МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

Бехтир В.П.

Коврижных Е.Н.

ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА М-101Т

Учебное пособие

УВАУ ГА

Ульяновск 2008

ББК О53–014.2я7 + О53–014.3я7
Б55

Бехтир В.П. Особенности устойчивости и управляемости самолета М-101Т: учеб. пособие / В.П. Бехтир, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2008. – 139 с.

Описаны аэродинамические особенности самолета М-101Т, характеристики устойчивости и управляемости самолета, включая поведение самолета на больших углах атаки, сваливание самолета в штопор. Даны рекомендации по выводу самолета из штопора. Рассмотрены особые случаи полета, влияние обледенения, прочность самолета и действующие нагрузки. Дается оценка правильности выполнения полета.

Иллюстративный материал представлен в приложении.

Предназначено для летного персонала, а также может быть рекомендовано курсантам УВАУ ГА.

Печатается по решению Редсовета училища.

© Ульяновск, УВАУ ГА, 2008.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава 1. Равновесие, устойчивость и управляемость 5
§ 1. Оси самолета 5
§ 2. Общие сведения 7
§ 3. Центровка самолета 9
§ 4. Продольное равновесие. 13
§ 5. Продольная устойчивость 16
§ 6. Продольная статическая устойчивость по скорости 20
§ 7. Демпорирующие моменты 22
§ 8. Продольная управляемость самолета 23
§ 9. Балансировочные кривые 27
§ 10. Влияние центровки по хорде
на балансировочную диаграмму. 31
§ 11. Управление самолетом в прямолинейном полете
при разных центрах по хорде 33
§ 12. Особенности продольной устойчивости
и управляемости самолета во втором режиме полета. 37
Глава 2. Боковая устойчивость и управляемость. 39
§ 1. Боковое равновесие самолета 39
§ 2. Поперечная устойчивость самолета 40
§ 3. Реактивный момент 44
§ 4. Гироскопические моменты и их балансировка 44
§ 5. Спиральный заворачивающий момент и его балансировка. 46
§ 6. Заворачивающий момент элеронов 47
§ 7. Поперечная управляемость самолета 48
§ 8. Путевая устойчивость самолета 50
§ 9. Оценка путевой статической устойчивости 51
§ 10. Путевая управляемость самолета 53
§ 11. Особенности боковой устойчивости самолета 56

§ 12. Особенности полета на больших около-
и закритических углах атаки 61
§ 13. Особенности пилотирования самолета
при выходе на большие углы атаки 64
§ 14. Штопор самолета 64
Глава 3. Особые случаи в полете 68
§ 1. Обледенение 68
§ 2. Вынужденные посадки самолета
и методика их выполнения 69
§ 3. Отказ двигателя 72
§ 4. Прочность самолета 75
§ 5. Особенности полета в неспокойном воздухе 78
Глава 4. Виражи и развороты 81
§ 1. Понятие о криволинейном полете
и виды виражей 81
§ 2. Схема сил и уравнение движения
правильного виража. 82
§ 3. Явления, сопровождающие вираж,
и управление самолетом на вираже. 90
§ 4. Контроль выполнения разворота. 92
§ 5. Внешнее скольжение. 97
§ 6. Внутреннее скольжение. 97
§ 7. Характерные ошибки на виражах. 98
§ 8. Спираль 99
Библиографический список 102
Приложение 103

ГЛАВА 1. РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

§ 1. Оси самолета

Движение самолета складывается из двух видов: вращение вокруг центра тяжести и перемещение его центра тяжести в пространстве. Любое вращение самолета относительно центра тяжести можно представить как вращение вокруг трех взаимно перпендикулярных осей *OX*, *OУ* и *OZ*, проходящих через центр тяжести (рис. 1). Эти оси условно жестко связаны с самолетом.

При анализе балансировки, устойчивости и управляемости самолета пользуются связанной системой координат. Она не изменяет своего положения относительно самолета при любых его эволюциях, поэтому анализ поведения самолета упрощается.

За начало системы координат принят центр тяжести (центр масс) самолета. Он является точкой приложения силы веса самолета. Следовательно, момент от силы веса самолета относительно осей координат равен нулю. Моменты от составляющих сил веса относительно центра тяжести взаимно уравновешены. Вращение относительно центра тяжести может быть вызвано лишь внешними силами.

Центр тяжести не изменяет своего положения на твердом теле при изменении положения тела в пространстве, поэтому движение самолета можно рассматривать как движение его центра тяжести, к которому как бы приложены все внешние силы. Под действием моментов внешних сил можно рассматривать вращение самолета относительно центра тяжести.

У самолета, имеющего шесть степеней свободы, любое движение можно разложить на перемещения по трем взаимно перпендикулярным направлениям. Вращение самолета можно заменить вращениями относительно осей выбранной системы координат. В связанной системе координат направление осей обычно выбирают вдоль главных осей инерции, чтобы исключить в

уравнениях движения центробежные моменты инерции и упростить анализ. Оси координат называют осями самолета.

На самолете М-101Т направление главных осей инерции совпадает с положением его геометрических осей (см. рис. 1).

1. Продольная ось *OX* расположена в плоскости симметрии самолета и направлена вперед, параллельно средней аэродинамической хорде или оси фюзеляжа. Момент, стремящийся повернуть самолет относительно оси *OX* (накренить самолет), называется моментом крена и обозначается M_x.

2. Вертикальная ось *OУ* также расположена в плоскости симметрии самолета и направлена вверх перпендикулярно оси *OX*. Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг оси *OУ*, называется моментом рыскания и обозначается M_y.

3. Поперечная ось *OZ* направлена перпендикулярно плоскости симметрии самолета в сторону правого полукрыла. Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг оси *OZ* (изменить угол тангажа), называется продольным, или моментом тангажа, и обозначается M_z.

Момент M_z, увеличивающий угол тангажа ϑ, называется кабрирующим, а противоположный момент – пикирующим.

Согласно правилу «правого винта», действующему в связанной системе координат (если смотреть на самолет с наконечника стрелки), моменты, вращающие самолет против часовой стрелки называются положительными, а моменты, вращающие самолет по часовой стрелке – отрицательными.

Положительными моментами будут: M_z – кабрирующий; M_x – кренящий самолет на правое полукрыло; M_y – разворачивающий самолет влево.

Положительное направление осей *OX*, *OУ* и *OZ* и моментов M_x, M_y и M_z на рис. 1 показано стрелками.

Для парирования внешних возмущающих моментов пилот отклоняет рычаги управления, прикладывая к ним определенные усилия.

§ 2. Общие сведения

Характер движения самолета в пространстве определяется величиной и местом приложения внешних сил. Если сумма действующих сил не равна нулю, то самолет приобретает ускорение в сторону неуравновешенной силы. При наличии неуравновешенного момента (сумма моментов сил не равна нулю) самолет имеет угловое ускорение относительно центра тяжести.

Следовательно, для осуществления равномерного и прямолинейного движения необходимо, чтобы сумма сил и моментов, действующих на самолет, равнялась нулю. В этом случае самолет находится в состоянии динамического равновесия или просто равновесия (горизонтальный полет, снижение, набор высоты).

При изучении движения самолета кроме понятия «равновесие» употребляется более узкое понятие «балансировка». Для балансировки самолета достаточно обеспечить равновесие моментов (сумма моментов, действующих на самолет, равна нулю).

Так, например, при установившемся развороте сумма сил, действующих на самолет, не равна нулю, но сумма их моментов равна нулю. Следовательно, в этом виде полета самолет находится только в состоянии балансировки.

Обычно полет самолета происходит в неспокойном воздухе, где существуют различного направления порывы ветра, которые изменяют величину и точку приложения аэродинамических сил, а значит, и нарушают состояние равновесия. Если без вмешательства пилота самолет будет сохранять равновесие, а нарушенное равновесие восстанавливать, то пилотировать такой самолет будет значительно проще.

Самолет, обладающий этим свойством, называется устойчивым. Следовательно, устойчивость – это способность самолета самостоятельно (без вмешательства пилота) сохранять и восстанавливать заданное равновесие (заданный режим полета). Различают устойчивость статическую и динамическую.

Способность самолета создавать восстанавливающие моменты, т.е. такие, которые стремятся возвратить самолет к заданному равновесию (режиму полета), называется статической устойчивостью.

Из определения видно, что статическая устойчивость не изучает характер возмущенного движения самолета, а только выясняет, какие моменты возникают при нарушении заданного равновесия. Самолет считается статически устойчивым, если при нарушении равновесия возникают такие силы и моменты, которые стремятся вернуть его в прежнее состояние.

Если при нарушении равновесия не возникают восстанавливающие моменты, то такой самолет считается статически нейтральным.

Если же при нарушении равновесия возникают такие силы и моменты, которые стремятся еще дальше увести самолет от равновесного состояния, то в этом случае самолет является статически неустойчивым.

Статическая устойчивость является необходимым условием динамической устойчивости самолета.

Динамическая устойчивость изучает поведение самолета под действием сил и моментов, возникающих как в результате нарушения равновесия, так и в процессе возмущенного движения (движения самолета после прекращения действия возмущения).

Для обеспечения динамической устойчивости в полете самолет должен прежде всего создавать восстанавливающие (стабилизирующие) моменты. Но для обеспечения динамической устойчивости одной статической недостаточно. Самолет будет динамически устойчивым только тогда, когда наряду с восстанавливающими моментами он будет создавать прежде всего демпфирующие моменты. Эти моменты возникают в результате вращения самолета вокруг центра тяжести.

Для уравновешивания самолета в определенном положении, а также для изменения его положения в пространстве необходима управляемость. Под управляемостью самолета понимают его способность изменять свое положение в пространстве при отклонении аэродинамических рулей.

Равновесие, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно осей самолета OX, OY и OZ и называются соответственно поперечными, путевыми и продольными. Так как движения самолета относительно продольной и вертикальной осей тесно связаны между собой, то их изучают совместно и называют боковыми движениями. Учитывая это, равновесие, устойчивость и управляемость делятся на продольные и боковые.

§ 3. Центровка самолета

Равновесие, устойчивость и управляемость могут быть обеспечены только при строго определенных положениях центра тяжести самолета.

Наибольшее значение для обеспечения равновесия, устойчивости и управляемости имеет расположение центра тяжести на средней аэродинамической хорде $b_{\text{САХ}}$.

Положение центра тяжести самолета на средней аэродинамической хорде, выраженное в процентах, считая от ее носка, называется центровкой самолета $X_{\text{Т}}$

$$\overline{X}_{\text{Т}} = \frac{X_{\text{Т}}}{b_{\text{САХ}}} \cdot 100\% \text{ САХ},$$

$$\overline{Y}_{\text{Т}} = \frac{Y_{\text{Т}}}{b_{\text{САХ}}} \cdot 100\% \text{ САХ},$$

где $b_{\text{САХ}}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла;

$X_{\text{Т}}$ – расстояние от носка САХ до ЦТ;

$Y_{\text{Т}}$ – расстояние от ЦТ до САХ (по оси OY).

Для самолета М-101Т $Y_{\text{Т}}$ имеет меньшее значение, чем $X_{\text{Т}}$. Основное значение при рассмотрении устойчивости и управляемости имеет координата $X_{\text{Т}}$.

Теоретическая САХ – это хорда условного прямоугольного крыла, равновеликого по площади крылу данного самолета и эквивалентного ему по своим аэродинамическим силе и моменту. Введение понятия САХ позволяет упростить анализ устойчивости и управляемости самолетов, так как все многообразие крыльев сводится к условному прямоугольному крылу.

Пример нахождения САХ трапециевидного крыла показан на рис. 2. На продолжении концевой хорды крыла $b_{\text{конц}}$ наносят корневую (центральную) хорду $b_{\text{кор}}$, а на продолжении корневой хорды – концевую $b_{\text{конц}}$. Концы отложенных хорд соединяют прямой линией. В точке ее пересечения с осью крыла определяют САХ (см. рис. 2). У самолета М-101Т длина САХ равна 1370 мм.

Основные характерные точки на средней аэродинамической хорде (см. рис. 2):

– центр давления крыла 25 % САХ;

– центровка самолета 10–30 % САХ;

– фокус самолета 40–45 % САХ.

На балансировку, устойчивость и управляемость самолета в основном влияет продольная центровка $X_{\text{Т}}$. Продольная центровка пустого самолета записывается в формуляре. Однако на положение центра тяжести самолета влияют вес и размещение нагрузки. Изменение вертикальной центровки в эксплуатации менее значительно, чем продольной.

