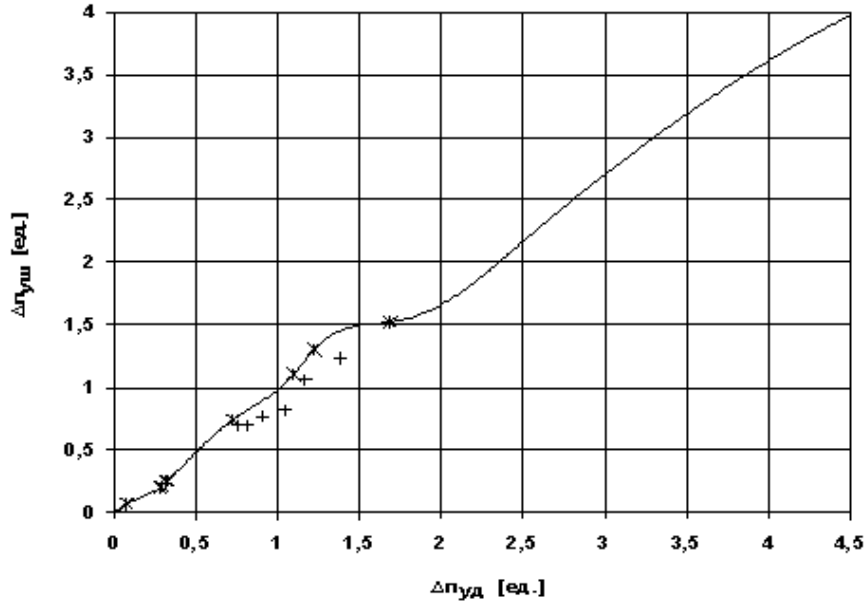


Рис. 3. Зависимость $\Delta n_{удш} = F(\Delta n_{уд})$

Для являющейся основой указанной выше функциональной связи представленной на рис. 3 щкривой, точно проходящей через 9 описанных в табл. 1 точек, принятых в конечном счете во внимание по соображениям, изложенным в предыдущем абзаце, аналитическое описание было получено в виде интерполяционного кубического сплайна [5]

$$\Delta n_y = CM_{i-1} \times \frac{(XI_i - \Delta n_{уд})^3}{6 \times HI_{i-1}} + CM_i \times \frac{(\Delta n_{уд} - XI_{i-1})^3}{6 \times HI_{i-1}} + (YI_{i-1} - \frac{CM_{i-1} \times HI_{i-1}^2}{6}) \times \frac{XI_i - \Delta n_{уд}}{HI_{i-1}} + (YI_i - \frac{CM_i \times HI_{i-1}^2}{6}) \times \frac{\Delta n_{уд} - XI_{i-1}}{HI_{i-1}}. \tag{1}$$

При этом значения фигурирующих в (1) коэффициентов XI_i , YI_i , HI_i , CM_i сведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения расчетных коэффициентов

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
XI_i	0,01	0,078	0,288	0,326	0,725	1,097	1,223	1,685	1,9	2,5	3,0	4,5
YI_i	0,01	0,073	0,212	0,257	0,742	1,107	1,306	1,522	1,597	2,168	2,703	3,975
HI_i	0,068	0,21	0,038	0,399	0,372	0,126	0,462	0,215	0,6	0,5	1,5	-
CM_i	-9,143	-4,874	-8,307	0,979	-2,465	5,388	-6,828	1,47	2,099	-0,201	-0,214	-0,251

Величину Δn_y следует определять по (1), когда $XI_{i-1} \leq \Delta n_{уд} \leq XI_i$ при $i = 2$ либо $XI_{i-1} < \Delta n_{уд} \leq XI_i$ ($i = 3, \dots, 12$).

Далее при анализе конкретного посадочного удара после определения по (1) величины Δn_y с учетом известного значения $\Delta n_{уд}$ искомая величина n_y может быть получена по соотношению

$$n_y = \Delta n_y + n_y^*, \quad (2)$$

где n_y^* - нормальная перегрузка вблизи центра масс самолета.

Таким образом, в результате проведенного анализа выявлена практически не имеющая погрешности форма искомого функционала, которая описана соотношениями (1) и (2). Очевидно, что эти соотношения могут быть рекомендованы для использования при оценке имевшего место при посадочном ударе максимального уровня нагруженности конструкции оборудованного штатной бортовой системой МСРП-А-02 самолета типа Ил-76ТД с двигателями ПС-90А-76, на борту которого отсутствует штатный самописец КЗ-63.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Налимов В.В., Чернова Н.А.** Статистические методы планирования экстремальных экспериментов. М.: Наука, 1965.
2. **Далецкий С.В., Филиппов В.П.** Оценка динамической нагруженности конструкции самолета в эксплуатации с учетом характеристик акселерометра инерционного типа // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 197. С. 140-144.
3. **Брейсуэлл Р.** Преобразование Хартли. Теория и приложения. М.: Мир, 1990.
4. **Белоцерковский А.С., Качанов Б.О., Кулифеев Ю.Б., Морозов В.И.** Создание и применение математических моделей самолетов. М.: Наука, 1984. 144 с.
5. **Стечкин С.Б., Субботин Ю.Н.** Сплаины в вычислительной математике. М., Наука, 1976.

AIRCRAFT ROUGH LANDING CRITERIA ARGUMENTATION BASED ON FLIGHT DATA READOUTS FROM MSRP-A-02

Filippov V.P.

Article considers methods of formation and argumentation of rough landing criteria based on the on-board MSRP-A-02 recorder data with an example of IL-76TD with PS-90A-76 gas-turbine engines. The volume of reliable information development on aircraft in-flight parameters and its maximum load factors on landing with different degree of roughness has been defined. The results of load quantity simulation have been analyzed.

Keywords: aircraft, loading, landing impact, rough landing, statistical model, rough landing criteria.

REFERENCES

1. **Nalimov V.V., Chernova N.A.** *Statisticheskie metody planirovaniya ekstremal'nykh eksperimentov*. M.: Nauka, 1965. (In Russian).
2. **Daleckiy S.V., Filippov V.P.** Otsenka dinamicheskoy nagruzhenosti konstruktssii samoleta v ekspluatatsii s uchetom kharakteristik akselerometra inertsiionnogo tipa. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2013. № 197. Pp. 140 - 144. (In Russian).
3. **Breysuell R.** *Preobrazovanie Khartli. Teoriya i prilozheniya*. M.: Mir, 1990. (In Russian).
4. **Belotserkovskiy A.S., Kachanov B.O., Kulifeev Yu.B., Morozov V.I.** *Sozdanie i primeneniye matematicheskikh modeley samoletov*. M.: Nauka, 1984. 144 p. (In Russian).
5. **Stechkin S.B., Subbotin Yu.N.** *Splayny v vychislitel'noy matematike*. M., Nauka, 1976. (In Russian).

Сведения об авторе

Филиппов Валентин Павлович, 1950 г.р., окончил МАТИ (1972), доцент, кандидат технических наук, начальник отдела исследований динамики полета, систем управления и прочности Авиационного сертификационного центра ГосНИИ ГА, автор более 40 научных работ, область научных интересов – нагруженность, прочность конструкций самолетов и ее поддержание в условиях эксплуатации.