

УДК 629.735.015:681.3

## АНАЛИЗ ПОСЛЕДСТВИЙ ОТКАЗОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ НА ВЗЛЕТ И ПОСАДКУ САМОЛЕТА ИЛ-96Т

В.Г. КИСЕЛЕВИЧ, Ю.В. ПЕТРОВ, В.Г. ЦИПЕНКО

Приводятся результаты расчета влияния последствий отказов функциональных систем на взлет и посадку самолета Ил-96Т с помощью математического моделирования.

**Ключевые слова:** самолет Ил-96Т, взлет, посадка, функциональная система, отказ, математическое моделирование.

### Вводные замечания

Настоящие научные исследования проведены с целью дальнейшей отработки Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) самолета Ил-96Т [1] и сопровождающей его документации с учетом уточненных характеристик шасси и скоростных режимов взлета и посадки. Вместе с данными летных испытаний это позволило идентифицировать математическую модель динамики полета самолета Ил-96Т и убедиться в ее удовлетворительной степени адекватности [2-4].

На основе перечня расчетных случаев (ПРС) были проведены вычислительные эксперименты (ВЭ) по исследованию особенностей динамики полета самолета Ил-96Т в случаях появления функциональных отказов его систем управления. Там, где это не оговорено специально, основные эксплуатационные факторы (например, масса и центровка самолета) в каждом варианте расчета принимались наименее благоприятными для данного случая из диапазона ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ).

Отдельно следует отметить важность результатов идентификации математической модели пилота, используемой для исследования особых полетных ситуаций. Это выражается в так называемой манере пилотирования, которая была идентифицирована по результатам летных испытаний самолетов Ил-96Т. В нее затем были внесены апробированные на большом числе ВЭ поправки на действия линейных пилотов в условиях неизвестных заранее ситуаций.

Ниже приводятся некоторые результаты проведенных исследований.

### 1. Отказы руля высоты

Для цели исследования динамических особенностей самолета все отказы руля высоты (РВ) в разнообразных условиях полета рассматривать не имеет смысла. Необходимо лишь выделить такие полетные условия, в которых отказы могут привести к наиболее опасным последствиям. С этой точки зрения не являются критичными такие отказы, как флюгирование (при условии сохранения возможности управления стабилизатором), и такие участки полета, как крейсерский режим. Поэтому были рассмотрены случаи заклинивания двух секций и четырех секций РВ в крайних (наиболее опасных) положениях на посадке.

Как показали расчеты, наиболее опасным случаем является заклинивание в положении  $-25^\circ$ . В исследованиях были получены параметры попытки захода на посадку при заклинивании всех четырех секций РВ в крайнем на кабрирование положении. Оказывается, что полного отклонения стабилизатора на пикирование ( $2^\circ$ ) недостаточно, чтобы компенсировать действие РВ, и самолет переходит в набор высоты. Результаты расчета попытки захода на посадку при заклинивании двух секций РВ в таком же положении показали, что не только стабилизатора, но и управляемых двух секций РВ, отклоненных в крайние на пикирование положения ( $2^\circ$  и  $15^\circ$ ), не-

достаточно для компенсации отказавших двух секций РВ. И в этом случае попытка посадки самолета оказывается безнадежной. Таким образом, отказ управления РВ, сопровождающийся заклиниванием двух или четырех секций в крайнем на кабрирование положении, следует классифицировать не иначе как катастрофическую ситуацию.

В работе были проведены расчеты посадки самолета с заклиненными на пикирование ( $15^\circ$ ) двумя секциями РВ, в которых имитировалась компенсация стабилизатором так, чтобы оставить запас для работающих секций РВ на выравнивание. Однако необходимости в таком запасе нет, и посадка самолета может быть осуществлена без особых затруднений, о чем свидетельствуют значения остальных параметров движения.

Для обеспечения безусловно мягкой посадки в этом случае необходимо компенсировать почти нейтральное положение работающих секций РВ при полете по глиссаде до высоты 30 м. Если такой компенсации не проводить, то на высоте ниже 20 м еще до выравнивания возникнет необходимость достаточно глубокой перекладки штурвала на себя.