Вертикальную центровку при эксплуатации не регламентируют, для продольной центровки установлены пределы 10–30 % САХ (рис. 3).

Расчет центровки при изменившейся нагрузке может быть выполнен методом моментов. Для этого необходимо знать первоначальный вес самолета G, изменение веса самолета ΔG, первоначальную центровку X_T и положение центра тяжести нагрузки относительно исходного размещения центра тяжести l.

Если установить дополнительное оборудование весом ΔG за исходным центром тяжести, то изменение центровки будем иметь:

$$\Delta X_{\text{Т}} = \frac{\Delta G \cdot l}{G + \Delta G}, \text{ или } \Delta X_{\text{Т}} = \frac{\Delta G \cdot l}{b_{\text{САХ}} \cdot (G + \Delta G)} 100\,\%.$$

Зная изменение центровки, получаем новую центровку самолета:

$$X_{\text{Т}_{\text{нов}}} = X_{\text{Т}} \pm \Delta X_{\text{Т}}.$$

Для упрощения расчета центровки и сокращения времени предполетной подготовки разрабатываются центровочные графики. В них даются все сведения по загрузке и центровке самолета (см. РЛЭ).

Принцип построения шкал центровочных графиков основан на методе моментов. При этом рассматриваемые веса и моменты выражены через единичные грузы. Центровка самолета вычисляется для случаев взлета и посадки.

Общие сведения

Максимальная взлетная масса	3270 кг
Максимальная посадочная масса	3160 кг
Максимальное количество заправляемого топлива при плотности 780 кг/м^3	450 кг
Максимальная масса пассажиров с багажом	540 кг

Диапазон допустимых центровок:	
предельно передняя центровка (шасси выпущено)	10 % САХ
предельно задняя центровка (шасси выпущено)	30 % САХ
Максимальное количество пассажирских мест	6
Количество мест пилотов	1…2
Максимальная масса багажа в багажном отделении	65 кг
Максимальная масса груза, размещаемого в пределах швартовочного приспособления в грузовом варианте	550 кг

Масса снаряжения и положение центров масс экипажа и снаряжения

Наименование	*G*, кг	*X*, м
Пилоты		–0,450
Снаряжение основное:		
Масло в баке двигателя	4,0	–2,263
Кислород	2,0	0,050
Снаряжение дополнительное:		
Швартовочное приспособление (удлиненное)	39,0	1,05
Швартовочное приспособление (укороченное)	35,0	0,93
Колодки упорные складные (4 шт.)	1,560	2,238
Приспособление для заземления	1,5	2,238

Пример расчета центровки самолета

Взлетная масса самолета состоит из суммы масс следующих составляющих:

– пустого самолета;

– основного снаряжения;

– дополнительного снаряжения;

– экипажа;

– коммерческой (платной) нагрузки;

– заправляемого топлива.

Пусть масса пустого самолета и его центровка, согласно формуляру, соответственно равны: $G_{пуст} = 2180$ кг, $\overline{\Delta X}_{Т_{пуст}} = 6{,}8$ % САХ.

Масса основного снаряжения	6 кг
Масса дополнительного снаряжения	0 кг
Масса пилота	80 кг
Масса пассажиров	75 · 4 = 300 кг (2 и 3 ряд)
Масса багажа	40 кг
Масса топлива	260 кг
Остаток топлива на посадке	80 кг

Путем суммирования получаем величину взлетной массы самолета $G_{взл} = 2866$ кг и величину посадочной массы $G_{пос} = 2686$ кг. Вычисляем значение:

$$X_{Т_{пуст}} = \frac{\overline{X}_{Тпуст}}{100} \cdot 1{,}373 - 0{,}343 = -0{,}249 .$$

Определяем значение статических моментов нагрузки (GX), их сумму и заносим величины в таблицу. Далее последовательно вычисляем значения:

$X_{Т_{взл}} = -0{,}0615$ м, $\overline{X}_{Т_{взл}} = 20{,}5$ % САХ (шасси выпущено),

$X_{Т_{пос}} = -0{,}0797$ м, $\overline{X}_{Т_{пос}} = 19{,}18$ %САХ (шасси выпущено).

Пример определения центровки самолета по центровочному графику

Данные по самолету $G_{пуст}$ и $\overline{X}_{пуст}$ заносим в таблицу на центровочном графике (прил. 12; здесь и далее ссылки на РЛЭ). Величины нагрузки с учетом ее размещения заносим в крайний левый столбец таблицы и путем суммирования получаем величину взлетной и посадочной массы самолета $G_{взл} = 2866$ кг, $G_{пос} = 2686$ кг.

На номограмме «Масса-центровка» находим точку, соответствующую массе и центровке пустого самолета (т. 1). Из этой точки проводим вертикальную прямую до пересечения с наклонным отрезком в строке первого устанавливаемого элемента нагрузки (пилоты). При этом шкалы основного и дополнительного снаряжения проходим насквозь, так как основное снаряжение не влияет на центровку, а дополнительное снаряжение в нашем примере отсутствует. От полученной точки пересечения отсчитываем влево

по направлению стрелки одно деление, соответствующее массе пилота 80 кг (т. 2). Из полученной т. 2 проводим вертикальную прямую до пересечения с наклонным отрезком следующего установленного элемента нагрузки (пассажиры второго ряда) и отсчитываем вправо по направлению стрелки величину деления, соответствующую массе пассажиров 75 + 75 = 150 кг (т. 3) и т.д., пока не будут учтены все элементы нагрузки.

Из т. 5, соответствующей окончанию получившейся ломаной, проводим вверх к номограмме вертикальную прямую до пересечения с горизонтальной прямой, которой на номограмме соответствует взлетная масса самолета $G_{взл}$ = 2866 кг. По полученной т. 6 пересечения прямых находим взлетную центровку самолета с выпущенным шасси, равную $\overline{X}_{Т_{взл}}$ = 20,5 % САХ.

Для получения посадочной центровки на шкале «Топливо» из т. 4 отсчитываем вправо по направлению стрелки величину деления, соответствующую массе топлива при посадке 80 кг (т. 7). Из полученной точки проводим вверх к номограмме вертикальную прямую до пересечения с горизонтальной прямой, которая на номограмме соответствует посадочной массе самолета $G_{пос}$ = 2686 кг. По полученной т. 8 находим посадочную центровку самолета с выпущенным шасси, равную $\overline{X}_{T_{пос}}$ = 19,18 % САХ.

§ 4. Продольное равновесие

Продольное равновесие – это такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно поперечной оси *OZ* (центра тяжести) равны нулю.

Для самолета М-101Т необходимо выдерживать диапазон центровок 10…30 %.

Пусть самолет совершает равномерный и прямолинейный полет с углом атаки α и скоростью *V* при передней центровке. В этом случае на самолет действуют силы и моменты, показанные на рис. 4, *а*.

Если все силы спроецировать на оси *OX* и *OY* и пренебречь моментом силы тяги *P*, то согласно определению условия равновесия будут выражены в следующем виде:

а) сумма проекций сил на ось *OY* равна нулю, т.е. $\Sigma\, Y = Y_1 - G - Y_2 = 0$.

При этом условии ускорение самолета по оси OY отсутствует, так как силы взаимно уравновешены ($Y_1 = G - Y_2$);

б) сумма проекций сил на ось OX равна нулю, т.е. $\Sigma X = P - X = 0$. При этом условии ускорение самолета по оси OX отсутствует, так как силы взаимноуравновешены ($P = X$);

в) сумма моментов сил относительно оси OZ равна нулю, т.е.

$\Sigma M_z = Y_2X_2 - Y_1X_1 = 0$. Здесь момент горизонтального оперения Y_2X_2 кабрирующий (положительный), а момент крыла Y_1X_1 пикирующий (отрицательный).

При этом условии моменты сил относительно оси OZ взаимно уравновешены, т.е. $Y_2X_2 = Y_1X_1$, и самолет не имеет углового ускорения относительно этой оси.

Следует учитывать, что при полете в практическом диапазоне скоростей на самолете М-101Т, как и на большинстве других самолетов, точка приложения подъемной силы крыла (центр давления крыла) равна примерно 25 % $b_{\text{САХ}}$. Это значит, что подъемная сила крыла располагается на расстоянии 1/4 средней аэродинамической хорды от носка ее (см. рис. 4, *а*).

При наличии сравнительно большей задней центровки ($X_{\text{Т}} > 25$ % САХ) (см. рис. 4, *б*) подъемная сила крыла Y_1 создает кабрирующий момент Y_1X_1. Для обеспечения равновесия моментов в этом случае необходимо, чтобы горизонтальное оперение создавало пикирующий момент. Такой момент создается за счет некоторого отклонения руля высоты вниз. При этом возникает положительная подъемная сила горизонтального оперения Y_2, и ее пикирующий момент равен Y_2X_2. Условия равновесия в этом случае будут выражены следующим образом:

$$\begin{cases} \Sigma Y = Y_1 + Y_2 - G = 0 \\ \Sigma X = P - X = 0 \\ \Sigma M_Z = Y_1X_1 - Y_2X_2 = 0 \end{cases}.$$

Из этих условий вытекает, что $Y_1 + Y_2 = G$; $P = X$; $Y_1X_1 = Y_2X_2$, т.е. самолет находится в состоянии продольного равновесия и выполняет равномерный и прямолинейный горизонтальный полет. При значительном изменении положения центра тяжести назад или вперед момент крыла соответственно кабрирующий или пикирующий может увеличиться настолько, что горизонтальное

оперение даже при полном отклонении руля высоты не будет создавать момента, способного уравновесить момент крыла, а значит, продольное равновесие не будет обеспечено. Следовательно, продольное равновесие можно обеспечить только при определенном диапазоне центровок самолета.

В процессе полета ввиду перетекания воздушного потока из-под крыла на крыло образуется вихревая пелена за крылом, а поток изменяет свое направление, образуя скос потока ε. Поэтому в горизонтальном полете угол атаки горизонтального оперения можно рассчитать по формуле

$$\alpha_{ГО} = \alpha_{КР} + \varphi - \varepsilon,$$

где $\alpha_{ГО}$ – угол атаки горизонтального оперения;

$\alpha_{КР}$ – угол атаки крыла (при полете на скорости наивыгоднейшей, равной 220 км/ч, $\alpha_{КР} = 7°$);

φ – угол установки стабилизатора относительно хорды крыла (у самолета М-101Т $\varphi = -4°30'$);

ε – угол скоса потока за крылом (при полете на скорости 220 км/ч он будет равен $\approx -4°$).

Поэтому при полете на скорости наивыгоднейшей, равной 220 км/ч, угол атаки горизонтального оперения будет равен

$$\alpha_{ГО} = \alpha_{КР} + \varphi - \varepsilon = 7° - 4°30' - 4° = -1°30'.$$

Подъемная сила стабилизатора будет направлена вверх или вниз в зависимости от угла отклонения руля высоты. Она обеспечивает продольную балансировку самолета.

При увеличении режима работы двигателя увеличиваются вертикальная сила P_y и боковая сила P_z. Чем больше скорость полета и угол атаки самолета, тем больше вертикальная и боковая силы, кабрирующий момент M_z. На изменении продольного момента при увеличении режима работы двигателей сказывается увеличение скоса потока за крылом при обтекании им стабилизатора.

При выпущенном шасси за счет его лобового сопротивления возникает пикирующий момент.

§ 5. Продольная устойчивость

Продольная устойчивость – это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное продольное равновесие (заданный режим полета по углу атаки и по скорости). Самолет считается статически устойчивым в продольном отношении, если в результате нарушения продольного равновесия (изменения угла атаки и скорости) возникают восстанавливающие моменты.

При полете в неспокойном воздухе возможны помимо воли пилота как изменение угла атаки, так и скорости полета самолета.

Если случайные возмущения, не вызывая изменения перегрузки, вызовут изменение скорости, то самолет должен без вмешательства пилота стремиться восстановить заданную скорость. Свойство самолета сохранять и восстанавливать заданную скорость полета при постоянной перегрузке называется продольной статической устойчивостью по перегрузке.

Таким образом, продольная устойчивость обеспечивается за счет устойчивости по перегрузке, устойчивости по скорости и продольного демпфирующего момента.

Продольная статическая устойчивость по перегрузке – это способность самолета самостоятельно возвращаться на заданный угол атаки (заданную перегрузку). При изменении углов атаки изменяется давление по крылу самолета, что изменяет величину и точку приложения подъемной силы, а значит и величину аэродинамического момента самолета.

