

Полет при несимметричной тяге

(«Практическая аэродинамика и динамика полета» П.Т. Бехтир, глава 10)

Отказ одного (двух двигателей на одной половине крыла) ухудшает аэродинамические и летные характеристики самолета. Наличие несимметричной тяги усложняет обеспечение балансировки самолета, особенно в боковом отношении, и требует внимания и напряжения пилота в полете. Особенно усложняется управление самолетом в момент отказа двигателя, при выполнении разворотов и при уходе на второй круг. Для обеспечения безопасности полета при отказе одного или двух двигателей необходимо достаточно хорошо знать особенности такого полета и летные характеристики самолета.

Поведение самолета при отказе одного или двух двигателей, расположенных на одной половине крыла

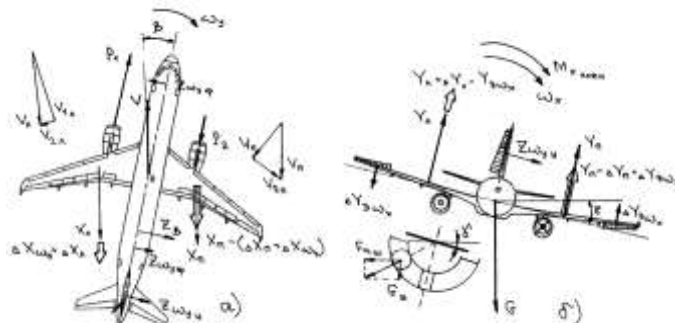


Рис.1.

1. При отказе одного двигателя в полете (рис. 1, показан отказ второго двигателя) самолет разворачивается вокруг нормальной оси ОУ в сторону отказавшего двигателя (вправо). Разворот происходит под действием момента тяги первого двигателя и небольшого момента силы сопротивления (отрицательной тяги) отказавшего двигателя:

$$M_{у\text{разв}} = P_1 \cdot Z_1 + P_2 Z_2$$

Вследствие инертности самолет стремится сохранить направление полета, в результате чего возникает скольжение на левое полукрыло с работающим двигателем. В процессе увеличения угла скольжения возникают восстанавливающие и демпфирующие моменты, препятствующие развороту, но они значительно меньше $M_{у\text{разв}}$. Следовательно, самолет продолжает разворот в сторону отказавшего двигателя, увеличивая угол скольжения β на противоположное полукрыло.

2. Практически одновременно с разворотом самолет начинает крениться на полукрыло с отказавшим двигателем под действием момента разности подъемных сил левой и правой половин крыла:

$$M_{х\text{крен}} = (Y_{л} + \Delta Y_{л}) \cdot Z_{л} - (Y_{п} - \Delta Y_{п}) \cdot Z_{п}$$

Разность подъемных сил возникает вследствие скольжения стреловидного крыла в сторону работающего двигателя и «затенение» фюзеляжем части крыла с отказавшим двигателем. Эффективная скорость полукрыла V_1 , на которое происходит скольжение (левого) значительно больше, чем у противоположного (правого) полукрыла; в процессе разворота полукрыло с работающим двигателем имеет также большую истинную скорость, а значит, и создает большую подъемную силу, чем полукрыло с отказавшим двигателем.

3. В процессе разворота и накренения самолет опускает нос в сторону крыла с отказавшим двигателем.

4. Самолет уменьшает скорость полета, так как располагаемая тяга силовой установки уменьшается, а сила лобового сопротивления самолета увеличивается из-за появления скольжения самолета.

Следует иметь в виду, что процесс нарушения равновесия самолета определяется прежде всего величиной $M_{уразв}$. Так, при отказе двигателя на взлетном режиме тяга P_{1max} и разворачивающий момент будут наибольшими.

Особую опасность представляет собой отказ двух двигателей на одной половине крыла. В этом случае самолет более энергично и с большими угловыми скоростями ω_y и ω_x разворачивается и кренится в сторону отказавших двигателей, более интенсивно уменьшается скорость полета с одновременным увеличением углов атаки. При запоздалом и неэнергичном вмешательстве пилота такой процесс может привести к боковому срыву самолета.

Основным признаком отказа одного двигателя на какой-либо половине крыла является стремление самолета к энергичному развороту и созданию угла крена в сторону отказавшего двигателя с постепенным уменьшением скорости полета.

