

УДК 656.7.08:519.711

**АНАЛИЗ ПРИЧИН ТЯЖЁЛОГО ЛЁТНОГО ПРОИСШЕСТВИЯ**

© 2012 Д. Э. Вахрушев, О. А. Агафонов, С. П. Прядко, А. В. Щукин

ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина», г. Москва

28 ноября 2010 года в пакистанском городе Карачи потерпел крушение самолет Ил-76ТД. Дан анализ причин возникновения данного тяжелого летного происшествия.

*Ил-76ТД, летное происшествие, набор высоты, отказ двигателя, угол крена, разрушение закрылков, тяжелое летное происшествие, анализ причин, математическая модель.*

28 ноября 2010 года потерпел крушение самолёт Ил-76ТД в пакистанском городе Карачи. В процессе набора высоты загорелся 4-ый двигатель, после чего возник мощный кренящий момент, который не удалось парировать элеронами и интерцепторами, в результате чего самолёт вышел за предельный крен, потерял подъёмную силу и упал. Разбившийся Ил-76 принадлежал грузинской авиакомпании SunWay. В результате крушения погибли 12

человек. Помимо 8 членов экипажа, жертвами крушения стали четверо рабочих – они находились в строящемся доме, на который упал самолёт (рис. 1). Для расследования летного происшествия авиационные власти Пакистана обратились за помощью в Российский Межгосударственный Авиационный Комитет, который в свою очередь запросил экспертную помощь у специалистов конструкторского бюро имени Ильюшина.



Рис. 1. Фотографии с места падения ИЛ-76ТД

Для анализа катастрофы в отдел динамики полёта были переданы записи накопителя МСРП-64 и метеорологические данные. Основная задача заключалась в восстановлении картины полёта по записи МСРП-64, анализе развития аварийной ситуации и определении причины её возникновения.

Перед тем, как приступить к этапу анализа, была произведена проверка и корректировка полётных данных. Обычно

данные содержат такие ошибки, как “сбитые нули”, сбой, ошибки регистраторов. Нередки случаи, когда регистратор работает неверно, сбита тарировка или прибор перестаёт записывать данные на ленту. В процессе проверки были выбраны достоверные данные, убраны основные сбойные точки, подкорректировано нулевое положение. Так же было выявлено, что угол атаки а регистрирует неверные данные. Для

дальнейшего использования угол атаки  $\alpha$  был рассчитан по другим достоверным параметрам полёта.

Следующим этапом была разработана математическая модель движения самолёта Ил-76ТД 4L-GNI на основании математической модели Ил-76, сделанной в отделе динамики по принципам модельно-ориентированного проектирования и уточнённой по лётным испытаниям. Особенность модели состоит в том, что входными воздействиями являются зарегистрированные на МСРП-64 отклонения

поверхностей управления и показания компрессора высокого давления, которые пересчитываются в тягу двигателя. Также в модель добавлена аэродинамическая поправка на скорость, учтены метеорологические данные и введены поправки, позволяющие корректировать аэродинамические характеристики. В результате получилась модель, в которой можно сравнивать параметры движения, записанные в МСРП-64, и параметры движения, полученные при моделировании для одинаковых входных воздействиях (рис. 2).