В исследовании получены результаты расчета посадки самолета с заклиненными на пикирование ( $15^\circ$ ) всеми четырьмя секциями РВ. Учитывая определенную, нерегулируемую скорость перестановки стабилизатора, следует заметить, что такой способ посадки очень сложен, и для его внедрения требуется специальное обучение. Однако его применение, как показали расчеты, позволяет избежать катастрофы даже в случае данного тяжелого отказа.

Для этого следует стабилизировать самолет на глиссаде до высоты 30 м стабилизатором. На высоте 27 м необходимо начать выравнивание, включив перестановку стабилизатора на кабрирование с таким расчетом, чтобы к высоте 5-6 м вертикальная скорость снизилась до 3 м/с. После этого перестановку стабилизатора следует включить на пикирование. Касание может быть достаточно жестким, но не катастрофическим, если удастся соблюсти указанные особенности пилотирования.

Таким образом, отказ управления РВ, сопровождающийся заклиниванием двух или четырех секций в крайнем на пикирование положении, следует классифицировать как сложную ситуацию, но не катастрофическую. В этом случае успешная посадка в принципе возможна.

## 2. Отказы руля направления

Из всех видов отказов руля направления (РН) имеет смысл рассмотреть возможность завершения посадки при самых "легких" условиях: заклинивание двух секций в нейтральном положении и заклинивание одной секции в крайнем положении. Однако при исследовании последствий отказа РН необходимо учесть возможность усложненных внешних условий – бокового ветра. Даже небольшие порывы бокового ветра приводят к разбалансировке самолета, а условия ее восстановления неизмеримо сложнее, чем в продольном канале при сохранении управляемости РН. Поэтому в проведенных расчетах сравнивались траектории посадок самолета с указанными отказами, в которых отказ имитировался в момент начала расчета траектории в предположении, что к этому моменту времени самолет находился в сбалансированном состоянии в штилевых условиях, а затем в течение 10 с ветер нарастал до заданного значения.

Если в продольном канале различие расчетных траекторий незначительно, то в поперечном – принципиально. На снижении заклинивание одной секции РН в неблагоприятном положении приводит к такой разбалансировке самолета, что с ней не может справиться работающая секция, даже ценой предельного отклонения. В случае заклинивания обеих секций в нейтральном положении сказывается стабилизирующий эффект, и разворот самолета происходит медленнее. Но в обоих случаях парировать разворот самолета на ветер при снижении не удастся (парирование бокового сноса на снижении осуществляется с помощью создания крена). После касания безнадежность ситуации в обоих случаях становится очевидной – разворот самолета продолжается с ощутимой скоростью вращения и не останавливается даже стабилизирующим воз-

действием шасси. Самолет выкатывается на боковую полосу безопасности за 7 с на большой скорости, что требует классифицировать отказ РН как катастрофическую ситуацию.

### 3. Отказы элеронов и интерцепторов

Из всех видов отказов элеронов и интерцепторов опасными были признаны случаи несимметричной работы элеронов и интерцепторов при заходе на посадку в условиях бокового ветра 10 м/с (действующего в полную силу с 10 с расчетного участка полета).

В работе были получены результаты расчета посадки самолета Ил-96Т, у которого остались работающими только 2 секции элеронов на одном полукрыле, а остальные секции и все секции интерцепторов находились в убранном положении. Следует отметить, что нормальное положение элеронов при заходе на посадку с выпущенной механизацией крыла  $\delta_{эл} = 10^\circ$ , а интерцепторов – в тормозном режиме  $\delta_{инт} = 30^\circ$ , и в управлении они не участвуют. Нетрудно убедиться в отсутствии усложнений в управлении самолетом в продольном канале. Если не допускать больших отклонений от глиссады, то и в боковом канале не отмечается каких-либо особенностей в действиях пилота. Нет видимых причин считать эту ситуацию аварийной, как это сделано в Анализе функциональных отказов.

