

АНАЛИЗ ПРИЧИН ТЯЖЕЛОГО ЛЕТНОГО ПРОИСШЕСТВИЯ.

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

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

ANALYSIS OF THE CAUSES OF THE SEVERE ACCIDENT FLIGHT

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

The aim of the project. November 28, 2010 in the Pakistani city of Karachi crashed IL-76TD. During the climb the aircraft burst into flames fourth engine, after which the bank originated, who could not fend off the controls, causing the airplane to roll out over the limit, lost altitude and collided with the earth. The purpose of this paper is to analyze the causes of the severe accident flight.

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. Для расследования лётного происшествия авиационные власти Пакистана обратились за помощью в Российский Межрегиональный Авиационный Комитет, который в свою очередь запросил экспертную помощь у специалистов конструкторского бюро имени Ильюшина.

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 действий пилота и выдвижении предположений о причинах крушения самолёта.

Перед тем, как приступить к этапу анализа была произведена проверка и корректировка полётных данных. Обычно данные содержат такие ошибки, как «сбитые нули», сбои, ошибки регистраторов.

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.

На участке разбега необходимо подтвердить взлётную массу самолёта по разгонным характеристикам. 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. Положение центровки было определено при моделировании процесса отрыва самолёта от земли. Стабилизатор на взлёте был выставлен в положение 4.68°. При принятом весе в 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°, вместо -5...-7°. В результате чего можно сделать

предположение, что либо угол установки стабилизатора был превышен 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, можно считать, что математическая модель самолёта Ил-76 адекватно отражает характеристики самолёта типа Ил-76ТД.

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. Самолёт при взлёте имел перегруз порядка 5 т. Скорости подъёма передней стойки и скорости отрыва самолёта затянуты. Вероятно, что лётчик умышленно затянул взлётные скорости, зная о перегрузе. Самолёт разогнался до скорости 275 км/ч, после чего лётчик отклонил штурвал на себя, 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. Одновременно с этим лётчик использовал педаль для парирования

момента рысканья, создаваемого несимметричностью тяги. Несмотря на верные действия лётчика, моментов создаваемых аэродинамическими поверхностями самолёта, было недостаточно, для борьбы с моментом крена.

Необходимо отметить, что самолёт изначально проектировался с возможностью парирования отказа одного двигателя. 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. В этом случае, из-за потери подъёмной силы на правом полукрыле, возникает дополнительный кренящий момент. Расчёты показали, что для получения таких ΔY и ΔM_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 учетом падения скорости и малой высоты, было практически невозможно.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ОБРАЗОВАНИЯ РАВНОПРОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА ПАКЕТАХ ИЗ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

© 2012 Вашуков Ю.А.

ФГБОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)», Самара

OPTIMIZATION OF PARAMETERS OF FORMATION OF CONNECTIONS ON PACKAGES FROM DIVERSE MATERIALS IN AVIATION DESIGNS

© 2012 Vashukov Y.A.