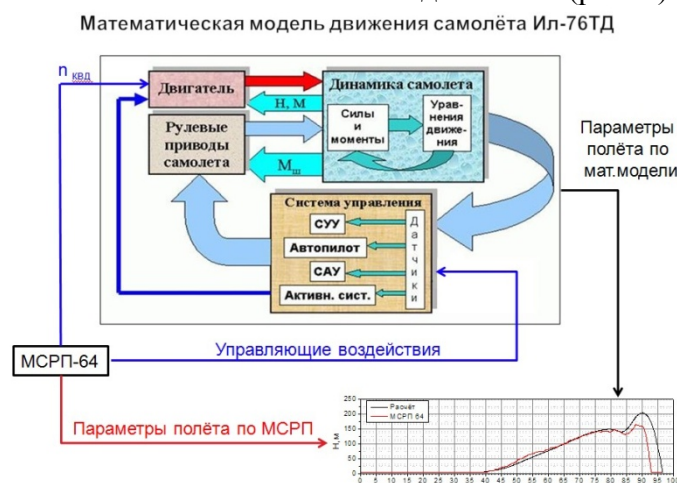


Рис. 2. Общая схема математической модели ИЛ-76ТД

Проверка соответствия математической модели самолёта ИЛ-76ТД ведётся по участку разгона самолёта на взлёте и участку набора высоты, до момента отказа двигателя.

На участке разбега необходимо подтвердить взлётную массу самолёта по разгонным характеристикам. Нередки случаи, когда самолёт взлетает с перегрузом. Поэтому взлётная масса подтверждается даже при наличии документов. Для подтверждения расчётного веса проводилось моделирование участка разгона самолёта на полосе от скорости 120 км/ч до скорости 270 км/ч. Наилучшая сходимость достигнута при весе 195 тонн.

Другим очень важным параметром при моделировании является центровка самолёта. В данном случае информация о загрузке самолёта отсутствует. Положение центровки было определено при моделировании процесса отрыва самолёта от земли.

Стабилизатор на взлёте был выставлен в положение  $-4.68^\circ$ . При принятом весе 195 тонн, по руководству лётной эксплуатации, такой стабилизатор должен был быть выставлен для центровки 28%. По записи видно, что для отрыва передней стойки лётчик отклонил руль высоты на  $-3^\circ$  вместо  $-5^\circ \dots -7^\circ$ . В результате можно сделать предположение, что либо угол установки стабилизатора был завышен лётчиком, либо центровка была более задняя. Наилучшая сходимость на участке набора высоты от 0 до 120 метров достигается при центровке 30%.

Моделирование участка разгона самолёта при взлёте и участка набора высоты демонстрирует достаточную степень сходимости с результатом записи полётных параметров. Таким образом, на основании полученных результатов можно считать, что математическая модель самолёта Ил-76 адекватно отражает характеристики самолёта типа Ил-76ТД (рис. 3).

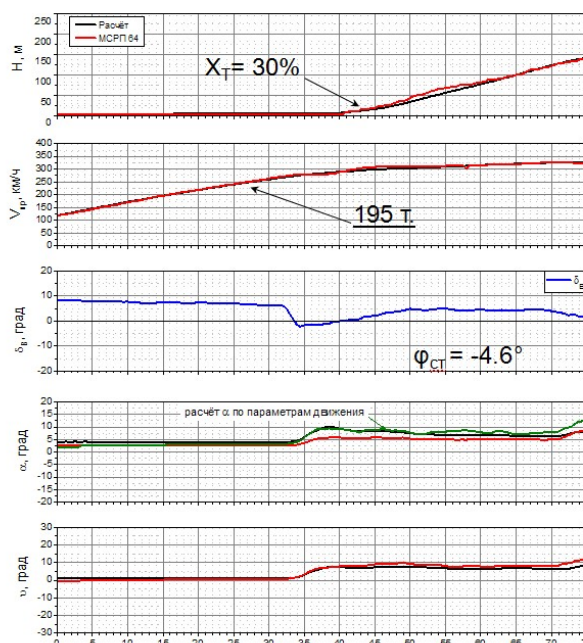


Рис. 3. Проверка адекватности математической модели

После получения адекватной модели самолёта можно приступить к анализу действий лётчика в процессе развития аварийной ситуации.