Действия экипажа для восстановления равновесия (балансировки) самолета

Для восстановления равновесия самолета необходимо обеспечить продольную и боковую балансировку самолета, для чего отклоняют руль направления и штурвал в сторону работающего двигателя так, чтобы самолет продолжал прямолинейный полет почти без крена, допуская крен $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей. Не допускать потери скорости меньше минимально допустимой для данного элемента полета. При отказе двигателя в наборе высоты следует уменьшить угол набора высоты. Отказавший двигатель выключить.

Особенно опасным является отказ двигателя в процессе разворота с той стороны, куда происходит разворот, так как в этом случае пилоту значительно труднее по поведению самолета определить отказ. Поэтому следует немедленно вывести самолет из разворота и восстановить равновесие.

Продольное равновесие (балансировка) при отказе двигателя нарушается незначительно и самолет сравнительно легко балансируется в продольном отношении небольшим отклонением руля высоты.

В зависимости от величины разворачивающего момента и скорости полета отклонением руля направления и элеронов можно обеспечить следующие виды балансировки самолета.

1. Полет без скольжения (рис.2). Для осуществления горизонтального полета без скольжения необходимо отклонить руль направления в сторону работающего двигателя так, чтобы возникшая при этом боковая сила вертикального оперения Z_n имела момент относительно центра масс самолета, равный по абсолютной величине и противоположный по знаку разворачивающему моменту несимметричной тяги, т.е.

$$Z_n \cdot x_n = P_1 \cdot z_1 + P_2 \cdot z_2$$

При этом же условии набор высоты и снижение самолета также происходит без скольжения, только углы отклонения руля направления δ_n и элеронов δ_ϵ будут другими (большими в наборе, меньшими при снижении).

Это главнейшее условие полета без скольжения – полета с наименьшим сопротивлением самолета при несимметричной тяге.

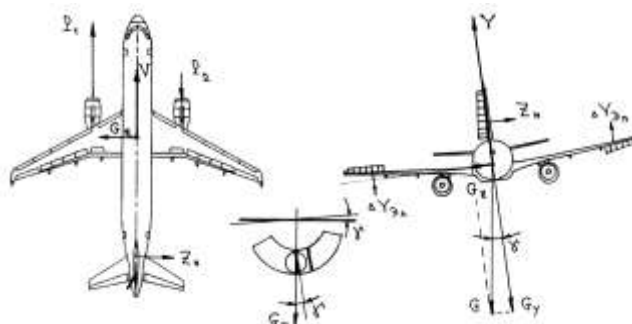


Рис.2.

Для обеспечения равновесия боковых сил (обеспечения прямолинейности полета) необходимо создать небольшой крен ($2...3^\circ$) в сторону работающего двигателя. При этом боковая сила Z_n уравнивается составляющей веса G_z , которая в горизонтальном полете равна $G \cdot \sin \gamma$, а в других видах полета (набор высоты, снижение) – $G \cdot \sin \gamma \cdot \cos \theta$.

Таким образом, боковое равновесие самолета (равновесие сил и моментов) при полете без скольжения достигается только при наличии незначительного крена ($2...3^\circ$) на полукрыло с работающим двигателем. При этом следует обратить внимание на то, что боковая сила вертикального оперения и потребный угол крена зависят от разворачивающего момента несимметричной тяги.

При увеличении тяги работающего двигателя разворачивающий момент $M_{у_{разв}}$ возрастает. Для обеспечения бокового равновесия в этих случаях необходимо увеличить момент силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ путем дополнительного отклонения руля направления и увеличения силы Z_n . Для уравнивания большей силы Z_n необходима большая составляющая веса $G_z = G \cdot \sin \gamma$, которую можно получить при большем угле крена.

2. Полет без крена (рис.3). Если при полете без скольжения дополнительно отклонить руль направления в сторону работающего двигателя, то момент боковой силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ окажется больше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{у_{разв}}$. Самолет разворачивается вокруг нормальной оси в сторону работающего двигателя, создавая угол скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем.

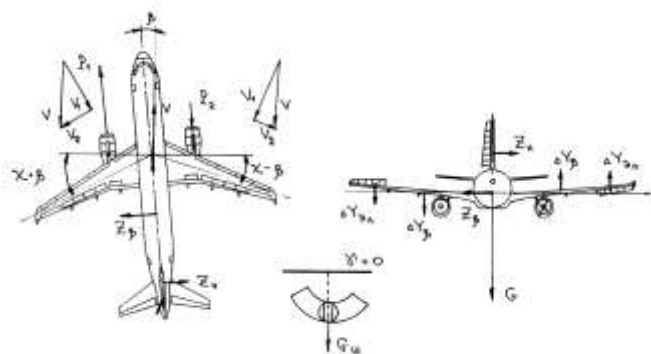


Рис.3.

