



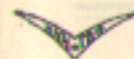
М. В. РОЗЕНБЛАТ

ОСОБЕННОСТИ  
ПРОДОЛЬНОЙ  
УСТОЙЧИВОСТИ  
И УПРАВЛЯЕМОСТИ  
САМОЛЕТА АН-2



РЕДИЗДАТ АЭРОФЛОТА  
МОСКВА - 1954





НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ ГИФ СССР

М. В. РОЗЕНБЛАТ

## ОСОБЕННОСТИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА АН-2

Несмотря на относительно малую массу самолета, он обладает рядом особенностей, обуславливающих его высокую устойчивость и управляемость. Эти особенности обуславливаются конструкцией крыла, фюзеляжа и хвостового оперения.

Задача настоящей работы — описать, с точки зрения ГИФ, особенности устойчивости и управляемости самолета АН-2.

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА  
МОСКВА

1954





М. В. РОЗЕНБЛАНТ

# ОСОБЕННОСТИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА АН-2

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА

1981

МОСКВА

Самолет Ан-2, поступивший на эксплуатацию в Гражданский воздушный флот нашей страны, обладает хорошими летными качествами, особенно взлетно-посадочными характеристиками, и прост в пилотировании. Высокие летные качества самолета в значительной мере достигаются благодаря использованию на нем мощной механизации крыла: самолет оборудован закрылками на верхнем и нижнем крыльях бипланной коробки, элеронами-закрылками верхнего крыла и автоматическими предкрылками.

Несмотря на относительную простоту пилотирования, у самолета имеется ряд особенностей, относящихся главным образом к характеристикам продольной устойчивости и управляемости, особенно в полете с использованием механизации крыла. Эти особенности необходимо знать и учитывать при летной эксплуатации самолета.

Задача настоящей брошюры — ознакомить летный состав ГВФ с особенностями продольной устойчивости и управляемости самолета Ан-2.

Для того чтобы самолет был безопасен в полете, он должен обладать достаточной устойчивостью и управляемостью. Для простоты будем рассуждать, не учитывая особенностей, связанных с использованием механизации крыла, а только с особенностями, связанными с особенностями конструкции самолета.

Для того чтобы самолет был безопасен в полете, он должен обладать достаточной устойчивостью и управляемостью. Для простоты будем рассуждать, не учитывая особенностей, связанных с использованием механизации крыла, а только с особенностями, связанными с особенностями конструкции самолета.



Самолет Ан-2, поступивший на вооружение в 1946 г., является первым в мире самолетом, обладающим следующими качествами: малыми посадочными и взлетными скоростями, высокой маневренностью, способностью садиться и взлетать с малых площадок, в том числе с грунтовых, и с препятствиями, высотой до 10 м. Эти качества достигнуты благодаря применению в конструкции самолета ряда оригинальных технических решений.

В частности, для обеспечения устойчивости и управляемости самолета при полете с малыми скоростями и на малых высотах, а также для обеспечения его устойчивости и управляемости при полете с большими скоростями и на больших высотах, в конструкции самолета применены следующие технические решения:

## ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА И УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА Ан-2

Для того чтобы самолет в прямолинейном равномерном полете не поворачивался в каком-нибудь направлении, необходимо, чтобы моменты всех сил, действующих на самолет, взаимно уравновешивались. Равновесие моментов всех сил в установившемся режиме полета называется **балансировкой** самолета.

При рассмотрении условий **продольной балансировки**, т. е. равновесия моментов всех сил, действующих на самолет в плоскости его симметрии, считают, что поворот самолета, в вертикальной плоскости происходит вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести, т. е. через точку приложения силы тяжести самолета. Таким образом, получается, что сама сила тяжести не создает у самолета вращающего момента.

В общем случае, основные моменты, определяющие продольную балансировку самолета, — это моменты от полной аэродинамической силы всего самолета и от силы тяги винта относительно центра тяжести. Для простоты будем рассматривать момент полной аэродинамической силы, как сумму моментов подъемной силы крыла и горизонтального оперения, пренебрегая моментами от сил лобового сопротивления.

Для того чтобы самолет был сбалансирован, необходимо, чтобы сумма кабрирующих и пикирующих моментов равнялась нулю. Известно, что кабрирующие и пикирующие моменты изменяются при изменениях скорости полета, тяги винта, а также расположения центра тяжести (центровки) самолета. Во всех этих случаях для сохра-



нения балансировки летчик изменяет соответствующим образом момент горизонтального оперения с помощью отклонения руля высоты.

Отклонение руля высоты на угол, необходимый для продольной балансировки самолета на данном режиме полета, называется балансировочным отклонением руля высоты.

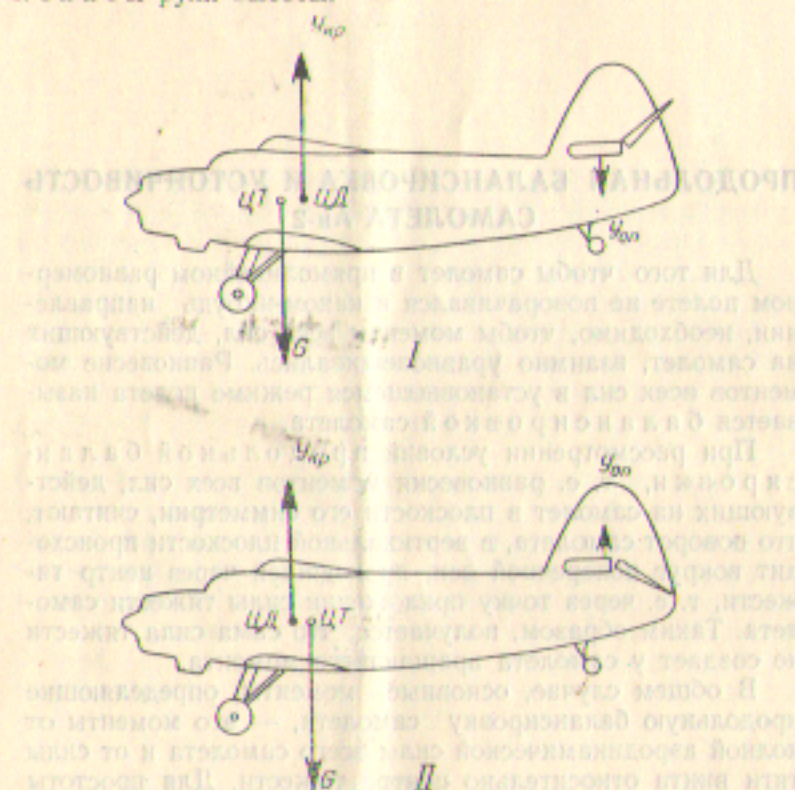


Рис. 1. Два примера балансировки самолета при чрезмерно передней и задней центровке.