Самолёт Ил-76ТД, борт 4L-GNI выполнял взлёт из аэропорта Джинна (Карачи). Погодные условия не создавали предпосылок к нестабильной работе силовых установок или потери тяги. Анализ оборотов компрессора высоко давления, зарегистрированные в МСПП-64, показывает, что 2-ой двигатель имеет недобор оборотов, указанных в технических условиях, что может свидетельствовать о том, что он не давал тяги. Самолёт при взлёте имел перегруз порядка 5 т. Скорости подъёма передней стойки и скорости отрыва самолёта завышены. Вероятно, лётчик умышленно завысил взлётные скорости, зная о перегрузе. Самолёт разогнался до скорости 275 км/ч, после чего лётчик отклонил штурвал на себя, что соответствовало  $-3^\circ$  руля высоты, для отрыва передней стойки. Отрыв самолёта произошёл на скорости 295 км/ч, после чего лётчик сбалансировал самолёт в наборе высоты с постоянной скоростью 310 км/ч. Через 37 секунд после отрыва произошёл отказ 4-го двигателя, высота в этот момент составляла 120 метров. Для парирования кренящего момента возникшего из-за отказа двигателя, лётчик повернул штурвал на

максимальную величину, элероны вышли на упор. Одновременно с этим лётчик использовал педаль для парирования момента рыскания, создаваемого несимметричностью тяги. Несмотря на верные действия лётчика, моментов, создаваемых аэродинамическими поверхностями самолёта (элероны, интерцепторы, руль направления), было недостаточно для борьбы с моментом крена.

Необходимо отметить, что самолёт изначально проектировался с возможностью парирования отказа одного двигателя. В случае отказа 4-го двигателя для балансировки в горизонтальном полёте с креном  $0^\circ$  необходимо  $2.4^\circ$  по правому элерону и  $-16^\circ$  руля направления. По рекомендации руководства лётной эксплуатации при отказе следует балансировать самолёт с креном  $-2^\circ \dots -3^\circ$ , в этом случае для балансировки необходимо  $5.7^\circ$  по правому элерону и  $-4.5^\circ$  по рулю направления (рис. 4). Поэтому сам факт отказа двигателя не мог привести к созданию моментов, которые невозможно было бы парировать элеронами и интерцепторами. В данном случае появление избыточного момента крена можно объяснить разрушением части секций закрылков, расположенных непосредственно за двигателем (рис. 5).