При увеличении угла атаки подъемная сила крыла возрастает и уходит вперед. Но на крыле существует точка, момент относительно которой от подъемной силы крыла не изменяется. Он остается неизменным, потому что, несмотря на рост подъемной силы, уменьшается плечо от подъемной силы крыла до определенной точки А, называемой фокусом. Таким образом, фокус – это точка, момент относительно которой от подъемной силы крыла при изменении угла атаки в диапазоне плавного обтекания остается величиной постоянной.

Если приложить прирост подъемной силы крыла в фокусе, то момент также не изменится.

Пусть самолет выполняет горизонтальный полет, на него действует восходящий порыв ветра, угол атаки самолета увеличивается (рис. 5).

Возникают приращения подъемных сил фюзеляжа $\Delta Y_{ф}$, горизонтального оперения $\Delta Y_{ст}$, крыла самолета $\Delta Y_{кр}$. На крыле существует точка, момент относительно которой от всех этих приращений подъемных сил будет оставаться величиной постоянной. Эта точка называется фокусом. Если условно приложить все эти приращения в этой точке, то момент также не изменится. Поэтому можно дать и другое определение.

Фокусом называется точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки (см. рис. 5).

Фокус профиля прямого трапециевидного крыла и центр давления профиля крыла самолета совпадают. Фокус фюзеляжа смещает его вперед, а фокус киля и стабилизатора – назад и занимает положение (45±2) % САХ.

При выпуске закрылков фокус уходит назад, увеличении скорости – назад, попадании во второй режим – вперед, увеличении высоты – вперед, увеличении режима работы двигателя – вперед, при зажатом управлении – назад.

При расположении центра тяжести самолета в его фокусе прирост подъемной силы не создает восстанавливающего момента, так как M_z ($\Delta Y_с$) = 0 (см. рис. 5, *а*, *б*).

Центровка самолета, соответствующая этому положению центра тяжести, называется нейтральной ($X_п = X_ф$). Самолет при нейтральной центровке находится в состоянии безразличного равновесия, т.е. на границе устойчивости и неустойчивости. Нейтральная центровка самолета М-101Т равна (45±2) % САХ (см. рис. 5, *б*).

При центровках меньше нейтральной (см. рис. 5, *а*) самолет статически устойчив по перегрузке. Действительно, при увеличении угла атаки ($\Delta\alpha > 0$) положительный прирост подъемной силы самолета ($\Delta Y_с > 0$) создает пикирующий момент M_z ($\Delta Y_с$) < 0 относительно центра тяжести, под действием которого самолет стремится уменьшить угол атаки до заданного. Точно так же при уменьшении угла атаки ($\Delta\alpha < 0$) прирост подъемной

силы отрицательный и относительно центра тяжести он создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки самолета до заданного.

Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость самолета по перегрузке (углу атаки), является расположение центра тяжести самолета впереди его фокуса, причем при более передней центровке самолет становится более устойчивым.

Большую роль играет запас устойчивости. Численно он равен запасу центровки, который характеризуется разностью между предельно допустимой задней центровкой самолета в полете и нейтральной (фокусом), так как при большем запасе устойчивости восстанавливающие моменты самолета больше вследствие увеличения плеча относительно центра тяжести.

Предельно допустимая задняя центровка самолета в полете с убранным шасси составляет 30 % САХ, нейтральная равна 45 % САХ. Следовательно, запас устойчивости самолета характеризуется большим запасом центровки: $\Delta X_{\text{Т}} = 45 - 30 = 15$ % САХ.

Таким образом, чем центровка более передняя, тем лучше продольная устойчивость по перегрузке. А центровка предельно задняя 30 % САХ ограничена с точки зрения продольной устойчивости самолета по перегрузке.

Если центровка самолета будет более 45 % САХ, то при действии восходящего порыва ветра прирост подъемной силы, приложенной в фокусе, даст момент кабрирующий (восходящий), который выведет самолет на углы атаки закритические и вызовет сваливание самолета (см. рис. 5, *в*). Самолет при центровке более нейтральной будет неустойчивым по перегрузке.

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки α или коэффициента c_y (рис. 6).

Коэффициент продольного момента m_z обычно определяют опытным путем, испытывая модель самолета в аэродинамической трубе при различных положениях руля высоты и средств механизации крыла, а также при различных центровках. В процессе аэродинамических испытаний модели самолета

измеряют абсолютную величину момента тангажа модели M_z при различных углах атаки. Тогда коэффициент момента тангажа определяется по формуле

$$m_z = \frac{M_z}{S\frac{\rho V^2}{2} b_{\text{САХ}}}.$$

Введем понятие степени (меры) продольной статической устойчивости. Степень продольной статической устойчивости m_z^{α} обычно выражается отношением прироста коэффициента момента тангажа самолета $m_Z = m_{Z2} - m_{Z1}$ к приросту угла атаки $\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1$ или к приросту коэффициента $c_y = c_{y2} - c_{y1}$.

Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа самолета m_z, приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы c_y или на 1° изменения угла атаки самолета.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательная ($m_z^{\alpha} < 0$ или $m_z^{c_y} < 0$), то самолет статически устойчив по углу атаки. Действительно, при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент $m_z < 0$; $m_z^{\alpha} < 0$; $m_z^{c_y} < 0$. Следует обратить внимание на то, что степень продольной статической устойчивости по c_y численно равна запасу центровки, так как

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \left(X_{\text{т}} - X_{\text{Ф}}\right)/b_{\text{САХ}} = \overline{X}_{\text{т}} - \overline{X}_{\text{Ф}} < 0 \text{ – запас центровки.}$$

Следовательно, при большом запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

Ухудшение продольной статической устойчивости на углах атаки, близких к критическому, и появление неустойчивости на углах атаки, больших критического, объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на его концах.

§ 6. Продольная статическая устойчивость по скорости

Под продольной статической устойчивостью по скорости понимается способность самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке без вмешательства пилота.

Из определения следует, что в данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменения скорости полета и угла атаки связаны между собой так, что перегрузка $n_y = Y/G$ в процессе полета остается постоянной.

Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета.

Точнее, на докритических углах атаки и умеренных скоростях при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен уменьшаться, а при уменьшении скорости – увеличиваться (рис. 7).

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \left(X_{\text{Т}} - X_{\Phi}\right) = \overline{X}_{\text{Т}} - \overline{X}_{\Phi} < 0 .$$

При таком характере движения самолета для сохранения устойчивости по скорости необходимо выполнение условия продольной статической устойчивости по перегрузке, т.е. необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательной, иначе говоря, центр масс самолета должен находиться впереди его фокуса.

Для подтверждения этого вывода рассмотрим такой пример.

Пусть в горизонтальном полете ($n_y = \dfrac{Y}{G} = 1$) скорость самолета увеличилась на ΔV, а угол атаки уменьшился на $\Delta\alpha$. При этом следует учесть, что прирост подъемной силы, вызванный уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицателен и приложен в фокусе самолета, а прирост подъемной силы, вызванный увеличением скорости при постоянном угле атаки, положителен и приложен в центре давления самолета ($\Delta Y_V > 0$). Допустим также, что центр давления самолета совпадает с его центром тяжести (см. рис. 7). Необходимо также учесть, что $\Delta Y_\alpha = \Delta Y_V$, так как $n_y = 1$, а значит $Y = G$.

Как следует из рис. 7, продольный момент прироста подъемной силы относительно центра тяжести самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно центра тяжести создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета, т.е. при $\Delta\alpha < 0$ возникает $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ и $\Delta m_z > 0$. Следовательно,

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta\alpha} < 0\,;\; m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = (X_\text{Т} - X_\text{Ф}) = \overline{X}_\text{Т} - \overline{X}_\text{Ф} < 0,$$

что соответствует условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_Z(\Delta Y_\alpha < 0)$, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, благоприятно дополняется неравенством силы лобового сопротивления самолета и силы тяги силовой установки при увеличении скорости полета.

Действительно, при увеличении скорости в полете в первом режиме горизонтального полета сила лобового сопротивления увеличивается, так как $K = c_y / c_x$ уменьшается ($X = P = G/K$), а сила тяги силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается.

Следовательно, сила лобового сопротивления становится больше силы тяги силовой установки ($X > P$), и скорость полета самолета уменьшается.

По мере уменьшения скорости сила лобового сопротивления снижается, а сила тяги при постоянном положении рычагов управления двигателем растет. Когда самолет уменьшит скорость до заданной, $P = X$, $\Delta Y_V = 0$, угол атаки увеличится до заданного (ΔY_α) и его кабрирующий момент $M_z(\Delta Y_\alpha)$ станет равен нулю (действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета). В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается за счет увеличения силы тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетной массе самолета, так как положительный прирост подъемной силы за счет увеличения скорости ($\Delta Y_V > 0$) уравновешивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета ($\Delta Y < 0$) (см. рис. 7).

Рассмотренный случай полета самолета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от скорости полета. Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для увеличения ее пилот должен преодолеть «сопротивление» самолета увеличению скорости (проявление устойчивости по скорости), т.е. для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V + \Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta\delta_в > 0$).

Значит, если самолет устойчив по скорости, то должно выполняться неравенство $\Delta\delta_в/\Delta V > 0$, причем для изменения скорости полета при большой устойчивости по скорости отклонение руля высоты и величины усилий на штурвале будет большим.

§ 7. Демпфирующие моменты

Устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета вокруг центра тяжести самолета.

Для обеспечения продольной устойчивости и управляемости важно учитывать продольные демпфирующие моменты, которые возникают при вращении самолета относительно оси *OZ*. Суммарный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, фюзеляжем и крылом (наибольший – горизонтальным оперением).

Рассмотрим процесс возникновения продольных демпфирующих моментов на примере работы горизонтального оперения (рис. 8).

Допустим, что в установившемся горизонтальном полете появилось вращение самолета в сторону кабрирования с угловой скоростью ω_z. Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает вращательную скорость, вектор которой направлен вертикально и равен $\boldsymbol{X}_{го} \cdot \Delta\boldsymbol{Y}$ ($X_{го}$ – расстояние от центра масс самолета до центра давления горизонтального оперения).

Вектор вращательной скорости $\mathbf{U}_{го}$, суммируясь с вектором истинной скорости $\mathbf{V}_{го}$, вызывает положительный прирост угла атаки $\alpha_{го}$ и подъемной силы $\Delta Y_{го}$. Эта сила, направленная вверх, на плече $X_{го}$ создает пикирующий

демпфирующий момент $\Delta Y_{го} \cdot X_{го}$, препятствующий кабрированию самолета. При большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча $X_{го}$. При отсутствии углового вращения самолета демпфирующие силы и их моменты равны нулю.

Аналогично можно объяснить и возникновение демпфирующих моментов крыла и фюзеляжа, только величина их при той же угловой скорости значительно меньше (см. рис. 8). При полете на высоте с той же приборной скоростью, что и у земли, величина истинной скорости больше, прирост угла атаки и подъемной силы при той же угловой скорости меньше, в связи с чем будут меньшими и демпфирующие моменты. Следовательно, динамическая устойчивость самолета на высоте меньше, чем у земли.

Как следует из рис. 8, демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению самолета. Значит, они препятствуют вращению самолета вокруг оси *OZ*.

Так как нарушенное продольное равновесие самолет обычно восстанавливает, совершая колебания вокруг оси *OZ*, то демпфирующие моменты, направленные в противоположную сторону, содействуют затуханию этих колебаний, т.е. динамическая устойчивость самолета улучшается.

§ 8. Продольная управляемость самолета

Продольная управляемость самолета есть способность самолета изменять угол атаки (режим полета) при отклонении руля высоты.

При отклонении руля высоты изменяется величина подъемной силы горизонтального оперения, которая в свою очередь изменяет величину (возможно и направление) продольного момента оперения относительно центра тяжести самолета.

При изменении момента горизонтального оперения нарушается равновесие продольных моментов крыла и оперения, вследствие чего появляется неуравновешенный (избыточный) момент, который вызывает вращение самолета вокруг поперечной оси, при этом угол атаки самолета изменяется.

Процесс изменения угла атаки при заданном положении руля высоты будет происходить до тех пор, пока избыточный момент, созданный отклонением

руля высоты, станет равным нулю, т.е. момент крыла вновь уравновесится моментом горизонтального оперения.

Рассматривая продольную устойчивость самолета, мы установили, что при всяком нарушении продольного равновесия (в том числе и при отклонении руля высоты) устойчивый самолет способен восстановить его, а неустойчивый этим свойством не обладает.