Однако, если отказавшие секции элеронов остановились в предельном неблагоприятном положении  $23^\circ$ , то ситуация кардинальным образом ухудшается – работающие секции элеронов необходимо использовать полностью. Но и это не позволяет парировать боковой снос, и еще до ВПП он вырастает до значений более 100 м. Такая ситуация безусловно катастрофическая, а не аварийная.

Так же безнадёжно выглядит ситуация при внезапном изменении симметричности положения интерцепторов. На посадке это возможно, если все 4 секции интерцепторов на одной консоли крыла несанкционированно уберутся. Этот отказ моделировался на высоте 60 м, на 27 с модельного времени, когда боковое движение можно было считать отсутствующим, а силы и моменты сбалансированными. В результате резкого нарушения симметрии (интерцепторы выпускаются и убираются в тормозное положение за 1 с) даже предельно резкое, до упора, отклонение элеронов не сдерживает рост крена, а за ним и рыскания и сноса. Посадка в таком случае невозможна.

Таким образом, при отработке РЛЭ следует внимательнее отнестись к отказам в канале бокового управления и четче классифицировать ситуации, а также предусмотреть действия экипажа.

### 4. Отказы стабилизатора

Отказы стабилизатора по своим последствиям для динамики полета самолета сводятся в конечном итоге к рассмотрению двух возможностей: перемещение под внешней нагрузкой (флюгирование) и неперемещение от систем управления (заклинивание). Поэтому ВЭ строились для выявления возможностей завершения посадки самолета в крайних случаях отказов.

Были получены результаты расчетов посадок самолета Ил-96Т с флюгирующим стабилизатором при сохранении работоспособности системы управления РВ с максимальной посадочной массой 175 т и предельной задней центровкой 34,6%. Оказывается, что в этом случае посадка возможна, хотя для обеспечения мягкого касания приходится начинать выравнивание несколько выше стандартного (с 10 м вместо 8 м). Для обеспечения захода на посадку самолета той же массы с предельной передней центровкой 10% в случае флюгирования стабилизатора приходится использовать практически полное отклонение РВ на кабрирование. Из-за этого обеспечить мягкую посадку самолета не удастся, даже если начинать выравнивание на высоте 15 м.

Однако полученные значения перегрузки при касании (1,7) тем не менее находятся в допустимых эксплуатационных пределах.

Случай флюгирования стабилизатора вместе с РВ является безусловно катастрофической ситуацией, и расчеты такого случая не проводились, а были проведены расчеты посадок самолета с максимальной посадочной массой 175 т при различных центровках в случае заклинивания стабилизатора во взлетном положении. В частности, моделировались параметры посадки с предельной задней центровкой 34,6% и стабилизатором, оставшимся в положении  $-1,7^\circ$ , что соответствует взлетному положению при указанных значениях массы и центровки. Таким образом, здесь имитировалась ситуация с аварийной посадкой сразу после взлета и обнаружения отказа. Балансировочное положение РВ на снижении в этом случае составило около  $7^\circ$ , что оставляет достаточный запас хода руля для выравнивания. Поэтому и посадка в этом случае может быть вполне успешно завершена.

Положение  $\delta_{РВ} = -7,5^\circ$  соответствует взлетной конфигурации самолета массой 175 т с предельной передней центровкой 10%. В работе были проведены расчеты изменения параметров посадки такого самолета после его перебалансировки в предельную заднюю центровку. Расчеты показали, что РВ для балансировки такого полета по глиссаде расходуется практически полностью (хотя и не находится на пределе), и посадка происходит тоже вполне благополучно, с допустимыми перегрузками, и не представляет больших сложностей экипажу. Однако очевидно, что это предельно допустимый вариант посадки самолета с массой 175 т и центровкой 34,6%.

Для оценки возможности аварийных посадок в случае заклинивания стабилизатора во взлетном положении были проведены дополнительные расчеты. Моделировалась ситуация с посадкой самолета непосредственно сразу после взлета (без слива топлива) с максимальной взлетной массой 270 т и с предельными центровками. Исследования показали, что балансировочное положение РВ в этих случаях на снижении оказывается выгодным, около  $8^\circ$ , и посадка завершается благополучно. Единственное, на что следует обратить внимание, это то, что посадка с максимальной взлетной массой самолета является посадкой в особых ситуациях, так как скорость при касании достигает 315 км/ч по прибору и превосходит допустимые скорости для нормальной эксплуатации колес шасси, выпуска тормозного щитка и использования тормозов.