I—чрезмерно передняя центровка. Руль высоты отклонен вверх.  
II—задняя центровка. Руль высоты отклонен вниз.

На рис. 1 показаны два примера балансировки самолета на одном и том же режиме полета с нулевой тягой, но при различных центровках — чрезмерно передней и задней. При чрезмерно передней центровке подъемная сила крыла создает пикирующий момент и уравновесить

его можно лишь кабрирующим моментом оперения, который создается путем отклонения руля высоты вверх. При задней центровке получается большой кабрирующий момент крыла и чтобы сохранить балансировку нужно создать значительный пикирующий момент на оперении, отклонив руль высоты вниз.

Балансировочные отклонения руля высоты обычно изображают в виде графиков, которые называются балансировочными кривыми самолета. Эти графики показывают необходимый для балансировки угол отклонения руля высоты в зависимости от скорости полета по прибору.

Балансировочные кривые также показывают, насколько велики предельно возможные отклонения руля высоты в установившемся прямолинейном полете и позволяют ли они сбалансировать самолет на всех применяемых режимах полета.

Балансировочные кривые дают возможность оценить и степень устойчивости самолета. Более подробно о балансировочных кривых сказано ниже.

Устойчивостью самолета называется его способность после нарушения равновесия возвращаться в исходный режим полета без вмешательства летчика. При анализе продольной устойчивости рассматривают равновесие моментов, действующих на самолет относительно его поперечной оси.

Различают динамическую и статическую устойчивость самолета. При анализе динамической устойчивости рассматривают характер движения самолета по времени после нарушения равновесия с учетом всех инерционных сил, действующих при этом на самолет, и с учетом изменения аэродинамических характеристик самолета при наличии вращательного движения относительно центра тяжести.

При анализе статической устойчивости инерционные силы и вращательное движение самолета не учитывают, так как в этом случае важно лишь установить, будет ли самолет в начальный момент после нарушения состояния равновесия стремиться возвратиться к начальному состоянию равновесия.

Одним из основных условий, при которых самолет обладает динамической устойчивостью, является обязательное наличие у него устойчивости статической.



Динамическая устойчивость более полно характеризует движение самолета после нарушения равновесия. Однако ее изучение представляет довольно большую сложность и поэтому в дальнейшем мы будем рассматривать только статическую устойчивость самолета.

### Влияние центровки и угла атаки на устойчивость самолета

Продольная устойчивость самолета определяется соотношением моментов аэродинамических сил, действующих на самолет после нарушения режима полета в результате каких-либо внешних воздействий. Соотношение моментов аэродинамических сил определяется центровкой самолета, скоростью полета (углом атаки), тягой винта на данном режиме полета и положением механизации крыла.

Чем более передняя центровка у самолета, тем больше у него запас устойчивости. При перемещении центра тяжести назад запас устойчивости самолета уменьшается. При определенном положении центра тяжести самолет становится нейтральным. Нейтральный самолет, выведенный из состояния равновесия, не стремится возвратиться в исходный режим полета и приходит в равновесие на новом режиме, отличающемся от исходного.

Если центровка самолета значительно переместится назад, самолет становится неустойчивым. Пилотирование неустойчивого самолета вызывает у летчика повышенную утомляемость, особенно если полет производится в условиях болтанки, так как для возвращения самолета в исходный режим балансировки летчику приходится совершать значительно больше движений штурвалом, чем на устойчивом самолете.

Рассмотрим как сказываются на устойчивости моменты сил, действующих на самолет при различных центровках.

#### 1. Чрезмерно передняя центровка

При чрезмерно передней центровке центр тяжести самолета ЦТ, в котором приложена сила тяжести  $G$ , может оказаться впереди центра давления крыла ЦД, в котором приложена подъемная сила крыла  $Y_{кр}$  (рис. 2). В этом

случае для балансировки самолета, т. е. для равенства моментов относительно поперечной оси самолета, проходящей через ЦТ, необходимо, чтобы подъемная сила горизонтального оперения  $Y_{оп}$  была направлена вниз, так как сила  $Y_{кр}$  создает пикирующий момент. Предположим,

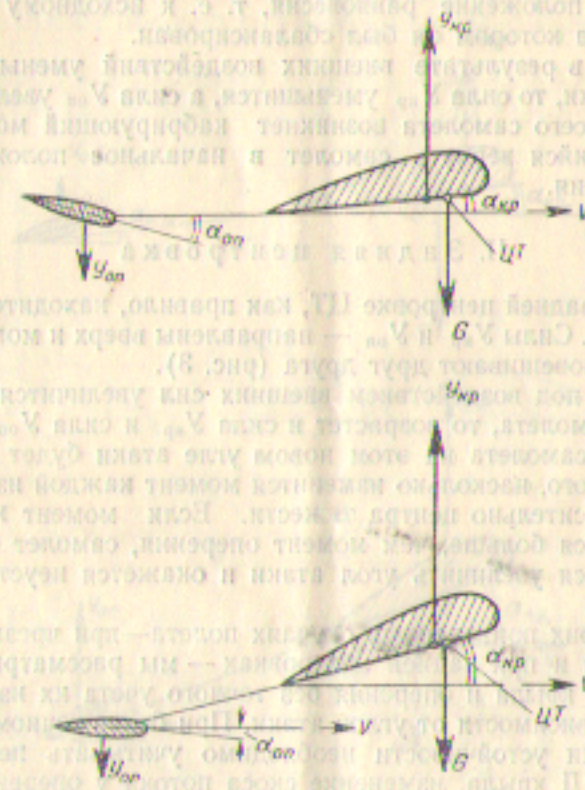


Рис. 2. Изменение моментов крыла и оперения при увеличении угла атаки в случае чрезмерно передней центровки.

При чрезмерно передней центровке после внезапного увеличения угла атаки момент крыла и момент оперения стремятся вернуть самолет на малый угол атаки. Самолет устойчив.

что это достигнуто за счет установки горизонтального оперения под большим отрицательным углом атаки.

Если в результате внешних воздействий (например, порыва ветра) самолет перейдет на больший угол атаки, то на крыле  $Y_{кр}$  увеличится, а на оперении  $Y_{оп}$  уменьшится (так как оперение с большого отрицательного угла



атаки перейдет на малый отрицательный угол). Равновесие моментов нарушится: увеличится пикирующий момент силы  $Y_{кр}$  и уменьшится кабрирующий момент силы  $Y_{оп}$ . Самолет под воздействием изменившихся моментов крыла и оперения будет стремиться возвратиться в начальное положение равновесия, т. е. к исходному углу атаки, на котором он был сбалансирован.