Следовательно, при отклонении руля высоты на устойчивом самолете угол атаки, изменившись на определенную величину, вновь установится благодаря продольной устойчивости (рис. 9).

При отклонении руля высоты на неустойчивом самолете угол атаки будет изменяться до тех пор, пока пилот противоположным отклонением руля высоты не уравновесит моменты.

Из этого суждения вытекает, что нормальную продольную управляемость можно получить только на устойчивом самолете, и чем самолет устойчивее, тем быстрее он будет восстанавливать равновесие на новом угле атаки. Такой самолет, как говорят, «ходит за рулем». Следовательно, продольная управляемость и продольная устойчивость тесно связаны между собой.

Требования, предъявляемые к продольной управляемости, а также и к управляемости самолета вокруг всех осей, следующие.

1. Управление должно быть легким, но ощутимым, т.е. пилот должен чувствовать отклонение рулей, при этом при больших углах отклонения рулей нагрузки на рычагах управления должны быть большими. Эти нагрузки являются результатом шарнирных моментов рулей, т.е. моментов аэродинамических сил рулей относительно их оси вращения.

2. Рули должны иметь большой запас, т.е. неиспользуемый угол отклонения, во всех режимах полета.

3. Хорошо управляемый самолет при отклонении рулей должен немедленно изменить свое положение в воздухе, причем такое изменение положения должно происходить до тех пор, пока движется руль. Это возможно только при эффективных рулях и хорошей устойчивости самолета.

Продольная управляемость самолета зависит от конструктивной компоновки самолета и его рулей, центровки, угла атаки, скорости полета и высоты

полета самолета (см. рис. 9). Рассмотрим процесс увеличения угла атаки самолета при различной центровке.

Полет при передней центровке (см. рис. 9). Пусть самолет М-101Т выполняет равномерный и прямолинейный горизонтальный полет при передней центровке до 10 %. Пикирующий момент крыла $M_{Z1} = Y_1 \cdot X_1$ уравновешивается кабрирующим моментом горизонтального оперения $M_{Z2} = Y_2 \cdot X_2$. Силы, действующие на самолет, также уравновешены, т.е. $Y_1 = G + Y_2$, а $P = X$.

Для увеличения угла атаки самолета на величину $\Delta\alpha$ отклоним колонку штурвала на себя, тогда руль высоты отклонится вверх на угол $\Delta\delta_{рв}$ (допустим на 2°). Отрицательная подъемная сила горизонтального оперения увеличится на величину ΔY_2 и создаст неуравновешенный (избыточный) кабрирующий момент $M_Z = \Delta Y_2 \cdot X_2$, под действием которого самолет начнет кабрировать. Угол атаки самолета также начнет увеличиваться.

Но дальнейшее поведение самолета будет определяться его продольной устойчивостью. С увеличением угла атаки при вновь заданном положении руля высоты подъемная сила крыла Y_1 и ее пикирующий момент будут увеличиваться, а отрицательная подъемная сила горизонтального оперения $Y_2 + \Delta Y_2$ и ее кабрирующий момент будут уменьшаться.

Увеличение пикирующего момента крыла до величины $(Y_2 + \Delta Y_2)X_1$ и уменьшение кабрирующего момента горизонтального оперения до величины $(Y_2 + \Delta Y_2)\, X_2$ вызывает уменьшение кабрирующего момента самолета.

Наряду с этим при угловой скорости вращения ω_z крыло, фюзеляж и горизонтальное оперение создают демпфирующий момент, который также препятствует дальнейшему увеличению угла атаки. А так как происходит дальнейшее уменьшение кабрирующего момента самолета и рост демпфирующих моментов, угловая скорость вращения ω_z быстро падает, и процесс увеличения угла атаки быстро замедляется. И как только избыточный кабрирующий момент самолета станет равным нулю, демпфирующие моменты исчезнут, и самолет установит новый (больший) угол атаки.

При недостаточной продольной устойчивости для более быстрой балансировки самолета на новом угле атаки пилоту приходится отклонением колонки

штурвала гасить угловую скорость вращения ω_z. Следовательно, при изменении угла атаки приходится делать двойные движения колонкой штурвала.

Управление таким самолетом требует дополнительного внимания. Если же самолет имеет достаточную продольную устойчивость, то при эффективных рулях высоты очень хорошо выполняется требование, предъявляемое к управлению самолета, т.е. при отклонении руля высоты самолет немедленно изменит свое положение.

Под эффективностью руля высоты обычно подразумевают способность руля создавать большие моменты при его отклонениях. Иначе говоря, изменение угла атаки наступает сразу же при отклонении руля высоты и прекращается, как только прекратилось движение руля высоты.

Способность самолета сбалансироваться (уравновеситься) на большем угле атаки определяется его устойчивостью.

1. Если центровка самолета меньше нейтральной, то при значительно большем угле атаки самолет, совершая затухающие колебания, все-таки уравновесится.

2. Если центровка нейтральная или больше нейтральной, то самолет будет продолжать кабрировать до тех пор, пока пилот обратным движением штурвальной колонки не отклонит руль высоты вниз. Тогда вследствие отклонения руля высоты возникнет дополнительный пикирующий момент горизонтального оперения, который уравновесит кабрирующий момент крыла (см. рис. 9).

При неустойчивом равновесии самолета приходится отклонять руль высоты вниз на значительный угол, так как необходимо уравновешивать увеличенный кабрирующий момент крыла. Причем неустойчивый самолет по этой же причине уравновешивается на большем угле атаки и при большем отклонении руля высоты вниз.

Таким образом, при неустойчивом или слабоустойчивом равновесии управлять самолетом приходится двойными движениями колонки штурвала: первое движение делается для изменения угла атаки, второе – для уравновешивания самолета на новом угле атаки.

§ 9. Балансировочные кривые

В каждом режиме полета для балансировки самолета требуется вполне определенный управляющий момент горизонтального оперения. Следовательно, каждому режиму соответствует определенный балансировочный угол отклонения руля высоты. Кривая, связывающая на графике балансировочные углы руля высоты со скоростью полета (углом атаки) самолета называется балансировочной.

Балансировочные графики показывают потребные величины отклонения руля высоты ($\Delta\delta_{рв}$) для обеспечения продольной балансировки самолета при различных скоростях полета, т.е. [$\Delta\delta_{рв} = f(V)$] или углах атаки $\alpha\left[\delta_{рв} = f(\alpha)\right]$

Балансировочными графиками можно также выражать потребные усилия $P_{рв}$ на колонке штурвала, обеспечивающие продольную балансировку самолета на любой скорости полета, т.е. $P_{рв} = f(V)$.

Балансировочные графики строятся на основании летных испытаний самолета или расчетным путем. При испытаниях замеряются угол отклонения руля высоты, потребные усилия для его отклонения и скорость полета, которую устанавливает самолет при данном отклонении руля высоты. Такие данные можно получить и при продувке самолета в аэродинамической трубе.

На основании испытаний составляются таблицы для построения балансировочных графиков, которые строят для различных центровок самолета и в различных режимах полета (горизонтальный полет, набор высоты, снижение). Потребность построения таких графиков вытекает из того, что изменение силы тяги силовой установки или центровки самолета изменяет условие его балансировки.

Для построения балансировочных кривых $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ и $\Delta\delta_{рв} = f(V)$ можно воспользоваться кривыми, выражающими зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки при различных положениях руля высоты, т.е. $m_Z = f(\alpha, \delta_{рв})$ (эти кривые изображены на рис. 6).

Известно, что если самолет сбалансирован при определенной центровке и заданном положении руля высоты, то его продольный момент M_z и коэффициент m_z равны нулю. На графике $m_Z = f(\alpha, \delta_{рв})$ это условие выполняется в

точках пересечения каждой кривой $m_Z = f(\alpha)$ с осью абсцисс, т.е. при балансировочных углах атаки ($\alpha_{сбал}$). Каждому балансировочному углу атаки соответствует кривая $m_Z = f(\alpha)$, указывающая положение руля высоты (см. рис. 6).

Выписав балансировочные углы атаки и соответствующие им положения руля высоты, получим таблицу, на основании которой и строим балансировочную кривую $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ (рис. 10).

Используя кривую $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ или данные таблицы, можно вычислить скорости, соответствующие каждому углу атаки в положении балансировки самолета. Таким образом, для каждой скорости полета находим угол отклонения руля высоты, необходимый для балансировки самолета при заданной центровке. На основании этих данных и строится балансировочный график $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ (см. рис. 10).

Такое расположение кривых $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ и $\Delta\delta_{рв} = f(V)$ по самому принципу их построения говорит о наличии продольной статической устойчивости самолета по перегрузке и по скорости. Этот же вывод можно сделать и непосредственно из самих кривых $\Delta\delta_{рв} = f(\alpha)$ и $\Delta\delta_{рв} = f(V)$. В самом деле, для балансировки самолета на меньшем угле атаки (большей скорости) необходимо отклонить руль высоты вниз, т.е. создать дополнительный пикирующий момент горизонтальным оперением, который уравновесит кабрирующий продольный момент, возникающий при уменьшении угла атаки (увеличении скорости).

На рис. 11 изображены балансировочные кривые $\Delta\delta_{рв} = f(V)$ самолета М-101Т, полученные в результате летных испытаний на высоте 1500 м при центровке 10 и 30 % САХ.

Кривые показывают потребные величины отклонения руля высоты (в градусах) для обеспечения продольной балансировки самолета на каждой скорости. Так, например, для обеспечения продольной балансировки самолета на скорости 100 км/ч при передней центровке расход руля высоты около 0°. А при центровке задней 30 % САХ руль высоты отклонен вниз примерно на 8–10°. Видно, что при увеличении скорости полета самолет поднимает носовую часть фюзеляжа, он устойчив по скорости полета.

При малых скоростях полета и передних центровках расход руля высоты увеличивается, поэтому можно сказать, что центровка предельно передняя

ограничивается с точки зрения продольной управляемости и достаточности руля высоты на взлете и посадке, при уходе на второй круг, при сдвиге ветра.

При уменьшении мощности двигателя до режима малого газа во всем диапазоне центровок на самолет действует пикирующий момент, потому что уменьшаются кабрирующий момент винта и скос потока у горизонтального оперения.

Если дросселирование двигателя произведено на скорости 190 км/ч при центровке 19 % САХ, то для балансировки самолета требуется отклонение штурвала на себя примерно на 8 мм. Чем меньше скорость полета (больше угол атаки), тем большую разбалансировку вызывает изменение режима работы двигателя. На скорости 130 км/ч при центровке 19 % САХ при переходе со взлетного режима на режим малого газа для балансировки самолета необходимо переместить колонку штурвала на себя на 26 мм.

Уборка закрылка вызывает пикирующий момент самолета, потому что скос и торможение потока в области горизонтального оперения уменьшаются значительнее, чем перемещается вперед центр давления крыла.

Уборка закрылка при планировании на режиме малого газа на скорости 150 км/ч при центровке 19 % САХ и выпущенном шасси требует для балансировки самолета перемещения штурвальной колонки на себя дополнительно на 40 мм.

Уборка шасси вновь требует отклонения штурвальной колонки от себя, так как увеличиваются кабрирующий момент от смещения центра тяжести самолета назад и эффективность горизонтального оперения. Пикирующий момент силы сопротивления шасси исчезает.

При рассматриваемых условиях полета для балансировки самолета требуется отклонение штурвальной колонки от себя на 20 мм. Таким образом, на этой скорости самолет с убранными шасси и закрылком балансируется при центровке 19 % САХ не с таким же положением штурвальной колонки, что и в полете с выпущенными шасси и закрылком с отклонением колонки на себя на 60 мм (рис. 12).

Продольная управляемость характеризуется балансировочными кривыми, показывающими величину положения колонки в зависимости от скорости и центровки самолета (см. рис. 12).

Усилия, необходимые для балансировки самолета в зависимости от центровки и скорости, представлены на рис. 13.

Продольная управляемость характеризуется потребным отклонением штурвальной колонки для создания единичной перегрузки $X_B^{n_y}$ и усилием, прикладываемым к штурвальной колонке для создания единичной перегрузки $P_B^{n_y}$.

Для самолета М-101Т величина $X_B^{n_y}$ примерно равна 40 мм на скорости 170 км/ч. Это значит, что для создания перегрузки, равной 1, необходимо переместить штурвал на 40 мм.