Как показали расчеты, попытки посадки самолета с предельной центровкой, противоположной взлетной, в случае заклинивания стабилизатора во взлетном положении невозможны, так как требуют за пределами балансировочных отклонений руля высоты.

Таким образом, можно сделать вывод, что аварийная посадка сразу после взлета при отказе перемещения стабилизатора из взлетного положения может быть осуществлена успешно, если не менять массу и центровку самолета в процессе захода на посадку.

## 5. Отказы тормозных щитков

Проанализировать последствия несимметричности конфигурации тормозных щитков, к сожалению, не представляется возможным ввиду отсутствия соответствующих аэродинамических характеристик. Но следует заметить, что щитки на самолете Ил-96Т расположены на малом расстоянии от плоскости симметрии, поэтому разворачивающий момент, который может появиться в случае данного отказа, безусловно, мал.

Самопроизвольный выпуск тормозных щитков при полете по маршруту может, в крайнем случае, привести к необходимости изменения плана полета, перебалансировке самолета, снижению скорости и высоты полета. Наиболее тяжелые последствия такого отказа могут быть только на взлете. Расчеты показали, что самопроизвольный выпуск тормозных щитков на скорости 265 км/ч по прибору является наиболее опасным, поскольку эта скорость наиболее неблагоприятна с точки зрения нарушения балансировки самолета. С одной стороны, она достаточно велика, и стабилизирующее влияние шасси на ней уже уменьшается, а с другой стороны, она

ниже минимальной эволютивной скорости, т.е. действие аэродинамических рулей еще недостаточно. Кроме того, эта скорость достаточно велика для прерывания взлета.

Результаты расчетов свидетельствуют о невозможности продолжения взлета в случае самопроизвольного выпуска тормозных щитков. В этом случае необходима скорость отрыва 430 км/ч по прибору, что значительно превосходит допустимую скорость движения по ВПП. Потребная дистанция разбега в этом случае 6715 м говорит сама за себя.

## 6. Отказы закрылков и предкрылков

Отказы закрылков и предкрылков с точки зрения динамики полета самолета можно подразделить на две группы: перемещение под действием внешней нагрузки и самопроизвольный выпуск. Последний вид отказа, между прочим, отсутствует в Анализе функциональных отказов, хотя именно он может привести к самым тяжелым последствиям. В данном исследовании были проведены расчеты с моделированием этого отказа в горизонтальном полете. Отказы типа неперемещения в Анализе функциональных отказов и Перечне расчетных случаев рассмотрены достаточно подробно и в дополнительных исследованиях не нуждаются.

К сожалению, аэродинамические характеристики отдельных секций закрылков и предкрылков в настоящее время в литературе отсутствуют, поэтому перемещения их под внешней нагрузкой воспроизвести на математической модели не представляется возможным. Также на сегодня нет возможности воспроизведения отказов отдельно всех секций закрылков или предкрылков на одном полукрыле, так как в приемлемом для моделирования виде такие характеристики тоже отсутствуют.

Тем не менее в работе были проведены расчеты горизонтального полета самолета Ил-96Т в случае самопроизвольного выпуска закрылков и предкрылков в посадочное положение со штатной скоростью. Отклонение механизации начинается на 10 с модельного времени и заканчивается на 35 с. По результатам расчетов получено, что такой самопроизвольный выпуск механизации не приводит к катастрофическим последствиям, если не учитывать возможность механического разрушения от скоростного напора. За время отклонения механизации даже неполного хода РВ (без перестановки стабилизатора) оказывается достаточно для перебалансировки самолета, при этом высота и угол тангажа изменяются в незначительных пределах.

Существенно по-иному обстоит дело со скоростью. Выдерживание 500 км/ч по прибору оказывается невозможным из-за того, что потребная тяга оказывается больше располагаемой при номинальном режиме работы двигателей. Поэтому при первых признаках обнаружения самопроизвольного отклонения закрылков следует снизить скорость до значений, разрешенных для соответствующей конфигурации.