Если в результате внешних воздействий уменьшится угол атаки, то сила  $Y_{кр}$  уменьшится, а сила  $Y_{оп}$  увеличится и у всего самолета возникнет кабрирующий момент, стремящийся вернуть самолет в начальное положение равновесия.

## II. Задняя центровка

При задней центровке ЦТ, как правило, находится позади ЦД. Силы  $Y_{кр}$  и  $Y_{оп}$  — направлены вверх и моменты их уравновешивают друг друга (рис. 3).

Если под воздействием внешних сил увеличится угол атаки самолета, то возрастет и сила  $Y_{кр}$  и сила  $Y_{оп}$ . Поведение самолета на этом новом угле атаки будет зависеть от того, насколько изменится момент каждой из этих сил относительно центра тяжести. Если момент крыла увеличится больше, чем момент оперения, самолет будет стремиться увеличить угол атаки и окажется неустойчивым.

В обоих приведенных случаях полета — при чрезмерно передней и при задней центровках — мы рассматривали моменты крыла и оперения без точного учета их изменения в зависимости от углов атаки. При более точном рассмотрении устойчивости необходимо учитывать перемещение ЦД крыла, изменение схода потока у оперения в результате изменения угла атаки и изменение скорости потока у оперения.

У большинства крыльев, в том числе и у крыла самолета Ан-2, при увеличении угла атаки ЦД перемещается вперед, а при уменьшении угла атаки — назад (рис. 4). В связи с этим плечо силы  $Y_{кр}$  относительно ЦТ самолета с увеличением угла атаки при задней центровке увеличится, а при чрезмерно передней центровке уменьшится. Соответственно при увеличении угла атаки изменится и момент силы  $Y_{кр}$  относительно ЦТ (рис. 5).

Как известно, при образовании подъемной силы на

крыле поток воздуха, обтекающий крыло, изменяет свое направление, скапливаясь вниз.

Угол схода потока за крылом зависит от коэффициента подъемной силы крыла, т. е. от угла атаки. Чем больше угол атаки, тем больше угол схода потока.

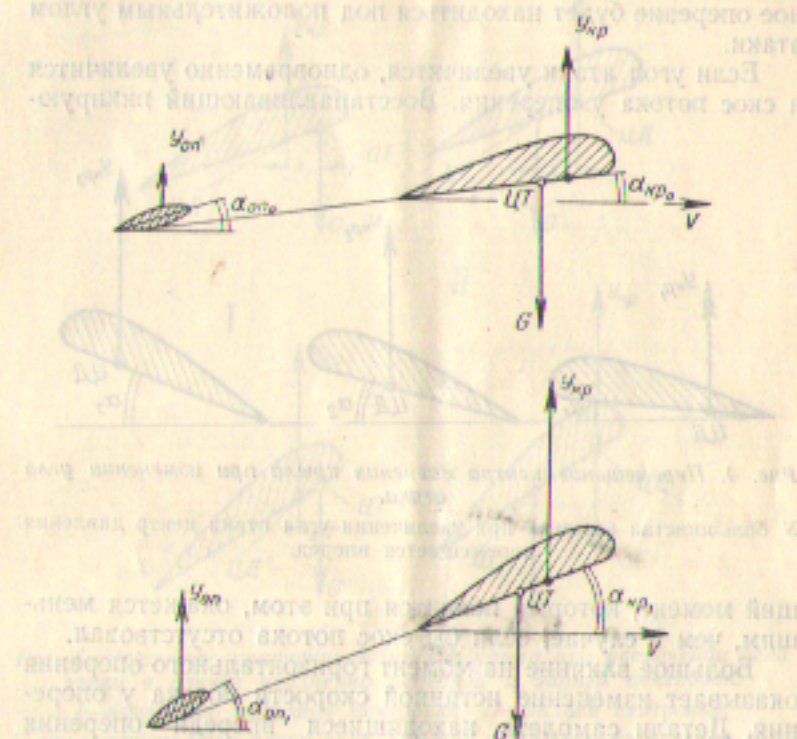


Рис. 3. Изменение моментов крыла и оперения при увеличении угла атаки в случае задней центровки.

При задней центровке после внезапного увеличения угла атаки увеличиваются одновременно и кабрирующий момент крыла и пикирующий момент оперения.

Если при этом момент силы  $Y_{кр}$  окажется больше момента силы  $Y_{оп}$  — самолет будет увеличивать угол атаки, т. е. окажется неустойчивым.

В результате схода потока за крылом горизонтальное оперение самолета уменьшает свой истинный угол атаки, когда он положителен, и увеличивает угол атаки, когда он отрицателен (рис. 6).



Наличие скоса потока за крылом уменьшает восстанавливающий момент горизонтального оперения и, следовательно, ухудшает устойчивость самолета.

Для примера рассмотрим самолет, имеющий значительную заднюю центровку. В этом случае горизонтальное оперение будет находиться под положительным углом атаки.

Если угол атаки увеличится, одновременно увеличится и снос потока у оперения. Восстанавливающий пикирую-

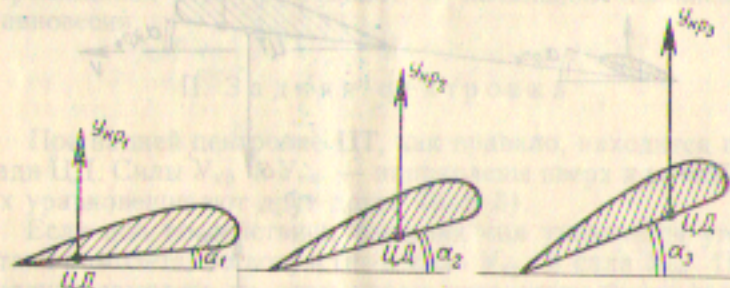


Рис. 4. Перемещение центра давления крыла при изменении угла атаки.

У большинства крыльев при увеличении угла атаки центр давления перемещается вперед.

ший момент, который появится при этом, окажется меньшим, чем в случае, если бы снос потока отсутствовал.

Большое влияние на момент горизонтального оперения оказывает изменение истинной скорости потока у оперения. Детали самолета, находящиеся впереди оперения (крыло, фюзеляж, мотогондола), вызывают торможение скорости у оперения. В связи с этим момент оперения, стремящийся восстановить равновесие, уменьшается.

Торможение скорости у оперения особенно сильно влияет на устойчивость самолета при полете на больших углах атаки, так как торможение при этом значительно увеличивается. В соединении с увеличенным сном потока, торможение скорости может привести к резкому ухудшению устойчивости самолета на малых скоростях полета.

Чтобы уменьшить вредное влияние торможения скорости у оперения на устойчивость самолета, конструкторы всегда стремятся расположить горизонтальное оперение

как можно дальше (по высоте) от потока воздуха, обтекающего крыло самолета.