Градиент усилия по перегрузке $P_B^{n_y}$ на скорости 190 км/ч примерно равен 30 кг/1 перегр. Это значит, что для получения перегрузки, равной 1, необходимо приложить усилие, равное 30 кг.

Для самолета М-101Т перегрузка максимально допустимая в эксплуатации $n_э^{max}$ равна 3,5. Поэтому, чтобы получить перегрузку 3,5 на скорости 190 км/ч, необходимо приложить усилие к штурвалу $\Delta P = \Delta n_y \cdot 30\text{ кг} = 2{,}5 \cdot 30\text{ кг} = 75\text{ кг}$.

Создать такое усилие пилот практически не может, поэтому вывести маневренный самолет М-101Т на перегрузку более 3,5 единиц практически невозможно.

Величина $P_B^{n_y}$ при передних центровках несколько больше, при задних несколько меньше. Для снятия нагрузки со штурвальной колонки в установившемся режиме полета применяется триммер. Он представляет собой небольшую рулевую поверхность, расположенную на задней кромке руля высоты.

При отклонении триммера его аэродинамический момент уравновешивает шарнирный момент руля высоты. Управление триммером осуществляется с помощью специального штурвала в кабине пилота. В зависимости от направления вращения штурвала триммер отклоняется вверх/вниз.

§ 10. Влияние центровки по хорде на балансировочную диаграмму

На рис. 14 изображена балансировочная диаграмма при различных центровках. Кривая 1 на рисунке показывает, что если центр тяжести самолета находится впереди фокуса, то для обеспечения балансировки самолета на всех углах атаки необходимо с увеличением угла атаки руль высоты отклонять вверх (в отрицательную сторону), ручку брать на себя, а с уменьшением угла атаки руль отклонять вниз (в положительную сторону), ручку давить от себя. Такой характер отклонения руля высоты (действия ручкой управления) для балансировки самолета с изменением режима полета объясняется тем, что при $\overline{X}_T < \overline{X}_F$ с увеличением угла атаки приращение подъемной силы, приложенное в фокусе, даст пикирующий момент, и чтобы его уравновесить, необходимо создавать момент противоположного знака – кабрирующий (равный по величине). Для создания же кабрирующего момента путем отклонения руля высоты требуется последний отклонять вверх.

При центре тяжести, находящемся в фокусе самолета ($\overline{X}_T = \overline{X}_F$), с изменением угла атаки никаких дополнительных моментов не возникает и для балансировки самолета дополнительных отклонений руля высоты не требуется, т.е. руль высоты на всех режимах должен находиться в одном и том же положении. Это показывает кривая 2 на рис. 14.

Когда же центр тяжести находится за фокусом, то для обеспечения балансировки, как показывает кривая 3 на рис. 14, необходимо с увеличением угла атаки руль высоты отклонять вниз (в положительную сторону), ручку давить от себя. Это объясняется тем, что $\overline{X}_T < \overline{X}_F$ приращение подъемной силы, получающееся вследствие увеличения угла атаки и приложенное в фокусе, даст момент кабрирующий. Для балансировки кабрирующего момента необходимо создавать момент пикирующий, а для этого придется отклонить руль высоты вниз. Посмотрим, что будет с балансировочной диаграммой при изменении центровки на величину $\delta\overline{X}_T$, если первоначально $\overline{X}_T = \overline{X}_{T_1} < \overline{X}_F$ (см. рис. 14, кривая 1).

При центровке $\overline{X}_{T_1}$ руль высоты отклонен на каждом режиме (c_y) так, что момент самолета относительно оси OZ_1, проходящей через центр тяжести, равняется нулю.

Силы, действующие на самолет, приложены к центру тяжести (рис. 15, точка 1). Переместив центр тяжести назад на величину $\delta\overline{X}_T$, получим относительно нового положения центра тяжести (см. рис.15, точка 2) дополнительный момент $\delta M_z = \Delta X_T \cdot Y$ в безразмерных величинах $\delta m_z = \Delta X_T \cdot Y$, т.е. положительный момент (кабрирующий) и пропорциональный коэффициенту подъемной силы. Для балансировки этого момента придется путем отклонения руля высоты вниз ($\Delta\delta_в > 0$) создать равный по величине пикирующий (отрицательный) момент. При отклонении руля высоты на угол $\Delta\delta_в$ создается момент горизонтального оперения, равный $m_z^\delta \cdot \Delta\delta_в$, а при изменении центровки на величину $\delta\overline{X}_T$ – равный $\delta\overline{X}_T \cdot c_y$. Сумма этих моментов от изменения центровки и отклонения руля высоты (для балансировки) должна равняться нулю.

Таким образом, изменение центровки самолета по хорде требует для балансировки дополнительного отклонения руля высоты, пропорционального коэффициенту подъемной силы (балансировочная диаграмма при этом поворачивается относительно точки, в которой c_y равен нулю).

При перемещении центра тяжести назад ($\delta\overline{X}_T > 0$) $\Delta\delta_в > 0$, и поворот происходит против часовой стрелки (см. рис. 14, кривая 1а). При перемещении же центра тяжести вперед ($\delta\overline{X}_T$) картина противоположная: $\Delta\delta_в < 0$, и поворот происходит почасовой стрелке (см. рис. 14, кривая 1б). Это получается в силу того, что при перемещении центра тяжести вперед создается момент не кабрирующий, а пикирующий, и для его балансировки необходимо создавать отклонением руля высоты кабрирующий момент.

Проведенный анализ показал, что посредством изменения центровки самолета можно менять наклон балансировочной диаграммы. Чем центровка более задняя, тем меньше отрицательный наклон. Если центр тяжести самолета сместить назад настолько, что он совпадет с фокусом ($\overline{X}_T = \overline{X}_F$), то наклон диаграммы $\delta_в$ по c_y будет равняться нулю (для балансировки самолета на всех углах атаки будет требоваться одно и то же положение руля высоты). У самолета М-101Т положение фокуса $\overline{X}_F$ = 45±2 % САХ. Перемещение центра тяжести самолета за фокус ($\overline{X}_T < \overline{X}_F$) приводит к тому, что наклон балансировочной диаграммы становится положительным (см. рис. 14, кривая 3).

§11. Управление самолетом в прямолинейном полете при разных центровках по хорде

Изложенное в предыдущем параграфе позволяет судить, насколько сильно влияет центровка самолета на балансировочную диаграмму, т.е. на положение руля высоты, потребное для выполнения условия m_z. Положение центра тяжести самолета по отношению к фокусу определяет наклон балансировочной диаграммы:

$$1.\ \overline{X}_T < \overline{X}_F \rightarrow \frac{\Delta\delta_в}{\Delta c_y} < 0;$$

$$2.\ \overline{X}_T = \overline{X}_F \rightarrow \frac{\Delta\delta_в}{\Delta c_y} = 0;$$

$$3.\ \overline{X}_T > \overline{X}_F \rightarrow \frac{\Delta\delta_в}{\Delta c_y} > 0.$$

Для того чтобы балансировать самолет, с увеличением угла атаки нужно в первом случае брать ручку на себя (отклонять руль высоты вверх), во втором случае – ручку не трогать и в третьем случае давить ручку от себя (отклонять руль высоты вниз). Такой характер движения ручки управления необходим для балансировки.

Посмотрим, каким должен быть характер движения ручки управления для изменения режима полета (угла атаки).

Для того чтобы увеличить угол атаки (c_y) при любой центровке самолета, необходимо создать кабрирующий момент, отклонить руль высоты вверх, взять ручку на себя (рис. 16).

Таким образом, если $\overline{X}_T < \overline{X}_F$, то движение ручки для изменения режима и для балансировки на новом режиме совпадают, и для того, чтобы увеличить угол атаки (c_y) и сбалансировать самолет на новом большем угле атаки, нужно взять ручку на себя (см. рис. 16, *1*).

Для ускорения перехода с одного режима на другой приходится сначала брать более интенсивно ручку на себя, а затем по достижении заданного режима (угла атаки) возвратить ее немного обратно в положение, соответствующее равновесию моментов на новом заданном режиме.

Для перехода к полету с меньшим c_y ручка аналогичным образом перемещается от себя.

В случае, когда $\overline{X}_T = \overline{X}_F$ (см. рис. 16, *2*), необходимо, чтобы перейти к полету с большим c_y, взять ручку на себя, а для того, чтобы сбалансировать самолет на новом режиме, ручку нужно оставить в прежнем положении, поэтому после взятия ручки на себя и достижения нового угла атаки ее необходимо вернуть в исходное положение. Движение ручки здесь получается более сложным, и управлять самолетом с такой центровкой труднее.

Еще более трудным получается управление при $\overline{X}_T > \overline{X}_F$. В этом случае движение ручки для изменения режима полета не совпадает с движением ручки для балансировки на новом режиме, является противоположным ему. Для того чтобы увеличить угол атаки (c_y), нужно ручку взять на себя; для того чтобы сбалансировать самолет на новом, большем угле атаки, ручку нужно дать от себя. Поэтому для перехода к полету с большим c_y сначала нужно ручку взять на себя, а затем, по достижении заданного режима (c_y) для балансировки на нем самолета, ручку надо дать от себя, поставить ее в новое положение, перейдя за прежнее положение (см. рис. 16, *3*). Чтобы перейти к полету с меньшим c_y, необходимо дать ручку от себя, а затем, по достижении заданного режима, взять ручку на себя, переведя ее за прежнее положение.

Чем же объясняется такой характер движения ручкой управления при разных центровках?

Такое сложное движение ручкой для управления самолетом с центром тяжести, расположенным за фокусом, объясняется тем, что у этого самолета в результате взятия ручки, например, на себя и создания тем самым кабрирующего момента угол атаки увеличивается, а увеличение угла атаки приводит к приращению подъемной силы, прикладывающейся в фокусе, и созданию, следовательно, дополнительного кабрирующего момента.

Чтобы сбалансировать такой самолет, нужно по достижении желаемого режима уничтожить как кабрирующий момент, созданный отклонением руля высоты (взятием ручки на себя), так и дополнительный кабрирующий момент, получившийся вследствие увеличения угла атаки. Для этого и требуется поставить ручку не только в прежнее положение, но и переместить за него.

Если у самолета $\overline{X}_T = \overline{X}_F$, т.е. если точка приложения приращения подъемной силы совпадает с центром тяжести, то при изменении угла атаки никаких

дополнительных моментов не возникает, и поэтому по достижении заданного режима достаточно ручку поставить в прежнее положение, чтобы уничтожить момент, созданный ее отклонением.

На самолете же с центром тяжести, находящимся впереди фокуса, этого делать не следует, так как с изменением угла атаки возникает момент, противоположный (по знаку) моменту, созданному путем отклонения руля высоты. Поэтому при соответственном перемещении ручки балансировка на новом режиме наступает автоматически.

Следовательно, самолет, имеющий $\overline{X}_T < \overline{X}_F$, прост и удобен в отношении управления (у такого самолета наклон балансировочной диаграммы, как отмечалось выше, отрицательный, что и является показателем простоты управления).

Однако отсюда еще не следует делать вывод, что любой отрицательный наклон диаграммы отклонения руля высоты по c_y будет приемлем. Перемещая центр тяжести самолета вперед, наклон (отрицательный) балансировочной диаграммы мы будем увеличивать (см. рис. 16, *1*).

Увеличение наклона диаграммы $\delta_в$ по c_y свидетельствует о все большем потребном расходе руля высоты для балансировки на всех режимах. И при некоторой слишком передней центровке балансировка самолета вообще будет невозможна на больших углах атаки, так как не хватит рулей даже при полном их отклонении.

В условиях установившегося полета нельзя допускать полного израсходования рулей для балансировки, поскольку этим пилот будет полностью лишен возможности управлять машиной в неустановившемся полете и, в частности, балансировать машину в криволинейном полете, когда требуется дополнительное отклонение руля для балансировки моментов, возникающих вследствие вращения самолета.

Для обеспечения неустановившегося полета необходимо часть возможного отклонения руля высоты оставлять в запас на криволинейность траектории. Поэтому на самолете М-101Т возможное отклонение руля высоты составляет ±25°. Оставив в запасе на криволинейность траектории 10°, получим, что угол предельного отклонения руля высоты в установившемся полете будет ±15°.

Наклон балансировочной диаграммы, как уже отмечалось, зависит от центровки самолета по хорде. Центровка самолета, при которой отрицательный

наклон балансировочной диаграммы является максимально допустимым, называется предельно передней центровкой, ибо дальнейшее перемещение центра тяжести вперед приведет к невозможности сбалансировать самолет на посадке (к нехватке рулей).