В результате скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_β , которая создает момент $Z_\beta \cdot x_\beta$. При определенном угле скольжения β на полукрыло с отказавшим двигателем наступает боковое равновесие сил и их моментов при полете без крена. В этом случае момент вертикального оперения $Z_H \cdot x_H$ уравнивает разворачивающий момент несимметричной тяги и момент силы Z_β , т. е. $Z_H \cdot x_H = P_1 \cdot z_1 + P_2 \cdot z_2 + Z_\beta \cdot x_\beta$ (при отказе второго двигателя).

Боковое равновесие самолета без крена достигается при наличии незначительного скольжения на полукрыло с отказавшим двигателем.

3. Полет с креном и скольжением на полукрыло с работающими двигателями (рис.4). Такой вид полета будет в том случае, когда момент силы отклоненного руля направления $Z_H \cdot x_H$ будет меньше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{\text{разв}}$. Это может иметь место при наличии *большого разворачивающего момента* несимметричной тяги (отказ внешнего двигателя на взлете, при уходе на второй круг, отказ двух двигателей на одной половине крыла и т.п.), а также при *недостаточном отклонении руля направления* пилотом (ошибка в технике пилотирования) или небольшой его эффективности (отказ двигателя на малой скорости).

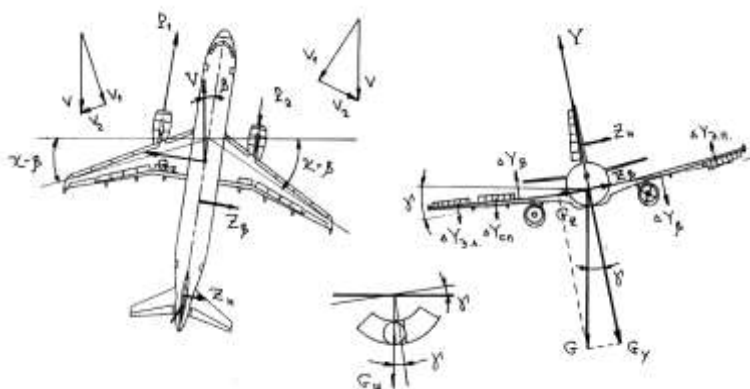


Рис.4.

Во всех случаях, когда момент руля направления $Z_H \cdot x_H$ окажется меньше разворачивающего момента несимметричной тяги $M_{\text{разв}}$, самолет продолжает разворачиваться вокруг оси OY в сторону отказавшего двигателя, создавая угол скольжения β на крыло с работающим двигателем. В процессе увеличения угла

скольжения возникает боковая сила фюзеляжа и оперения Z_β , которая создает момент $Z_\beta \cdot x_\beta$, противоположный по направлению разворачивающему моменту несимметричной тяги.

При определенном угле скольжения β разворачивающий момент несимметричной тяги уравнивается суммой моментов боковой силы вертикального оперения $Z_n \cdot x_n$ и моментом силы Z_β , возникающей вследствие скольжения $Z_\beta \cdot x_\beta$, т.е.:

$$Z_n \cdot x_n + Z_\beta \cdot x_\beta = P_1 \cdot Z_1 + P_2 \cdot Z_2$$

Если момент $Z_n \cdot x_n$ незначительно меньше разворачивающего момента несимметричной тяги, то полет происходит с небольшим скольжением и сила Z_β возникает небольшая, крен на работающий двигатель незначительно больше, чем при полете без скольжения, и полет протекает нормально.

При недостаточном отклонении руля направления балансировка может быть обеспечена только при больших углах скольжения и крена, сопротивление значительно увеличивается, летные характеристики самолета ухудшаются и полет становится опасным.