Для определения влияния центровки и скорости полета на устойчивость самолета Ан-2 рассмотрим баланси-

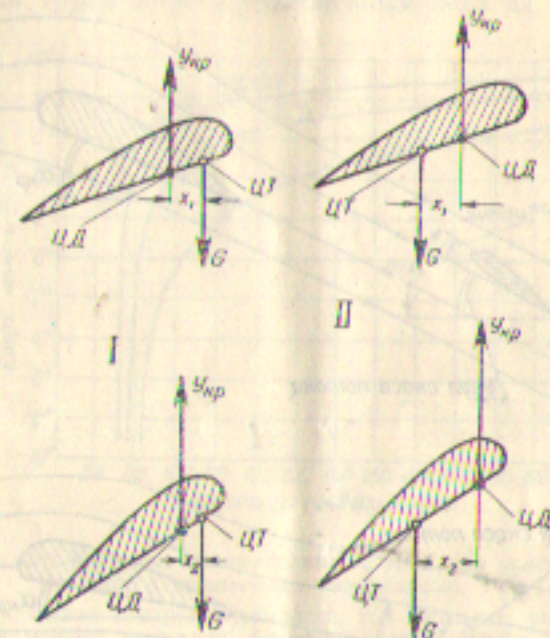


Рис. 5. Различное изменение моментов крыла при увеличении угла атаки в случае чрезмерно передней и задней центровок.

I—чрезмерно передняя центровка; II—задняя центровка.

С увеличением угла атаки сила  $Y_{кр}$  при чрезмерно передней и задней центровках увеличится одинаково, однако плечо относительно ЦТ в первом случае уменьшится, а во втором — увеличится. В результате при одном и том же увеличении угла атаки момент силы  $Y_{кр}$  относительно ЦТ при задней центровке получается больше, чем при передней.

вочные кривые, полученные в результате обработки результатов летных испытаний этого самолета.

На рис. 7 изображены балансирующие кривые самолета Ан-2 с полетным весом 4740 кг, полученные в полете с неотклоненными закрылками на режимах планирования с нулевой тягой воздушного винта (в дальнейшем мы увидим, что режим работы винта весьма существенно влияет на устойчивость).



Как видно из рисунка, балансировочные кривые построены так, что вверх по вертикальной оси отложены углы отклонения руля высоты вниз, а по горизонтальной оси отложена скорость полета по прибору. Балансиро-

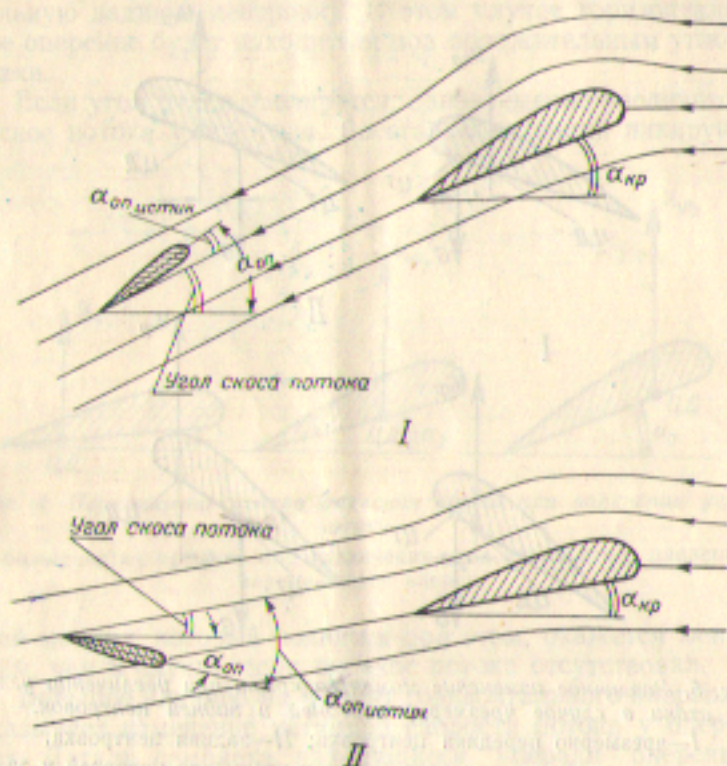


Рис. 6. Изменение истинного угла атаки оперения под воздействием скаса потока за крылом.

I—угол атаки оперения положительный; II—угол атаки оперения—отрицательный.

Скос потока за крылом уменьшает истинный угол атаки оперения, когда оперение находится под положительным углом атаки, и увеличивает угол атаки оперения, когда оно находится под отрицательным углом атаки.

Балансировочные кривые самолета Ан-2 приведены для центровок 25, 30 и 35% САХ (средней аэродинамической хорды крыльев).

При скорости по прибору 110 км/час угол отклонения руля, необходимый для балансировки самолета Ан-2 при

центровке 25% САХ, составляет  $+2^\circ$  (руль отклонен вниз). Представим себе, что самолет самопроизвольно уменьшил угол атаки и скорость по прибору увеличилась до 140 км/час, причем летчик не изменил положения штурвала (руль остался отклоненным вниз на  $2^\circ$ ).

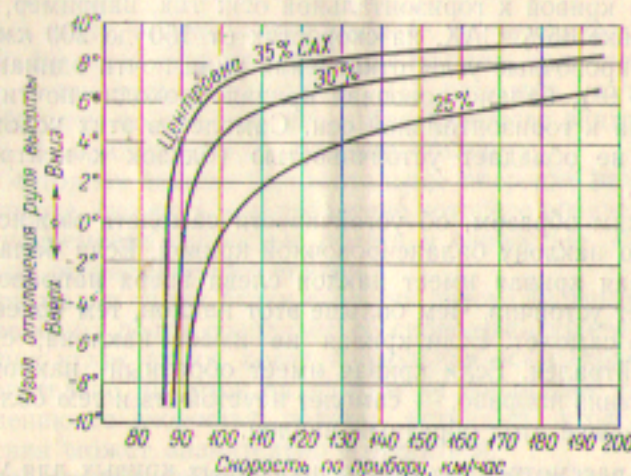


Рис. 7. Балансировочные кривые самолета Ан-2 для условий планирования с различными центровками.

Чем более задняя центровка самолета, тем меньше его устойчивость, тем меньше и наклон балансировочных кривых к горизонтальной оси. С увеличением скорости планирования устойчивость самолета ухудшается.