Таким образом, у самолета существует предельное переднее положение центра тяжести, за которое переходить нельзя. Оно определятся из условия балансировки самолета на посадке (на посадочном угле атаки) при предельно допустимом для прямолинейного полета отклонении руля высоты.

Малый отрицательный наклон балансировочной диаграммы также нежелателен, так как тогда при небольшом отклонении руля будет сильно изменяться балансировочный угол атаки (c_y).

Принято считать, что абсолютная величина наклона, т.е. производной, на режиме планирования не должна быть менее 0,3 (или $\left|\frac{\Delta\delta_в}{\Delta c_y}\right| \geq 5$). Тогда величина среднего хода ручки при управлении не получается слишком малой. Если эта величина получается меньшая, то надо уменьшить площадь руля, сохраняя прежней площадь всего оперения. Требование $\frac{\Delta\delta_в}{\Delta\alpha} \geq 3$ означает, что при отклонении руля высоты на 1° угол атаки самолета должен измениться не более чем на 3°.

Итак, характер балансировочной диаграммы позволяет судить о характере управления самолетом: требуются ли сравнительно простые или довольно сложные перемещения ручки для перехода с одного режима на другой и возможна ли балансировка самолета во всем диапазоне летных углов атаки.

Одной из важнейших характеристик управляемости балансировочной диаграммы и управляемости самолета является угол наклона балансировочной диаграммы – величина $\frac{\Delta\delta_в}{\Delta\alpha}$ (или $\frac{\Delta\delta_в}{\Delta c_y}$, или $\frac{\Delta\delta_в}{\Delta V}$).

Самолет М-101Т прост в отношении управляемости, так как наклон балансировочной диаграммы отрицателен и величина $\frac{\Delta\delta_в}{\Delta\alpha}$, являющаяся характеристикой управляемости в установившемся полете, находится в пределах от 0,3 до 1 ($\frac{\Delta\delta_в}{\Delta\alpha}$ – в пределах от –5 до –15°).

§ 12. Особенности продольной устойчивости и управляемости самолета во втором режиме полета

Второму режиму полета соответствуют углы атаки, большие экономического ($\alpha_{эк} = 9°$), и скорости, меньше экономической ($V_{эк} = 190$ км/ч). Как видим из определения, полет во втором режиме происходит на больших углах атаки, а это значит, что при полете в неспокойном воздухе самолет вследствие восходящих потоков может оказаться на больших углах атаки (особенно это возможно при запаздывании вмешательства пилота в управление после начала кабрирования). Продольная устойчивость самолета ухудшается, а на углах атаки, близких к критическому, он становится неустойчивым по перегрузке (по углу атаки).

Вторая особенность полета во втором режиме заключается в следующем. Как известно, при выполнении горизонтального полета потребная тяга уравновешивает лобовое сопротивление ($P_{рп} = X$).

При увеличении угла атаки на заданной скорости полета сопротивление самолета возрастает и становится больше силы тяги: самолет начинает терять скорость. Причем, чем больше угол атаки был в полете до начала возмущения, тем больше будет увеличиваться сопротивление самолета и еще быстрее будет уменьшаться скорость полета. С уменьшением скорости уменьшается подъемная сила, и самолет начинает терять высоту. Если пилот, стремясь сохранить высоту, будет отклонять колонку штурвала на себя, угол атаки и сопротивление самолета будут увеличиваться, а скорость полета будет уменьшаться, так как $X > P_{рп}$.

Если во втором режиме произойдет уменьшение угла атаки, то сопротивление самолета на данной скорости полета уменьшится и станет меньше силы тяги. Самолет за счет избытка тяги будет продолжать увеличивать скорость. Следовательно, самолет во втором режиме полета неустойчив по скорости.

Учитывая эту особенность полета во втором режиме, следует обратить внимание на то, что более опасным будет полет на заданной высоте в случае уменьшения скорости, так как самолет, теряя скорость, оказывается на больших углах атаки, особенно при неправильных действиях пилота.

При выходе на большие углы атаки на малой скорости самолет становится неустойчивым как по скорости, так и по перегрузке (по углу атаки). Если полет становится неустойчивым по скорости и углу атаки, то такой полет требует большого внимания со стороны пилота, требуются правильные движения штурвальной колонкой и своевременное изменение силы тяги двигателя, чтобы не допустить изменения скорости полета, угла атаки самолета и высоты.

Особую опасность такой полет представляет на предельно допустимых высотах в неспокойном воздухе, так как при этом избыток тяги небольшой и сохранять равновесие самолета тяжело, а при мощных порывах ветра почти невозможно.

На больших высотах полета самолет становится на всем диапазоне скоростей менее устойчивым.

Во-первых, при полете на одной и той же истинной скорости (приборная скорость меньше) на высоте горизонтальный полет происходит на больших углах атаки, поэтому самолет менее устойчив.

Во-вторых, в результате уменьшения плотности воздуха при том же изменении угла атаки, вызванном внешними силами, восстанавливающие и демпфирующие моменты самолета значительно меньшие, так как их величина определяется величиной изменения аэродинамических сил, которые находятся в прямой зависимости от плотности воздуха.

Следовательно, при всяком изменении угла атаки на большей высоте процесс затухания продольных колебаний более длительный.

ГЛАВА 2. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

§ 1. Боковое равновесие самолета

Боковое равновесие – это такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно продольной (OX) и вертикальной осей (OY) равна нулю. Боковое равновесие можно представить как совокупность поперечного и путевого равновесия. Относительно продольной оси OX его называют поперечным, а относительной вертикальной оси OY – путевым.

Рассмотрим условия, обеспечивающие боковое равновесие. Пусть самолет совершает равномерный и прямолинейный горизонтальный полет с углом атаки α и скоростью V. В этом случае на самолет действуют силы и моменты, показанные на рис. 17, 18.

Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OY и сумма их моментов относительно OX равнялась нулю, т.е. $\Sigma\, Y = Y_{пр} + Y_{л} - G$ и $\Sigma\, M_x = Y_{пр} \cdot Z_{пр} - Y_{л} \cdot Z_{л}$.

Эти условия будут выполняться, если $Y_{пр} + Y_{л} = G$ и $Y_{пр} \cdot Z_{пр} = Y_{л} \cdot Z_{л}$ (см. рис. 17).

Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OX и сумма их моментов относительно оси OY равнялась нулю, т.е. $\Sigma X = P - X_{л} - X_{пр}$ и $\Sigma\, M_y = X_{л} \cdot Z_{л} - X_{пр} \cdot Z_{пр} = 0$.

Эти условия будут выполняться, если $P = X_{л} + X_{пр}$ и $X_{пр} \cdot Z_{пр} = X_{л} \cdot Z_{л}$ (см. рис. 18).

На самолете М-101Т – винт правого вращения (в противоположную сторону действует момент реактивный, который кренит самолет на левое полукрыло). Это требует для уравновешивания самолета некоторого отклонения элеронов (рис. 19). За счет обдувки киля винтом левого вращения также возникает момент, который уравновешивается рулем направления (рис. 20).

Если будут одновременно обеспечены все условия поперечного и путевого равновесия, то самолет в этом случае будет находиться в состоянии бокового равновесия.

§ 2. Поперечная устойчивость самолета

Боковая устойчивость – это способность самолета самостоятельно (без вмешательства пилота) сохранять и восстанавливать заданное боковое равновесие в полете.

Для обеспечения боковой устойчивости необходимо, прежде всего, обеспечить статическую поперечную и путевую устойчивость и выдержать определенное соотношение между ними. Поперечная и путевая статическая устойчивости рассматривают соответственно моменты крена (M_x) и моменты рыскания (M_y), возникающие при наличии угла крена γ и угла скольжения самолета β. Если при появлении угла крена и скольжения возникают такие моменты (M_x и M_y), которые стремятся восстановить заданное боковое равновесие (поперечное и путевое), то самолет будет статически устойчивым в боковом (поперечном и путевом) отношении.

Вначале рассмотрим возникновение восстанавливающих моментов крена самолета M_x при появлении угла крена γ (рис. 21).

Допустим, что в полете появился правый крен самолета под действием восходящего порыва на левое полукрыло. Составляющая силы веса $G_2 = G \cdot \sin\gamma$ вызывает ускорение в сторону опущенного полукрыла. Вследствие этого появляется боковая скорость V_z, которая, складываясь со скоростью полета V_x, вызывает скольжение самолета в сторону крена (на правое полукрыло).

В результате скольжения подъемная сила правого полукрыла увеличивается на величину $\Delta Y_{\text{пр}}$, а левого полукрыла уменьшается на величину $\Delta Y_{\text{л}}$ (левое полукрыло затенено фюзеляжем), это дает восстанавливающий момент M_x.

В процессе вращения самолета относительно оси OX с угловой скоростью ω_x возникает поперечный демпфирующий момент крыла. Это дает увеличение угла атаки опускающегося полукрыла на величину $\Delta\alpha = \dfrac{\omega_x \cdot Z}{V}$ и уменьшение угла атаки поднимающегося полукрыла на величину $\Delta\alpha = \dfrac{\omega_x \cdot Z}{V}$ (см. рис. 21).

Поперечный демпфирующий момент существует в процессе вращения самолета, т.е. при наличии угловой скорости ω_x.

Киль самолета перемещается при вращении вправо, поток набегает на него по составляющей V_1, возникает демпфирующая сила $Z_к$, которая относительно продольной оси создает восстанавливающий момент (см. рис. 21).

Но общий восстанавливающий момент получается слишком малым, самолет медленно устраняет крен и медленно возвращается на исходный режим полета. Поэтому для увеличения поперечного восстанавливающего момента и улучшения поперечной устойчивости крыло самолета М-101Т имеет поперечное V (по линии 1/4 хорд) 5°. За счет положительного поперечного V крыла поток при скольжении самолета на правое полукрыло (см. рис. 21) раскладывается на составляющие V_1 и V_2. При положительном поперечном V составляющая V_2 увеличивает угол атаки правого полукрыла на величину $+\Delta\alpha = \frac{V_2}{V_\beta} \cdot 57°$, а у левого полукрыла составляющая V_2 уменьшает угол атаки на величину $-\Delta\alpha = \frac{V_2}{V_\beta} \cdot 57°$.

Такое дополнительное увеличение угла атаки правого полукрыла и уменьшение угла атаки левого полукрыла при скольжении в свою очередь дополнительно увеличивает восстанавливающий момент и помогает самолету вернуться на исходный режим полета.

Таким образом, поперечная устойчивость самолета М-101Т обеспечивается за счет:

1) скольжения самолета, дающего разницу обтекания полукрыльев;

2) поперечного демпфирующего момента крыла, возникающего в процессе вращения самолета;

3) демпфирующего момента киля;

4) поперечного V крыла, равного 5°.

Для оценки поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента крена самолета m_x от угла скольжения β, т.е. $m_x = f(\beta)$.

Коэффициент момента крена самолета m_x вычисляется по формуле

$$m_x = \frac{M_x}{S\frac{qV^2}{2}l},$$

где l – размах крыла;

M_x – момент крена самолета, который обычно определяется опытным путем при различных углах скольжения самолета β.

Изменение коэффициента m_x по углу скольжения β для статически устойчивого самолета в поперечном отношении показано на рис. 22 (кривая 1). Имея графики зависимости коэффициента m_x по углу скольжения β, т.е. $[m_x = f(\beta)]$, можно дать характеристику статической устойчивости самолета.

Наклон кривой $m_x = f(\beta)$ характеризует степень поперечной статической устойчивости самолета. Степень поперечной статической устойчивости m_x^β выражается отношением прироста коэффициента момента крена самолета Δm_x к приросту угла скольжения $\Delta\beta$, т.е. $m_x^\beta = \Delta m_x / \Delta\beta$.

Из определения следует, что степень поперечной статической устойчивости m_x^β характеризует величину изменения коэффициента момента крена m_x, приходящуюся на 1° изменения угла скольжения самолета.

Определим степень поперечной статической устойчивости самолета при угле скольжения β = 0 (см. рис. 22, кривая 1). Для этого на оси $O\beta$ выберем два угла скольжения: $\beta_1 = 0$ и $\beta_2 > 0$ (скольжение самолета на правое полукрыло), которым соответствуют коэффициенты $m_{x1} = 0$ и $m_{x2} < 0$.

По этим значениям определим:

а) прирост угла скольжения $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1 = \beta_2 > 0$ (положительный);

б) прирост коэффициента момента крена $\Delta m_x = m_{x2} - m_{x1} = m_{x2} < 0$.