При незначительном отклонении руля направления, что является грубейшей ошибкой в технике пилотирования, самолет продолжает энергично разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, угол скольжения и кренящий момент резко увеличиваются. Если при критическом угле скольжения ($\beta_{кр} \approx 15^\circ$) моменты сил Z_n и Z_β не уравнивают разворачивающего момента несимметричной тяги, то при дальнейшем увеличении угла скольжения Z_n и Z_β даже при увеличении угла отклонения руля направления уменьшаются, что является особенно опасным. Вследствие увеличения угла скольжения кренящий момент самолета резко увеличивается и момента элеронов с гасителями подъемной силы будет недостаточно для его уравнивания. Таким образом, в результате выхода самолета на закритический угол скольжения самолет может потерять боковое равновесие и наступит срыв. Признаком такого опасного состояния полета является то, что при полном отклонении штурвала элеронов самолет продолжает увеличивать крен. Предотвратить срыв самолета в этом случае можно только полным отклонением руля направления, дросселированием работающего внешнего двигателя с отжатием штурвала от себя.

Рассмотрев возможные виды равновесия (балансировка) полета с несимметричной тягой, можно сделать следующий вывод.

1. Полет без скольжения с незначительным креном на полукрыло с работающим двигателем обеспечивает наибольший запас тяги, так как сопротивление самолета минимальное и почти равно сопротивлению в полете с нормально работающими двигателями. Этот вид равновесия является основным для ВС, не имеющих спойлеров по всему размаху крыла, им следует пользоваться при отказе двигателя на взлете или в наборе высоты, так как запас тяги максимальный.

2. Развороты в полете при одном или двух отказавших двигателях должны выполняться координированно (без скольжения) с углом крена до 15° .

Если до ввода в разворот самолет полностью сбалансирован механизмами триммерного эффекта (триммерами) при отсутствии скольжения, техника выполнения и поведение самолета в процессе разворота практически не отличается от обычного разворота при несимметричной тяге с таким же углом

крена, так как усилия на рычагах управления небольшие и прямые. Радиус разворота в сторону работающего двигателя несколько больше, так как эффективный угол крена самолета в этом случае несколько меньше.

Допустим, что равномерный и прямолинейный полет без скольжения происходит с креном 2° в сторону работающих двигателей, следовательно, при развороте в сторону работающего двигателя с углом крена 15° эффективный угол крена составляет только 13° , а при развороте в сторону отказавшего двигателя с креном 15° эффективный угол крена равен 17° .

Если до ввода в разворот самолет не сбалансирован механизмами триммерного эффекта (триммерами), разворот в сторону работающего двигателя более безопасный. Координированный разворот в сторону отказавшего двигателя своеобразен по технике пилотирования. Для ввода в такой разворот необходимо уменьшить усилие в сторону работающего двигателя на штурвале управления элеронами и педалях управления рулем направления. Учитывая особенности человеческого организма при «измерении» уменьшающихся усилий, может быть допущено излишнее их уменьшение, особенно на педалях управления рулем направления. Самолет в таком случае начинает резко разворачиваться в сторону отказавшего двигателя, создавая скольжение на полукрыло с работающим двигателем. Крен самолета резко увеличивается, на что пилот ошибочно реагирует поддержанием крена штурвалом. В этом случае скольжение продолжает нарастать с увеличением угла крена, а возможно, и с уменьшением скорости. Увеличение угла скольжения и крена создает срывную ситуацию в полете, о которой уже говорилось.

Учитывая это, для обеспечения безопасности полета при выполнении разворотов с несимметричной тягой необходимо самолет еще в прямолинейном полете предварительно полностью сбалансировать механизмами триммерного эффекта (триммерами) при положении без скольжения, а затем координированно ввести в разворот. Если же требуется выполнять небольшие довороты на самолете, несбалансированном триммерами, что может иметь место при отказе двигателя на взлете, заходе на посадку и уходе на второй круг, то следует выполнять их с небольшими кренами, используя для этой цели, в основном, штурвал управления элеронами и гасителями подъемной силы. При небольших углах крена требуется небольшое отклонение руля направления, поэтому, если и не отклонять руль направления, развороты происходят с незначительным скольжением.

Очень опасно при выполнении разворотов даже небольшое уменьшение скорости, так как оно может послужить причиной срыва самолета.

При выполнении координированного разворота с небольшой потерей скорости уменьшается момент боковой силы вертикального оперения. У самолетов развивается скольжение на полукрыло с работающим двигателем, увеличивается сопротивление. При попытке пилота сохранить высоту в процессе разворота происходит дальнейшее уменьшение скорости, увеличение угла скольжения и возможен срыв самолета. Учитывая это, скорость в процессе разворота следует выдерживать постоянной, а для большей безопасности – несколько увеличенной.

Особенности полета при отказе одного или двух двигателей

1. Отказ одного двигателя при взлете.