Как видно из балансировочной кривой для центровки 25% САХ, чтобы сбалансировать самолет на скорости 140 км/час нужно отклонить руль высоты вниз на угол около  $5^\circ$ . Если в этих условиях руль отклонен только на  $2^\circ$ , то у самолета возникнет кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки (уменьшить скорость). Под влиянием этого момента самолет будет стремиться к исходному режиму балансировки (в данном примере—перейти вновь на скорость 110 км/час). Таким образом, в указанных условиях самолет будет устойчивым. Чем больше разность между исходным балансировочным углом отклонения руля и углом отклонения, который необходим для балансировки самолета на новом режиме (в нашем примере, соответственно, 2 и  $5^\circ$ ), тем больше восстанав-



ливающий момент, возвращающий самолет в исходный режим и тем больше степень устойчивости самолета.

Разность между двумя потребными для балансировки углами отклонения руля при переходе самолета с одной скорости на другую определяется наклоном балансирующей кривой к горизонтальной оси: так, например, при центровке 35% САХ, на скоростях от 150 до 200 км/час балансирующие углы отклонения руля почти одинаковы (около  $9^\circ$ ), балансирующая кривая проходит почти без наклона к горизонтальной оси. Самолет в этих условиях почти не обладает устойчивостью (близок к нейтральности).

Таким образом, об устойчивости самолета можно судить по наклону балансирующей кривой. Если балансирующая кривая имеет наклон слева вверх направо, — самолет устойчив. Чем больше этот наклон, тем более устойчив самолет. Если кривая не имеет наклона, самолет нейтрален. Если кривая имеет обратный наклон — слева вниз направо, — самолет неустойчив и тем больше, чем больше этот обратный наклон.

Из рассмотренных балансирующих кривых для условий планирования видно, что наибольшей устойчивостью самолет Ан-2 обладает на малых скоростях. Увеличение скорости планирования уменьшает степень устойчивости самолета: уменьшается она и при перемещении центровки назад.

По балансирующим кривым можно определить максимальные отклонения руля высоты, необходимые для балансировки самолета в установившемся прямолинейном полете. Так, например, наибольшее отклонение руля высоты вниз у самолета Ан-2 в режиме планирования меньше  $10^\circ$ . Наибольшее отклонение руля вверх определяется условиями посадки самолета и в балансирующие кривые не включается, так как балансировка самолета в момент приземления происходит непосредственно у поверхности земли, где устойчивость самолета существенно изменяется. Скол потока у оперения под воздействием земной поверхности уменьшается, в результате чего появляется дополнительный пикирующий момент горизонтального оперения. Поэтому выдерживание самолета до посадочного угла атаки требует значительного отклонения руля высоты вверх. Чем более передняя центровка

у самолета, тем больше потребное отклонение руля при посадке.

### Влияние тяги винта, используемой в полете, на устойчивость самолета

Тяга винта, используемая в полете, значительно влияет на устойчивость. Это влияние определяется наличием момента силы тяги относительно ЦТ самолета, а также воздействием потока воздуха, отбрасываемого винтом, на крыло и горизонтальное оперение самолета.

В моторном полете горизонтальное оперение находится в потоке, скорость и направление которого определяются одновременно скоростью полета и скоростью потока воздуха, отбрасываемого винтом.

При малых углах атаки скорость потока за винтом по направлению почти совпадает со скоростью полета. При больших углах атаки, когда продольная ось самолета, а следовательно, и поток за винтом не совпадают по направлению со скоростью полета, истинный угол атаки оперения может значительно измениться.

При увеличении угла атаки (рис. 8) поток за винтом всегда уменьшает угол атаки оперения и тем самым уменьшает восстанавливающий момент оперения. Таким образом, в моторном полете устойчивость самолета, по сравнению с планированием, ухудшается.

Чем больше мощность мотора, используемая в полете, и чем меньше скорость полета, тем больше тяга винта, тем больше изменяется истинный угол атаки оперения, и, следовательно, тем в большей степени ухудшается устойчивость самолета.

Кроме того, на самолете Ан-2 ухудшение устойчивости в установившемся моторном полете по сравнению с планированием связано с тем, что сила тяги винта приложена ниже центра тяжести самолета и создает кабрирующий момент. Этот момент резко возрастает при увеличении угла атаки крыла, так как с этим связано уменьшение скорости полета, а значит, и увеличение тяги винта (при неизменном положении сектора газа).

Наконец, поток воздуха, отбрасываемый винтом, попадает на крылья самолета и, в известной мере, увеличивает моменты, создаваемые крыльями, так как в этом случае скорость частиц воздуха, обтекающего крылья,



увеличивается. Если момент крыльев относительно центра тяжести был кабрирующим (что соответствует, как мы видели, задней центровке), то обдувка крыльев пото-

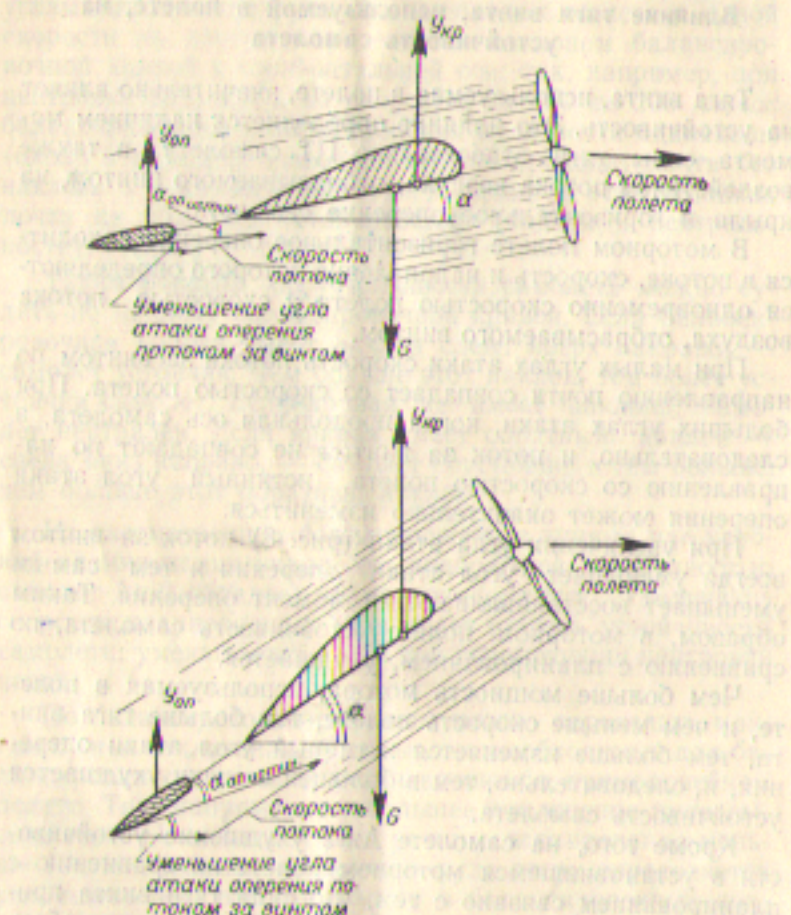


Рис. 8. Изменение истинного угла атаки оперения под воздействием потока воздуха, отбрасываемого винтом.