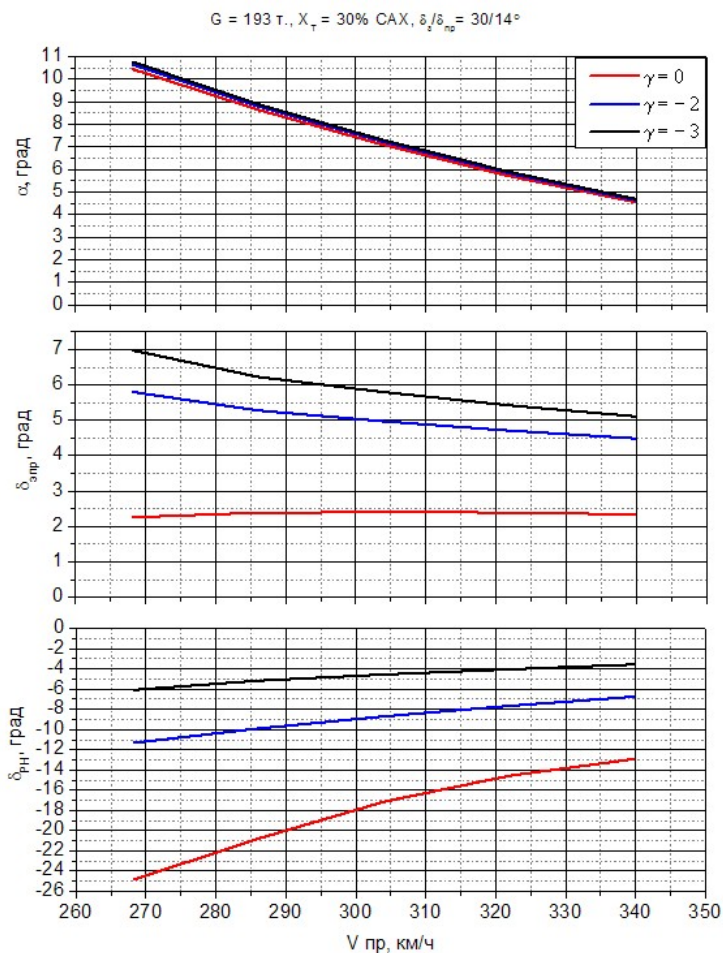


Рис. 4. Балансировка самолёта ИЛ-76ТД при отказе 4-го двигателя

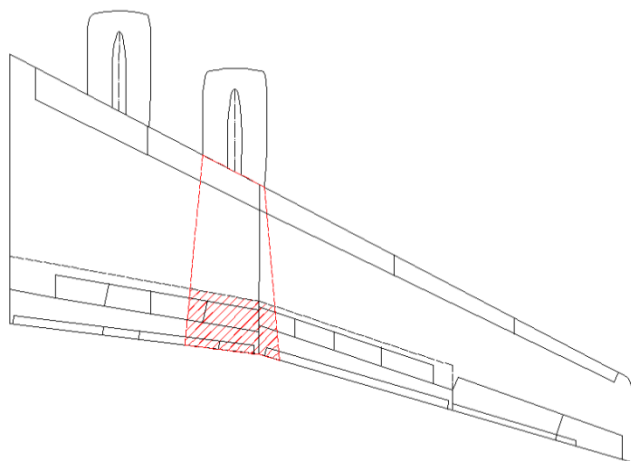


Рис. 5. Вероятная зона разрушения закрылков

В этом случае, из-за потери подъёмной силы на правом полукрыле, возникает дополнительный кренящий момент.

С помощью моделирования были подобраны такие изменения подъёмной силы

$\Delta Y$  и кренящего момента  $\Delta M_x$ , при которых расчётное движение самолёта на последнем этапе полёта приблизительно совпало с зарегистрированным.

Результаты моделирования представлены на рис. 6.



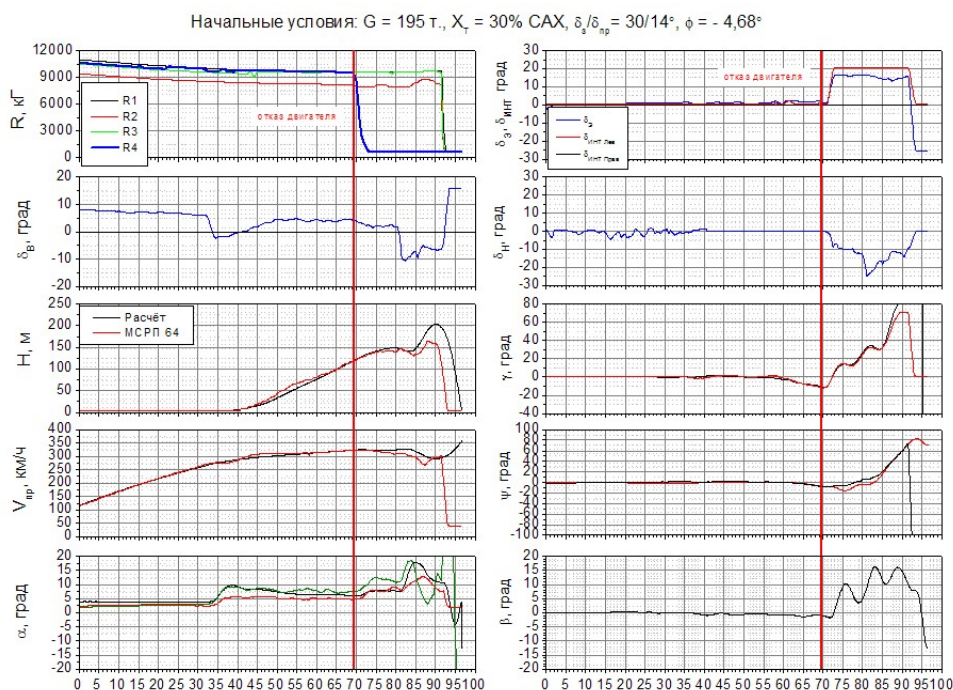


Рис. 6. Результаты моделирования при нарушении расчётной аэродинамики

Расчёты показали, что для получения таких  $\Delta Y$  и  $\Delta M_X$  достаточно разрушить ~20% закрылков на одной консоли крыла. Принимая во внимание, что закрылки расположены непосредственно за двигателем и разрушение двигателя и пожар могли повлечь за собой повреждение секций закрылков, данное развитие ситуации вполне