## 7. Отказы торможения колес

Что касается отказов стояночного тормоза, то в Перечне расчетных случаев приведена исчерпывающая информация из Анализа функциональных отказов о необходимых мероприятиях на земле. Поэтому для исследования последствий отказов торможения колес (на взлете и посадке) расчеты проводились в данной работе по следующей схеме.

В процессе разбега при взлете самолета может проявиться отказ в виде самопроизвольного торможения. Самым опасным в этом случае является такое торможение колес одной боковой стойки на большой скорости при боковом ветре, поскольку на малой скорости легче и естественнее в такой ситуации прекратить взлет. Результаты расчетов взлета самолета с максимальной взлетной массой 270 т при боковом ветре (справа) 15 м/с на ВПП с пониженным коэффициентом сцепления  $\mu_{сц} = 0,5$  показали, что для этого значения коэффициента сцепления боковое движение самолета оказывается самым заметным: при  $\mu_{сц} = 0,3$  боковой снос и рыскание меньше на 20-40%, а на сухой ВПП при  $\mu_{сц} = 0,7$  – более чем вдвое меньше. Можно утверждать, что

это связано с появлением при пониженных значениях коэффициента сцепления боковых заносов тормозящих колес. Но и в самом крайнем случае самопроизвольное торможение одной стойки шасси приводит к колебаниям около оси ВПП в пределах 3 м и рысканию в пределах  $2^\circ$ , т.е. незначительно усложняет условия пилотирования. Попутно следует отметить, что полная взлетная дистанция по сравнению с нормальным взлетом увеличивается не более чем на 14% (на сухой ВПП при отказе на скорости 170 км/ч).

Другие варианты с отказом в виде самопроизвольного торможения нескольких стоек или двух колес из четырех на одной стойке не рассматривались ввиду их явно меньшего влияния на параметры бокового движения самолета. Оценка же увеличения взлетной дистанции может быть без особых погрешностей пересчитана по пропорции.

Незатормаживание рассматривалось в данном исследовании несколько шире, чем в Анализе функциональных отказов. Были получены результаты расчетов посадки самолета максимальной допустимой посадочной массы 175 т на сухую чистую ВПП при ветре 15 м/с справа, в которых оказалось несущественное влияние данного отказа на боковое движение. Дистанция пробега при таких отказах (потеря эффективности торможения на 1/3) увеличивается всего на 14%. Кроме того, здесь представилась возможность убедиться в том, что и в случаях отказов тормозов двух стоек различие в боковом канале несущественно, и максимальный снос самолета следует отнести лишь на счет воздействия ветра и посадки с упреждением. Дистанция пробега при таких отказах (потеря эффективности торможения на 2/3) увеличивается на 37%, с чем необходимо считаться.

Кстати, следует заметить, что аналогичная посадка без применения торможения требует на 144% (почти в 2,5 раза) большей дистанции пробега на сухой чистой ВПП при штатном использовании реверса всех двигателей до 110 км/ч.

Результаты расчетов посадки самолета с отказами тормозов на скользкой ВПП показали, что влияние отказов здесь более заметно, чем на сухой ВПП. Однако основной снос, происходящий от посадки с упреждением, на скользкой ВПП значительно меньше, поэтому и снос при отказе тоже меньше, чем на сухой ВПП. Это и неудивительно, поскольку априори известна слабая эффективность тормозов на льду. Так, дистанция пробега на скользкой ВПП на 35% больше, чем на сухой, т.е. влияние коэффициента сцепления примерно такое же, как потеря 2/3 эффективности тормозов. Отказ тормозов одной стойки увеличивает дистанцию пробега еще на 8% по сравнению с такой же посадкой без отказов, а двух стоек – на 24%.