При увеличении угла атаки поток за винтом уменьшает угол атаки оперения и тем самым уменьшает восстанавливающий пикирующий момент оперения.

ком от винта вызывает дополнительное увеличение кабрирующего момента.

Единственно благоприятным для устойчивости факто-

ром, связанным с работой винта, является увеличение скорости у оперения, вызываемое потоком, отбрасываемым винтом. Это увеличение скорости повышает восстанавливающий момент оперения, однако обычно он не в состоянии компенсировать все перечисленные выше

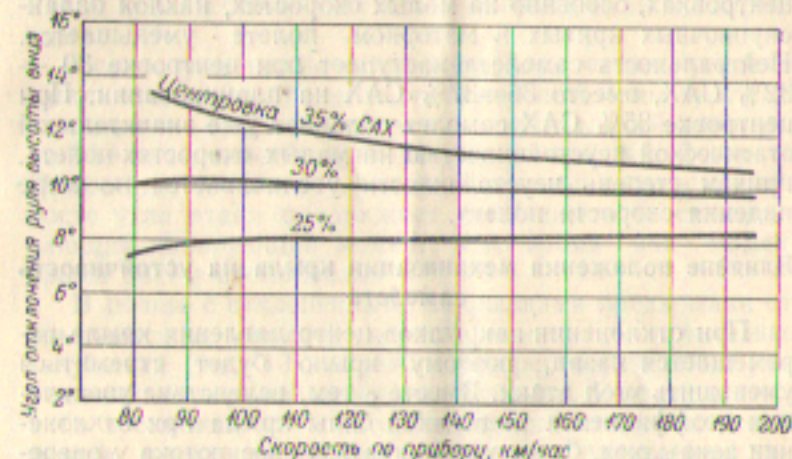


Рис. 9. Балансировочные кривые самолета Ан-2 для условий полета при номинальной мощности мотора с различными центровками.

неблагоприятные воздействия, ухудшающие устойчивость самолета в моторном полете на малых скоростях.

Пользуясь балансировочными кривыми самолета Ан-2 для полета при номинальной мощности на центровках 25, 30 и 35% САХ (рис. 9), рассмотрим, как изменится устойчивость самолета Ан-2 в условиях полета с использованием номинальной мощности мотора по сравнению с планированием при нулевой тяги.

Прежде всего нужно отметить, что для балансировки самолета на той же скорости, что и при планировании, в моторном полете требуется большее отклонение руля вниз (см. рис. 7). Так, например, на скорости 110 км/час самолет балансируется в моторном полете при отклонении руля высоты на 8° при центровке 25% САХ, вместо 2° в планировании. Следовательно, в моторном полете для балансировки самолета необходимо создавать дополнительный пикирующий момент на оперении. Увеличение на 6° отклонения руля высоты вниз на скорости 110 км/час при центровке 25% САХ необходимо, чтобы



предотвратить кабрирование самолета в полете на номинальной мощности.

Помимо увеличения абсолютной величины балансирующих отклонений руля высоты, в моторном полете ухудшается устойчивость самолета. При одних и тех же центровках, особенно на малых скоростях, наклон балансирующих кривых в моторном полете уменьшается. Нейтральность самолета наступает при центровке 30 — 32% САХ, вместо 35—37% САХ на планировании. При центровке 35% САХ самолет обладает уже значительной статической неустойчивостью на малых скоростях полета, причем степень неустойчивости увеличивается по мере падения скорости полета.

#### Влияние положения механизации крыла на устойчивость самолета

При отклонении закрылков центр давления крыла перемещается назад, поэтому крыло будет стремиться уменьшить угол атаки. Вместе с тем, вследствие увеличения коэффициента подъемной силы крыла при отклонении закрылков, будет увеличиваться скос потока у оперения, поэтому на оперении появится дополнительная отрицательная (направленная вниз) подъемная сила. По этой причине у самолета возникнет обратное стремление к кабрированию.

От того, какой из моментов окажется большим — пикирующий момент крыла или кабрирующий момент оперения, — будет зависеть поведение самолета при отклонении закрылков<sup>1</sup>.

На самолете Ан-2 на всех центровках в диапазоне от 20% САХ до 30% САХ отклонение закрылков вызывает у самолета кабрирующий момент, требующий для балансировки дополнительного отклонения руля высоты вниз. Чем более задняя центровка самолета и чем меньше скорость полета, тем больше требуется отклонять руль вниз.

Полет с отклоненными закрылками на той же скорости (при одном и том же значении коэффициента  $C_x$ ), что и с неотклоненными закрылками, происходит при меньшем угле атаки крыла самолета.

<sup>1</sup> В действительности явление еще более осложняется, так как изменение момента оперения зависит еще и от торможения потока у оперения, вызванного отклонением закрылков.

На малых скоростях полета с неотклоненными закрылками, начиная с 110 км/час и до момента открытия предкрылков (100 км/час) при увеличении угла атаки подъемная сила изменяется мало. Это объясняется значительным вихреобразованием на крыле при приближении к критическому углу атаки с прижатыми предкрылками.

Если с уменьшением скорости угол атаки увеличивается при замедленном росте подъемной силы крыла, то на оперении будет появляться дополнительный пикирующий момент, способствующий улучшению устойчивости. Происходит это потому, что горизонтальное оперение при росте угла атаки продолжает увеличивать восстанавливающий пикирующий момент, в то время как момент крыла растет очень мало.

В полете с отклоненными закрылками предкрылки открываются на меньшей скорости, чем при неотклоненных закрылках (рис. 10), вследствие перераспределения разрежений на верхней поверхности крыла. В связи с этим, в то время как на некотором участке малых скоростей полета с неотклоненными закрылками дальнейшее увеличение угла атаки происходит с замедленным нарастанием подъемной силы крыла, подъемная сила крыла с отклоненными закрылками при тех же скоростях полета продолжает равномерно возрастать с увеличением угла атаки.

Так, например, на скорости 110 км/час ( $C_x = 1,2$ ) угол атаки с неотклоненными закрылками равен  $10,5^\circ$ , а с отклоненными —  $2,5^\circ$ . Если увеличить угол атаки на  $5^\circ$  в обоих случаях, то при неотклоненных закрылках  $C_y$  увеличится на 0,3 (т. е. до 1,5), а при отклоненных — на 0,54 (т. е. до 1,74).