При отказе одного двигателя на разбеге до скорости принятия решения V_1 включительно необходимо взлет прекратить. При прекращении взлета выдерживается направление движения самолета, все двигатели переводятся на режим малого газа, отклоняется штурвал «от себя», применяются тормоза колес, выпускаются тормозные щитки и гасители подъемной силы на полный угол, включается реверс тяги симметрично работающих двигателей, выключается отказавший двигатель и его генератор.

Направление на пробеге выдерживается отклонением педалей, т.е. рулем направления и управлением колес передней опоры шасси. При прекращении взлета следует учитывать, что в момент отказа двигателя самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя из-за несимметричной тяги. В момент перевода двигателя на малый газ самолет разворачивается в сторону работающих двигателей. Учитывая это, следует своевременно органами управления парировать развороты. При необходимости сокращения длины пробега реверсом тяги следует пользоваться до полной остановки самолета.

При отказе двигателя на разбеге на скорости большей скорости принятия решения V_1 взлет необходимо продолжать, выдерживая направление движения самолета рулем направления и управлением передних колес. При достижении скорости V_R выключается управление колес передней опоры и непрерывным взятием колонки штурвала «на себя» самолет выводится на взлетный угол атаки и производится отрыв самолета. Следует учитывать, что в момент отделения колес передней опоры самолет стремится развернуться и наклониться в сторону отказавшего двигателя по причине прекращения действия эффекта колес передней опоры и под действием боковой силы вертикального оперения Z_n . Учитывая это, в момент отрыва следует дополнительно дать ногу и штурвал элеронов в сторону работающих двигателей. После отрыва самолет должен продолжать прямолинейный полет без скольжения с углом крена до $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей, увеличивая высоту и скорость. К высоте 10,7 м скорость должна быть не меньше V_2 . На высоте не менее 5 м убираются шасси. Начальный набор высоты должен происходить на скорости не меньше V_2 .

При полете без скольжения (с углом крена $2...3^\circ$ на работающий двигатель) на скорости V_2 обеспечивается набор высоты с полным градиентом $\eta_{пн}=3\%$, но не меньше чистого градиента 2% .

При отказе двигателя на взлете посадка производится на аэродроме вылета или ближайшем запасном аэродроме в зависимости от метеоусловий.

2. Отказ двигателя при наборе высоты и в горизонтальном полете.

При отказе двигателя при наборе высоты необходимо восстановить равновесие самолета с углом крена $2...3^\circ$ в сторону работающих двигателей, сняв нагрузку с рычагов управления механизмами триммерного эффекта, выключить отказавший.

При отказе двигателя в горизонтальном полете необходимо самолет сбалансировать в положении без скольжения. Высота полета будет определяться потолком самолета.

3. Заход на посадку, посадка и уход на второй круг с одним отказавшим двигателем.

При заходе на посадку с одним отказавшим двигателем необходимо определить максимально допустимый посадочный вес самолета из условий безопасного набора высоты при уходе на второй круг в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха.

Для обеспечения безопасности полета, особенно разворотов в процессе захода на посадку, необходимо самолет балансировать механизмами триммерного эффекта до полного снятия нагрузки с рычагов управления рулями. Заход на посадку и посадка в этом случае (по технике пилотирования) выполняется так же, как и при всех работающих двигателях. Скорость на глиссаде выдерживается больше, чем при всех работающих двигателях из условия обеспечения достаточной устойчивости и управляемости. Следует помнить, что при изменении режима работающих двигателей необходимо своевременно парировать рулями дополнительные разворачивающие и кренящие моменты. Предкрылки, закрылки, гасители подъемной силы, тормозные щитки и тормоза используются как и при посадке на всех двигателях. Длина пробега несколько увеличивается, так как используется реверс тяги только одного двигателя.

Уход на второй круг с одним неработающим двигателем при нормальном снижении по глиссаде возможен. Для ухода на второй круг работающие двигатели выводятся на взлетный режим. Разворачивающий и кренящий моменты в сторону отказавшего двигателя парируются дачей ноги и штурвала в сторону работающих двигателей. Самолет плавно выводится со снижения с сохранением скорости и направления по курсу ВПП. После появления вертикальной скорости набора на высоте не менее 5 м убирается шасси и продолжается набор высоты на скорости, которая была на снижении по глиссаде. Уборка механизации крыла и продольная балансировка самолета производится так же, как и при всех работающих двигателях.