Разделив $\Delta m_x < 0$ на $\Delta\beta > 0$, получим степень поперечной статической устойчивости самолета $m_x^\beta = \frac{\Delta m_x}{\Delta\beta} = \frac{m_{x2} - m_{x1}}{\beta_2 - \beta_1} < 0$ (отрицательную).

Если степень поперечной статической устойчивости отрицательная, то самолет статически устойчив в поперечном отношении. Действительно, при появлении крена и угла скольжения, например, на правое полукрыло ($\Delta\beta > 0$) у устойчивого самолета появляется момент M_x, стремящийся вывести самолет из крена. Этот момент, согласно ранее введенному обозначению (см. рис. 22), отрицательный, а значит и Δm_x. Следовательно, степень поперечной статической устойчивости отрицательная, т.е. $m_x < 0$.

Если степень поперечной статической устойчивости равна нулю ($m_x^\beta = \dfrac{\Delta m_x}{\Delta\beta} = 0$), то самолет имеет безразличное поперечное равновесие, т.е. при появлении крена и скольжения восстанавливающий поперечный момент M_x не возникает, и $\Delta m_x = 0$ (кривая $m_x = f(\beta)$ в этом случае имеет горизонтальное расположение по оси $O\beta$).

При положительной степени продольной статической устойчивости ($m_x^\beta = \dfrac{\Delta m_x}{\Delta\beta} > 0$) самолет статически неустойчив в поперечном отношении (см. рис. 22). В этом случае при появлении и крена и скольжения, допустим, на правое полукрыло ($\Delta\beta > 0$) возникает положительный поперечный момент ($\Delta m_x > 0$), под действием которого самолет будет стремиться и дальше увеличивать угол крена и скольжения на это полукрыло.

Таким образом, необходимым условием поперечной устойчивости самолета является наличие отрицательной степени поперечной устойчивости ($m_x^\beta = \dfrac{\Delta m_x}{\Delta\beta} < 0$).

Если бы на самолете М-101Т крыло не имело поперечного V, то самолет был бы недостаточно устойчив в поперечном отношении (см. рис. 22, кривая *3*).

При увеличении поперечного V до 10° поперечная устойчивость была бы лишней (см. рис. 22, кривая *2*).

§ 3. Реактивный момент

На самолет относительно продольной оси действуют: момент реакции от вращения винта, момент от боковой силы винта при несимметричном обтекании, момент от вертикальной силы винта при несимметричном обтекании, аэродинамический момент (рис. 23).

Реактивный момент винта действует в сторону, противоположную вращению винта. На самолете М-101Т, имеющем двигатель правого вращения, реактивный момент стремится накренить самолет влево. Чем больше режим работы двигателей, тем больше реактивный момент ($M_P = \frac{N}{\omega}$). Закрутка винтом воздушного потока вызывает появление боковых сил на фюзеляже и оперении.

Однако величина аэродинамического момента самолета от несимметричной обдувки планера винтом существенно меньше, чем реактивный момент винта. Незначителен и момент от боковой силы винта (при малой децентрации можно пренебречь им).

Управляющим моментом относительно продольной оси в большинстве случаев является аэродинамический момент самолета M_x. Изменение его величины достигается отклонением элеронов или руля направления. Уравновешивание избыточного реактивного момента винта осуществляется с помощью элеронов (см. рис. 19).

§ 4. Гироскопические моменты и их балансировка

На самолете М-101Т стоит турбовинтовой двигатель с винтом левого вращения. При вращении самолета вокруг осей OY_1 и OZ_1 будут возникать так называемые гироскопические моменты. При вращении самолета вокруг оси OY_1 возникает продольный гироскопический момент относительно оси OZ_1 ($M_{z\text{гир}}$), а при вращении самолета вокруг оси OZ_1 возникает заворачивающий гироскопический момент относительно оси OY_1 ($M_{y\text{гир}}$).

Гироскопические моменты подсчитываются по следующим формулам, известным из механики:

$$M_{z_{\text{гир}}} = J_{\text{р}} \cdot \omega_{\text{р}} \cdot \omega_y, \; M_{y_{\text{гир}}} = J_{\text{р}} \cdot \omega_{\text{р}} \cdot \omega_z,$$

где $J_{\text{р}}$ – момент инерции ротора ТРД (или воздушного винта) относительно его собственной оси вращения;

$\omega_{\text{р}}$ – скорость вращения воздушного винта.

Направление (знак) гироскопического момента определяется с помощью следующего правила: под действием гироскопического момента самолет стремится совместить ось движения с вектором собственной угловой скорости ω.

Можно также пользоваться вторым правилом (предложенным Г.С. Васильевым), изображенным на рис. 24. На нем направление вращения вала и винта показано окружностью с направляющей стрелкой, а направление вращения самолета – прямолинейной стрелкой, исходящей из центра окружности. Тогда продолжение стрелки вращения по касательной к окружности в месте пересечения ее со стрелкой, исходящей из центра, покажет направление перемещения самолета под действием гироскопического момента, если наблюдать его перемещение из кабины пилота.

На рис. 24 приведен случай правого вращения винта самолета М-101Т. Наличие гироскопического момента при движении самолета по криволинейной траектории может привести к неприятным последствиям, если его не сбалансировать.

Например, несбалансировка его на выходе из пикирования может при определенных условиях приводить к невыходу из пикирования.

На выходе из пикирования (ω_z) гироскопический момент при правом вращении винта стремится развернуть самолет вправо для его балансировки, при взятии ручки на себя, необходимо отклонить правую педаль.

Гироскопические моменты требуют дополнительного расхода рулей для их балансировки, и выполнение одних маневров затрудняют, а других – облегчают.

§ 5. Спиральный заворачивающий момент и его балансировка

При вращении самолета вокруг оси *OX* возникает момент относительно оси *OY*, который называется спиральным заворачивающим моментом. Он является одной из причин скольжения самолета.

Изменение углов атаки опускающегося и поднимающегося полукрыльев, вызванное вращением самолета вокруг оси *OX*, приводит к изменению не только подъемных сил полукрыльев, но и их тангенциальных сил (см. рис. 23). У опускающегося полукрыла из-за увеличения угла атаки тангенциальная сила получает отрицательный прирост, направленный вперед (см. рис. 23), а у поднимающегося полукрыла из-за уменьшения угла атаки – положительный прирост, направленный назад. Разность этих сил ΔX, возникающих как проекция подъемной силы на продольную ось самолета, дает разворачивающий момент, стремящийся создать скольжение на опускающееся полукрыло.

Возникновение спирального заворачивающего момента может быть объяснено поворотом подъемной силы из-за изменения угла атаки. Если $\omega_x > 0$ и самолет накреняется на правое полукрыло, то к правому полукрылу поток подходит под увеличенным углом атаки, а к левому – под уменьшенным. Подъемная сила перпендикулярна набегающему потоку, а так как поток повернулся на угол $\delta\alpha = \dfrac{\omega_x \cdot Z}{V}$, то и подъемная сила повернется (наклонится) на этот угол у правого полукрыла вперед, а у левого полукрыла – назад (см. рис. 23).

Вследствие наклона подъемной силы правого полукрыла вперед образуется сила $\delta X_{\text{п}} \approx -Y_{\text{опуск}} \cdot \delta\alpha$, направленная вперед, а вследствие наклона подъемной силы левого полукрыла назад – составляющая $\delta X_{\text{л}} \approx -Y_{\text{под}} \cdot \delta\alpha$, направленная назад. Эти составляющие δX дают момент относительно оси *OY*, в данном случае положительный $(M_{y_{\text{спир}}})$. Положительный заворачивающий момент поворачивает самолет влево и способствует образованию скольжения на правое полукрыло. Получается, что накренение самолета в ту или другую сторону вызывает поворот его в противоположную сторону, а то и другое создает скольжение на опускающееся полукрыло.

Скольжение на опускающееся полукрыло у устойчивого в поперечном отношении самолета дает поперечный момент, направленный против вращения, это затрудняет накренение самолета и получается, что эффективность элеронов снижается. Поэтому скольжение на опускающееся полукрыло – нежелательное явление, а спиральный заворачивающий момент, усиливающий это скольжение, – нежелательный момент.

Нежелательный эффект от спирального заворачивающего момента целесообразно устранить. Это может быть сделано путем отклонения руля направления (отклонением педали). Поскольку при накренении на правое полукрыло (когда $\omega_x > 0$) возникает положительный спиральный заворачивающий момент ($M_{y_{\text{спир}}}$), то для его балансировки потребуется создать рулем направления отрицательный момент. Это может быть сделано путем отклонения руля направления вправо (отклонением правой педали).

Таким образом, для накренения самолета (перехода в вираж) необходимо одновременно давать ручку и отклонять педаль в сторону желаемого крена (виража). Ручка при этом дается для создания угловой скорости, а торможение – для балансировки спирального заворачивающего момента, вызванного угловой скоростью, и устранения скольжения на опускающееся полукрыло.

§ 6. Заворачивающий момент элеронов

Эффект отклонения элеронов сводится к изменению угла атаки крыла в месте расположения элеронов. У крыла с опущенным элероном угол атаки увеличивается, а у крыла с поднятым элероном – уменьшается, если считать, что хорда крыла соединяет его переднюю кромку с задней кромкой отклоненного элерона, и угол атаки считать между этой хордой и направлением полета крыла. Изменение углов атаки приводит к изменению аэродинамических сил, и, соответственно, у крыла с увеличенным углом атаки, т.е. с опущенным элероном, – в сторону уменьшения ($\delta X_1 < 0$), а у крыла с уменьшенным углом атаки, т.е. с поднятым элероном, – в сторону увеличения ($\delta X_1 = 0$). Такое изменение сил при даче ручки вправо (ω_x) (рис. 25) дает отрицательный заворачивающий момент ($M_{y_Э}$), который поворачивает самолет в сторону накренения и создает скольжение на поднимающееся полукрыло.

У устойчивого самолета скольжение на поднимающееся полукрыло вызывает благоприятный поперечный момент, совпадающий по знаку с поперечным моментом элеронов, т.е. способствует накренению, увеличивающему эффективность элеронов.

Если спиральный заворачивающий момент является нежелательным, то заворачивающий момент элеронов является полезным. В целях повышения эффективности элеронов прибегают к увеличению заворачивающего момента элеронов путем повышения сопротивления полукрыла с поднятым элероном и уменьшения сопротивления полукрыла с опущенным элероном. Одним из средств повышения эффективности элеронов служит дифференциальность элеронов – поднимающийся элерон отклоняется на больший угол по сравнению с опускающимся.

§ 7. Поперечная управляемость самолета

Боковая управляемость – это способность самолета поворачиваться вокруг продольной и вертикальной осей при отклонении элеронов и руля направления. Боковую управляемость также можно представить в виде поперечной и путевой.

Поперечная управляемость – это способность самолета создавать углы крена при отклонении элеронов.

Рассмотрим возникновение моментов крена при отклонении элеронов.

Для придания самолету вращения относительно продольной оси необходимо нарушить балансировку моментов сил относительно этой оси. Вследствие этого появляется избыточный момент, под действием которого самолет приобретает угловое ускорение относительно оси.

Пусть самолет находится в состоянии поперечного равновесия. При отклонении штурвала, например, вправо правый элерон поднимается, подъемная сила этого полукрыла $Y_п$ уменьшается на величину $\Delta Y_п$. Левый элерон опускается, подъемная сила левого полукрыла $Y_л$ увеличивается на величину $\Delta Y_л$ (рис. 26). Вследствие такого изменения величины подъемных сил возникает поперечный (кренящий) момент, под действием которого самолет кренится на правое полукрыло. Величина кренящих моментов $M_{x_э}$ определяется

углом отклонения элеронов $\delta_э$, скоростью полета, углом атаки и плотностью воздуха; при больших углах отклонения элеронов и на большей скорости полета, при малых углах атаки и большей плотности воздуха величина кренящих моментов большая.

С поднятием на высоту вследствие уменьшения плотности воздуха величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов, уменьшается.

На больших углах атаки эффект элеронов уменьшается вследствие срыва потока, который начинается в концевой части крыла.

Следовательно, при выполнении полетов на больших высотах с малыми приборными скоростями (на больших α) эффект элеронов недостаточен. Об этом необходимо помнить, особенно при полете в неспокойном воздухе, где приходится устранять крены, возникающие вследствие порывов ветра.