вероятно. Момент крена возрастал со временем предположительно из-за того, что закрылки продолжали разрушаться в процессе полёта. Парировать такие возмущения с учётом падения скорости и малой высоты было практически невозможно.

## ANALYSIS OF THE CAUSE OF SERIOUS FLIGHT ACCIDENT

© 2012 D. E. Vakhrushev, O. A. Agafonov, S. P. Pryadko, A. V. Schukin

JSC «Ilyushin Aviation Complex»

November 28, 2010 in the Pakistani city of Karachi crashed IL-76TD. The purpose of this paper is to analyze the causes of the severe accident flight.

*IL-6TD, flight accident, climb, engine failure, bank angle, flaps destruction, severe flight accident, analyse of causes, mathematical model.*

### Информация об авторах

**Вахрушев Дамир Эдуардович**, инженер-конструктор отдела «Аэродинамики, динамики и систем управления», ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина». E-mail: [jester88@yandex.ru](mailto:jester88@yandex.ru). Область научных интересов: динамика полета, аэродинамика, системы управления, тренажерные комплексы, модельно-ориентированное проектирование.

**Агафонов Олег Александрович**, инженер-конструктор отдела «Аэродинамики, динамики и систем управления», ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина». E-mail: [oleg-buka@yandex.ru](mailto:oleg-buka@yandex.ru). Область научных интересов: динамика полета, аэродинамика, системы управления, тренажерные комплексы, модельно-ориентированное проектирование.

**Прядко Сергей Павлович**, инженер-конструктор отдела «Аэродинамики, динамики и систем управления», ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина». E-mail: [prdk.ser@gmail.ru](mailto:prdk.ser@gmail.ru). Область научных интересов: динамика полета, аэродинамика, системы управления, тренажерные комплексы, модельно-ориентированное проектирование.

**Шукин Андрей Витальевич**, инженер-конструктор отдела «Аэродинамики, динамики и систем управления», ОАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина». E-mail: [faq--barmen@rambler.ru](mailto:faq--barmen@rambler.ru). Область научных интересов: динамика полета, аэродинамика, системы управления, тренажерные комплексы, модельно-ориентированное проектирование.

**Vakhrushev Damir Eduardovich**, design engineer, department «Aerodynamics and Flight Dynamics», JSC «Ilyushin Aviation Complex». E-mail: [jester88@yandex.ru](mailto:jester88@yandex.ru). Area of research: flight dynamics, aerodynamics, control systems, training systems, Model-Based Design.

**Agaphonov Oleg Aleksandrovich**, design engineer, department «Aerodynamics and Flight Dynamics», JSC «Ilyushin Aviation Complex». E-mail: [oleg-buka@yandex.ru](mailto:oleg-buka@yandex.ru). Area of research: flight dynamics, aerodynamics, control systems, training systems, Model-Based Design.

**Pryadko Sergey Pavlovich**, design engineer, department «Aerodynamics and Flight Dynamics», JSC «Ilyushin Aviation Complex». E-mail: [prdk.ser@gmail.ru](mailto:prdk.ser@gmail.ru). Area of research: flight dynamics, aerodynamics, control systems, training systems, Model-Based Design.

**Schukin Andrey Vitalyevich**, design engineer, department «Aerodynamics and Flight Dynamics», JSC «Ilyushin Aviation Complex». E-mail: [faq--barmen@rambler.ru](mailto:faq--barmen@rambler.ru). Area of research: flight dynamics, aerodynamics, control systems, training systems, Model-Based Design.