По результатам расчетов посадки при боковом ветре необходимо сделать еще один существенный вывод. Практически при всех посадках, за исключением посадок на сухую чистую ВПП без упреждения, после первого касания колес шасси ВПП во время их раскрутки наблюдались кратковременные боковые заносы. В данном случае это явление полезно, так как помогает развернуть самолет вдоль оси ВПП. Вместе с сильным проявлением самостоятельной путевой устойчивости как самолета в целом, так и шасси, возникновение предельных боковых сил на колесах существенно облегчает пилотирование. Поэтому на выравнивании не следует создавать РН сколько-нибудь заметного вращения самолета относительно вертикальной оси, стремясь уменьшить упреждение или убрать его совсем. Для такого тяжелого самолета, как Ил-96Т, это может быть даже опасно. За те несколько секунд, пока пилот на выравнивании будет стремиться убрать угол рыскания (упреждение), ему удастся лишь создать заметную скорость вращения – погасить ее уже не останется времени. А касание ВПП с угловой скоростью рыскания чрезвычайно опасно, ибо это приводит к резкой перебалансировке и, как следствие, к возникновению больших боковых возмущений.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Ил-96МО. Руководство по летной эксплуатации.* М., 1993.
2. **Кубланов М.С.** *Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов: учеб. пособие.* 4-е изд. М.: МГТУ ГА, 2013. Ч. I. 108 с.

3. Кубланов М.С. Идентификация математических моделей по данным летных испытаний самолета Ил-96-300 // Решение прикладных задач летной эксплуатации ВС методами математического моделирования. М.: МГТУ ГА, 1993. С. 3-10.

4. Обоснование рекомендаций и предложений по летной эксплуатации самолета Ил-96Т при отказах силовой установки и функциональных систем: Отчет о НИР (промежуточный). Руководитель В.Г. Ципенко. Ответственный исполнитель М.С. Кубланов. N ГР 01960000315. М.: МГТУ ГА, 1995. 92 с.

## ANALYSIS OF CONSEQUENCES OF FUNCTIONAL SYSTEMS REFUSALS ON TAKEOFF AND LANDING OF PLANE IL-96T

Kiselevich V.G., Petrov Yu.V., Tsipenko V.G.

Calculation results of influence of functional systems refusals on takeoff and landing of plane Il-96T using mathematical modeling.

**Keywords:** the plane Il-96T, takeoff, landing, functional system, refusal, mathematical modeling.

### REFERENCES

1. Ил-96МО. Руководство по летной эксплуатации. М. 1993. (In Russian).
2. Kublanov M.S. *Matematicheskoe modelirovanie. Metodologiya i metodih razrabotki matematicheskikh modelej mekhanicheskikh sistem i processov: ucheb. posobie.* 4-e izd. M.: MGTU GA. 2013. Ch. I. 108 p. (In Russian).
3. Kublanov M.S. *Identifikacija matematicheskikh modelej po dannym letnyh ispytaniy samoleta Il 96 300. Reshenie prikladnyh zadach letnoj jekspluatacii VS metodami matematicheskogo modelirovaniya.* M.: MGTU GA. 1993. Pp. 3-10. (In Russian).
4. *Obosnovanie rekomendacij i predlozhenij po letnoj jekspluatacii samoleta Il-96T pri otkazah silovoj ustanovki i funkcional'nyh sistem: Otchet o NIR (promezhutochnyj). Rukovoditel' V.G. Cipenko. Otvetstvennyj ispolnitel' M.S. Kublanov.* N GR 01960000315. M.: MGTU GA. 1995. 92 p. (In Russian).

### Сведения об авторах

**Киселевич Владимир Григорьевич**, 1959 г.р., окончил ВЗПИ (1981), соискатель кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, 1-й заместитель генерального директора – директор по производству ФГУП "Международный аэропорт Оренбург", автор 5 научных работ, область научных интересов – летная эксплуатация ЛА.

**Петров Юрий Владимирович**, 1956 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксинса (1978), доктор технических наук, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, автор более 80 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность летательных аппаратов.

**Ципенко Владимир Григорьевич**, 1938 г.р., окончил МЭИ (1961), профессор, доктор технических наук, заслуженный деятель науки РФ, заведующий кафедрой аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор более 280 научных работ, область научных интересов – аэродинамика, динамика полета и летная эксплуатация воздушных судов.