При этом подъемная сила оперения возрастет в обоих случаях примерно одинаково.

Так как увеличение подъемной силы крыла сопровождается увеличением кабрирующего момента, особенно на задних центровках, то большой прирост подъемной силы крыла при увеличении угла атаки приводит к большему приросту кабрирующего момента на самолете с отклоненными закрылками, т. е. к ухудшению устойчивости.

Этим объясняется особенность характеристик устойчивости самолета Ан-2 на малых скоростях полета с отклоненными закрылками: начиная от скорости 110 км/час



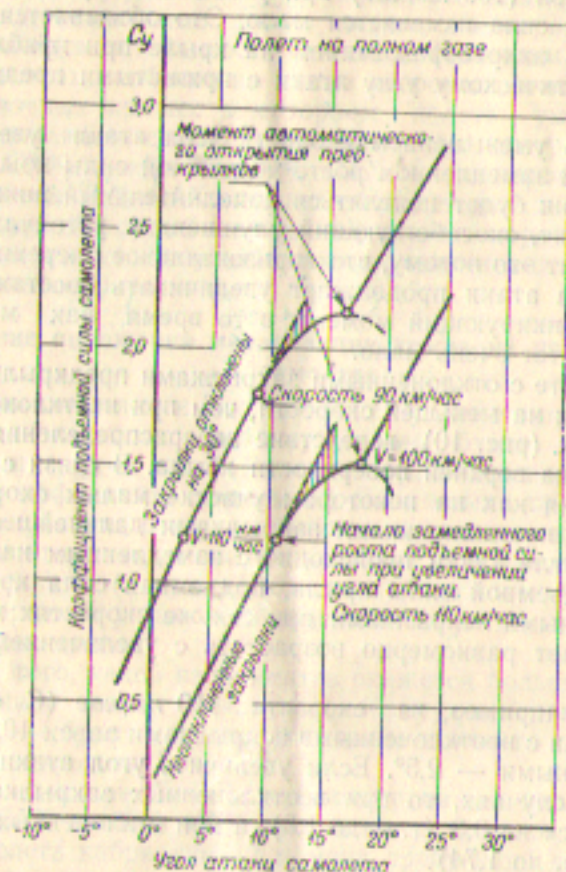


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы самолета Ан-2 от угла атаки при различном использовании механизации крыла. В полете с неотклоненными закрылками, начиная со скорости 110 км/час, увеличение угла атаки сопровождается замедленным ростом подъемной силы. Это явление имеет место в полете с отклоненными закрылками на значительно меньших скоростях — начиная с 90 км/час.

Поэтому в полете на скорости меньше 110 км/час с отклоненными закрылками при одном и том же увеличении угла атаки подъемная сила возрастает больше, чем при неотклоненных закрылках.

устойчивость самолета с отклоненными закрылками заметно ухудшается, по сравнению с полетом при неотклоненных закрылках, и чем более задняя центровка, тем больше влияние закрылков на ухудшение устойчивости.

Следует отметить, что отклонение закрылков ухудшает устойчивость еще и потому, что торможение скорости потока у горизонтального оперения при отклоненных закрылках увеличивается, и, следовательно, уменьшается момент оперения, всегда направленный на поддержание устойчивости.

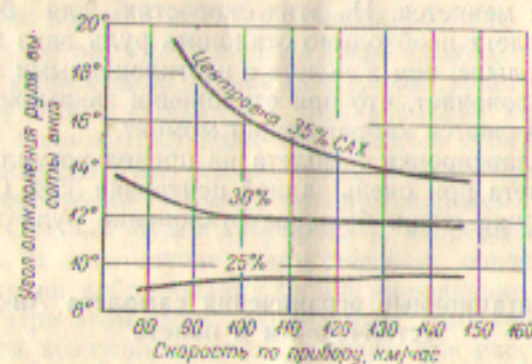


Рис. 11. Балансировочные кривые самолета с закрылками, отклоненными на 30°.

Полет при номинальной мощности мотора с различными центровками.

Самым неблагоприятным для устойчивости и для балансировки самолета является такое сочетание обстоятельств, когда самолет имеет заднюю центровку и полет происходит с отклоненными закрылками на малых скоростях при использовании полного газа. В этом случае дополнительно возникают все факторы, связанные с ухудшением устойчивости и балансировки самолета, которые вызваны работой воздушного винта (увеличенный скос потока у оперения, неблагоприятный момент тяги винта, обдувка крыла потоком от винта). Устойчивость самолета резко ухудшается, а для балансировки его необходимо отклонение руля высоты вниз, близкое к максимально возможному.

Проследим характеристики устойчивости самолета с отклоненными на 30° закрылками по балансировочным



кривым (рис. 11), снятым в полете с использованием номинальной мощности на центровках 25, 30 и 35% САХ, и сравним эти характеристики с условиями полета при неотклоненных закрылках (см. рис. 9).

Сразу обращает внимание резкое увеличение балансирующего отклонения руля высоты на малых скоростях полета при центровках около 35% САХ и неустойчивость самолета в этих случаях полета.

В диапазоне скоростей от 120 км/час и выше степень устойчивости самолета при отклонении закрылков практически не меняется. На этих скоростях для балансировки самолета необходимо отклонять руль вниз примерно на 2° больше, чем в полете с неотклоненными закрылками. Это означает, что при отклонении закрылков у самолета появляется кабрирующий момент.

Для балансировки самолета на предельно-малых скоростях полета при очень задней центровке 35% САХ необходимо уже очень большое отклонение руля вниз — до 20°.

#### Эксплуатационные ограничения самолета Ан-2 по устойчивости в полете

Выше были рассмотрены основные характеристики самолета Ан-2, определяющие его продольную устойчивость в случаях установившихся полетов. Из приведенных материалов видно, что если на относительно больших скоростях полета устойчивость не слишком сильно ухудшается при использовании полной мощности мотора в полете с отклоненными закрылками даже при чрезмерно задних центровках, то на малых скоростях это ухудшение делается весьма резким. Именно поэтому необходимо строго следить за тем, чтобы центровка самолета не была слишком задней. Кроме того, задняя центровка в этом случае полета, вызывая увеличение необходимого для балансировки угла отклонения руля вниз, может привести к потере управляемости. Это может иметь место в том случае, когда необходимое для балансировки отклонение руля превышает максимально-возможное отклонение руля вниз, ограниченное упорами (угол 22,5°).

Предельно-допустимая задняя центровка самолета Ан-2, обеспечивающая достаточную устойчивость в длительном полете, составляет 32% САХ. Наибольшее рекомендуемое отклонение закрылков для всех основных

случаев их использования составляет 30°. Отклонять закрылки на угол 40° разрешается только в отдельных случаях (например, при посадке на ограниченную площадку). Этих ограничений следует строго придерживаться.

Для того чтобы повысить безопасность в непредвиденных случаях полета с задней центровкой, превышающей предельно допустимую (например, на случай самопроизвольного перемещения назад плохо закрепленного груза, ошибки в размещении грузов) на самолетах Ан-2 в 1953 г. увеличено максимальное отклонение руля высоты вниз (раньше этот угол составлял 18°).

Если все же в результате грубых ошибок в загрузке, самолет с чрезмерно задней центровкой будет совершать полет на малых скоростях с отклоненными закрылками, то даже полное отклонение штурвала от себя (т. е. полное отклонение руля высоты вниз) будет недостаточным для балансировки самолета при номинальной мощности мотора. Самолет будет кабрировать, непрерывно снижая скорость. В этом случае единственным средством для прекращения кабрирования будет уменьшение мощности мотора. При этом сразу уменьшится кабрирующий момент тяги воздушного винта, уменьшится скос потока у оперения и уменьшится кабрирующий момент от подъемной силы крыльев вследствие пониженной обдувки их. В результате самолет получит благоприятные условия для балансировки — потребное отклонение руля высоты вниз резко уменьшится.

Резкое ухудшение управляемости при полете на малых скоростях с отклоненными закрылками и с использованием полной мощности мотора может иметь место при взлете или при уходе на второй круг только при недопустимо задней центровке самолета. Поэтому необходимо перед взлетом тщательно проверять правильность размещения и крепления грузов на самолете, а пассажиров предупреждать о недопустимости перехода в заднюю часть кабины во время взлета и посадки самолета.

В горизонтальном полете, когда используется неполная мощность мотора, закрылки убраны, а скорость относительно велика, то даже при чрезмерно задних центровках (значительно больших, чем 32% САХ) угол отклонения руля высоты, необходимый для балансировки самолета, значительно меньше максимально возможного угла, ограниченного упором. Однако в этом случае



предельно-допустимая задняя центровка ограничивается запасом устойчивости самолета, так как в условиях болтанки утомляемость летчика резко повышается.

Если в полете обнаружится, что центровка самолета чрезмерно задняя и принято решение переместить часть груза, следует учитывать, что переход одного человека из пилотской кабины в заднюю часть грузовой кабины для перемещения груза увеличивает центровку, примерно, на 2% САХ и приведет к еще большим трудностям в пилотировании. Поэтому, во время перемещения груза вперед, нужно уменьшить мощность мотора, а если самолет находится в режиме набора высоты — увеличить скорость.

### ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ

Разбег на самолете Ан-2 производится при почти нейтральном положении штурвала, так как самолет во время разбега сохраняет трехточечное положение. В момент отрыва самолет приобретает стремление к кабрированию, поэтому в полете на полном газе на малых скоростях руль высоты должен для балансировки быть отклонен вниз. Чтобы предотвратить переход самолета после отрыва на недопустимо малые скорости и обеспечить нормальное выдерживание, после отрыва следует плавно отжать штурвал от себя.

Выше указывалось, что отклоненные закрылки требуют в полете на самолете Ан-2 большего отклонения руля высоты вниз, т. е. вызывают у самолета дополнительный кабрирующий момент. В связи с этим, при взлете с отклоненными закрылками необходимо более энергично отжимать штурвал от себя после отрыва, чем при взлете с неотклоненными закрылками.

Большее или меньшее стремление самолета к кабрированию непосредственно после отрыва при различном отклонении закрылков обычно оценивается летчиком не по величине перемещения штурвала от себя, необходимой для парирования этого стремления, а по величине ответных нагрузок, которые преодолевает летчик при перемещении штурвала.

В связи с этим интересно отметить одну особенность в управляемости самолета на взлете.

При взлете с неотклоненными закрылками после отрыва самолета требуется относительно небольшое откло-

нение штурвала от себя, однако противодействующие усилия при этом значительны. Наоборот, при взлете с отклоненными закрылками потребное отклонение штурвала от себя увеличивается, но противодействующие усилия становятся меньшими. В связи с этим у летчика создается ложное впечатление, что при взлете с отклоненными закрылками стремление самолета к кабрированию меньше, чем с неотклоненными закрылками.

### ОСОБЕННОСТИ ПОВЕДЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Если для ухода на второй круг из режима планирования энергично дается газ, то самолет получает резкий кабрирующий момент. Это обстоятельство, особенно неприятное при наличии недопустимо задней центровки самолета, объясняется тем, что, во-первых, при даче газа восстанавливающий пикирующий момент оперения значительно снижается из-за уменьшения истинного угла атаки оперения, и во-вторых, из-за того, что ось вращения винта проходит ниже центра тяжести самолета, вследствие чего появляется значительный кабрирующий момент от силы тяги. Кроме того, увеличивается кабрирующий момент крыльев, связанный с обдувкой их потоком за винтом.

Из-за возникновения неуравновешенного кабрирующего момента резко возрастает угол наклона оси самолета к горизонту (угол тангажа). Увеличение угла тангажа происходит одновременно с увеличением угла атаки самолета. Под влиянием увеличенной тяги скорость самолета вначале сохраняется практически неизменной, однако после значительного увеличения угла тангажа и, вместе с ним, угла атаки — сопротивление самолета возрастает настолько, что скорость самолета, несмотря на увеличенную тягу, резко падает. В связи с таким поведением самолета, когда после дачи газа при уходе на второй круг в течение достаточно длительного времени скорость самолета не меняется при значительном возрастании угла тангажа, следует во избежание потери скорости одновременно с дачей газа плавно отжимать штурвал от себя, а контролировать пилотирование самолета, в первую очередь, по положению самолета относительно горизонта.



## ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

|                                                                                    |    |
|------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Продольная балансировка и устойчивость самолета Ан-2 . . .                         | 5  |
| Влияние центровки и угла атаки на устойчивость самолета . . .                      | 8  |
| Влияние тяги винта, используемой в полете, на устойчи-<br>вость самолета . . . . . | 17 |
| Влияние положения механизации крыла на устойчивость<br>самолета . . . . .          | 20 |
| Эксплуатационные ограничения самолета Ан-2 по устой-<br>чивости в полете . . . . . | 24 |
| Особенности управляемости самолета при взлете . . . . .                            | 26 |
| Особенности поведения самолета при уходе на второй круг . .                        | 27 |

Редактор М. П. Мосилевский. Техн. редактор В. Я. Швак.

Г-05710. Подписано к печати 20.7.54 г. Зак. РИО 1078  
Формат 84×108<sup>1</sup>/<sub>32</sub>. Бум. л. 0,44. Печ. л. 1,43.

Зак. 921. Тип. РИО ГУТВФ. Бесплатно.