Чем больше угол отклонения элеронов, тем больше величина создаваемого ими поперечного момента (при безотрывном обтекании). Однако при отклонении элеронов вверх и вниз на одинаковую величину при несимметричном профиле крыла большее изменение кривизны профиля соответствует отклонению элерона вниз. Помимо момента крена от элеронов на самолет будет действовать момент рыскания в сторону опущенного элерона, создающего полукрылу большее сопротивление.

Для устранения этого на самолете М-101Т выполнено дифференциальное управление элеронами. При перемещении штурвала влево и вправо на одинаковую величину угол отклонения левого элерона вверх при перемещении штурвала влево больше, чем вниз при перемещении штурвала вправо. Следовательно, при отклонении штурвала влево угол отклонения левого элерона вверх больше, чем вниз правого (рис. 27). Этим практически устраняется дополнительный момент рыскания при отклонении элеронов.

На самолете М-101Т при максимальном повороте штурвала обеспечивается отклонение одного элерона вверх на 22°, а другого вниз на 18°. Потребное отклонение элеронов для балансировки самолета на различных режимах полета задается балансировочными кривыми.

§ 8. Путевая устойчивость самолета

Стремление самолета самостоятельно без вмешательства пилота устранить приращение угла скольжения, появившееся в результате некоторого возмущающего воздействия, и сохранить заданный угол скольжения называется путевой, или флюгерной, устойчивостью.

Пусть самолет совершает установившийся полет без скольжения, а затем по какой-то причине, например, из-за появления бокового ветра, возникло скольжение на левое полукрыло (рис. 28). Очевидно, самолет будет иметь тенденцию на устранение возникшего скольжения, если из-за скольжения появится восстанавливающий момент, действующий в сторону уменьшения угла скольжения (см. рис. 28).

Таким образом, самолет статически устойчив во флюгерном отношении, если с изменением скольжения будет создаваться восстанавливающий заворачивающий момент обратного знака по сравнению с углом скольжения.

Если самолет под действием внешних сил разворачивается вокруг вертикальной оси *OY*, то появляется угол скольжения (см. рис. 28).

Допустим, самолет под действием внешних сил разворачивается вправо. В результате этого появится скольжение самолета на левое полукрыло, которое характеризуется величиной угла скольжения.

В процессе вращения возникает угловая скорость вращения ω_y, правое полукрыло перемещается назад, а левое полукрыло перемещается вперед. Возникает разница лобовых сопротивлений полукрыльев, дающая восстанавливающий момент $M_{y_{\text{восст}}}$.

При возникновении скольжения возникает боковая сила Z_β. Она возникает потому, что площадь носовой части фюзеляжа меньше хвостовой площади фюзеляжа и киля ($F_{\text{н}} < F_{\text{хв}}$) (см. рис. 28). Эта сила прикладывается в фокусе самолета (фюзеляжа и киля), совпадающем в данном случае из-за симметрии фюзеляжа и вертикального оперения с центром давления (точкой приложения боковой силы самолета). Расположение фокуса (центра давления боковой силы) самолета по отношению к центру тяжести и определяет характер изменения восстанавливающего заворачивающего момента с изменением угла скольжения.

Таким образом, если сила Z_β приложена за центром тяжести, то возникает восстанавливающий момент $M_{восст}$.

Точка приложения бокового фокуса занимает вполне определенное положение на фюзеляже. Ее положение определяется подбором соотношений передней части фюзеляжа и задней части фюзеляжа и киля.

Таким образом, чтобы самолет был статически устойчив во флюгерном отношении, необходимо, чтобы боковая сила самолета Z_β, появляющаяся при скольжении, прикладывалась за центром тяжести.

При вращении самолета вокруг оси OY хвостовая часть фюзеляжа и киль перемещаются влево (см. рис. 28). Поток набегает на киль с углом атаки да, в процессе вращения возникает сила $Z_к$, дающая демпфирующий момент киля, направленный на устранение скольжения самолета.

Таким образом, путевая устойчивость самолета обеспечивается за счет:

1) разности лобовых сопротивлений полукрыльев, возникающей вследствие вращения самолета относительно оси OY с угловой скоростью ω_y;

2) силы Z_β, приложенной в фокусе за центром тяжести ($F_н < F_{хв}$);

3) демпфирующего момента киля, направленного на устранение скольжения самолета.

§ 9. Оценка путевой статической устойчивости

Для оценки путевой статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента рыскания самолета ω_y от угла скольжения β, т.е. $m_y = f(\beta)$. Коэффициент момента рыскания самолета вычисляется по формуле

$$m_y = \frac{M_y}{S\frac{\rho V^2}{2}l},$$

где m_y – коэффициент момента рыскания самолета, который обычно определяется опытным путем при различных углах скольжения самолета β.

Изменение коэффициента m_y по углу скольжения $\beta \cdot [m_y = f(\beta)]$ для статически устойчивого самолета в путевом отношении показано на рис. 29 (кривая *1*).

Имея графики зависимости m_y, можно дать характеристику путевой динамической устойчивости самолета. Наклон кривой характеризует степень путевой статической устойчивости самолета $m_y = f(\beta)$, которая выражается отношением прироста коэффициента путевого момента самолета Δm_y к приросту угла скольжения $\Delta\beta$, т.е. $m_y^\beta = \dfrac{\Delta m_y}{\Delta\beta}$. Как видно из определения, коэффициент m_y^β выражает величину изменения коэффициента m_y, приходящуюся на один градус изменения угла скольжения β. Величина коэффициента m_y^β при угле скольжения $\beta = 0$ характеризует путевую устойчивость самолета и определяется так же, как и величина коэффициента m_x^β.

Если степень путевой статической устойчивости отрицательная $m_y^\beta = \dfrac{\Delta m_y}{\Delta\beta} < 0$, то самолет статически устойчив в путевом отношении.

Действительно, при появлении скольжения, например, на левое полукрыло ($\Delta\beta < 0$) у устойчивого самолета возникает момент рыскания M_y, стремящийся уменьшить угол скольжения. Этот момент будет положительным, так как он стремится повернуть самолет относительно оси OY влево. Следовательно, $m_y^\beta = \dfrac{\Delta m_y}{\Delta\beta} < 0$ и коэффициент $\Delta m_y > 0$, т.е. отрицательный.

Таким образом, необходимым условием путевой устойчивости самолета является наличие отрицательной степени путевой устойчивости самолета $m_y^\beta = \dfrac{\Delta m_y}{\Delta\beta} < 0$.

Если коэффициент $m_y^\beta > 0$, то самолет имеет безразличное равновесие, т.е. при появлении скольжения путевой восстанавливающий момент не возникает, так как $\Delta m_y > 0$.

При $\Delta m_y > 0$ самолет статически неустойчив в путевом отношении (см. рис. 29, кривая *2*). В этом случае при появлении скольжения, например, на правое полукрыло ($\Delta\beta > 0$) коэффициент m_y^β будет положительным только при $\Delta m_y > 0$, а это значит, что возникает момент M_y, который стремится и дальше развернуть самолет влево (относительно оси *OY*) и увеличить угол скольжения на правое полукрыло.

Величину m_y^β принято называть мерой флюгерной (путевой) статической устойчивости.

Если:

$m_y^\beta < 0$ – самолет устойчив;

$m_y^\beta = 0$ – самолет нейтрален;

$m_y^\beta > 0$ – самолет неустойчив.

Численное значение этой величины характеризует степень устойчивости самолета. Чем меньше m_y^β, являющаяся отрицательной величиной, тем самолет более устойчив, и чем больше m_y^β (чем ближе к нулю), тем самолет менее устойчив.

Степень устойчивости считается нормальной, если m_y^β равняется –0,001...–0,0015 (угол β взят в градусах).

§ 10. Путевая управляемость самолета

При отклонении руля направления возникает боковая сила вертикального оперения $Z_{\text{рн}}$, создающая относительно вертикальной оси *OY* момент рыскания $M_{y_{\text{рн}}} = Z_{\text{рн}} \cdot X$, под действием которого самолет вращается в сторону отклоненного руля направления, создавая угол скольжения на противоположное полукрыло (рис. 30).

Величина момента рыскания боковой силы вертикального оперения зависит от угла отклонения руля направления $\delta_{\text{рн}}$, скорости полета и плотности воздуха. При большем угле отклонения руля направления $\delta_{\text{рн}}$,

большей скорости полета и плотности воздуха разворачивающий момент вертикального оперения увеличивается, и самолет с большей угловой скоростью вращается вокруг вертикальной оси, создавая или устраняя угол скольжения. Равновесие самолета при новом угле скольжения обеспечивается благодаря путевой устойчивости самолета. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, и эффект руля направления уменьшается. При полете на больших углах атаки путевая управляемость несколько уменьшается.

При выполнении полета, если желательно получить скольжение, необходимо нарушить балансировку самолета и создать разворачивающий момент нужного знака. Чтобы получить скольжение на правое полукрыло ($\beta > 0$), следует создать положительный заворачивающий момент, и для этого придется отклонить руль направления влево ($\delta_н < 0$) – отклонить левую педаль. Для получения скольжения на левое полукрыло ($\beta < 0$) необходимо создать отрицательный заворачивающий момент, и в этом случае придется отклонить руль направления вправо ($\delta_н > 0$) – отклонить правую педаль. Итак, для получения желаемого скольжения требуется отклонить педаль, обратную скользящему полукрылу.

Посмотрим, как должен действовать пилот, чтобы обеспечить балансировку разворачивающих моментов после достижения желаемого скольжения. У устойчивого самолета с образованием скольжения создается разворачивающий момент обратного знака. Например, при образовании скольжения на правое полукрыло ($\beta > 0$) у устойчивого самолета создается отрицательный разворачивающий момент.

Следовательно, чтобы в установившемся полете со скольжением на правое полукрыло сбалансировать устойчивый самолет, необходимо путем отклонения педали (отклонения руля направления) создать положительный заворачивающий момент.

В этом случае придется отклонить руль направления влево ($\delta_н < 0$) – отклонить левую педаль. Для балансировки разворачивающих моментов в установившемся полете со скольжением у устойчивого самолета следует отклонить педаль, обратную скользящему полукрылу. У устойчивого самолета действия пилота для создания скольжения и для последующей балансировки в установившемся полете со скольжением совпадают.

Чтобы создать нужное скольжение и затем сбалансировать самолет, достаточно отклонить педаль, обратную скользящему полукрылу. Степень отклонения педали определяет величину скольжения (рис. 31).

Пилот, отклоняя педаль, например, левую, создает положительный заворачивающий момент вертикального оперения. Под действием этого момента самолет поворачивается, и образуется скольжение на правое полукрыло. Из-за скольжения на правое полукрыло у устойчивого во флюгерном отношении самолета появляется отрицательный заворачивающий момент самолета, пропорциональный углу скольжения, т.е. заворачивающий момент, противоположный (обратного знака) заворачивающему моменту вертикального оперения от отклонения руля направления. Угол скольжения будет расти до тех пор, пока заворачивающий момент самолета от скольжения не сравняется (по модулю) с заворачивающим моментом от вертикального оперения. Чем больше будет отклоняться педаль, тем больший угол скольжения будет получаться, так как потребуется больший заворачивающий момент самолета от скольжения для балансировки заворачивающего момента вертикального оперения от отклонения руля направления. Пусть полет выполняется на самолете М-101Т. Пилот отклоняет руль направления. При этом возникает вращающий момент $M_y = Z_{\text{рн}} \cdot X$ (см. рис. 31).

Под действием этого момента самолет развернется на угол β, но по инерции в первый момент продолжает движение в прежнем направлении, т.е. со скольжением.

При скольжении возникает боковая сила Z_β. Разница между силами $Z_{\text{рн}}$ и Z_β создает неуравновешенную центростремительную силу ΔZ, под действием которой самолет будет разворачиваться, двигаясь по искривленной траектории в сторону отклоненного руля направления и одновременно крениться в сторону разворота.

Однако крен недостаточен, поэтому разворот будет с внешним скольжением, что опасно из-за потери скорости и сваливания (см. рис. 31). Исходя из этого для выполнения правильного разворота необходимо одновременно с отклонением руля направления отклонять элероны (создавать крен), контролируя координацию действий по указателю скольжения.

§11. Особенности боковой устойчивости самолета

Боковая устойчивость и управляемость самолета в прямолинейном полете обеспечивает сохранение и восстановление равновесия этого режима полета. Под боковой устойчивостью самолета понимается его способность возвращаться без вмешательства пилота на исходный режим полета (прямолинейный полет с заданными углами скольжения и крена) при нарушении его в отношении боковой балансировки под действием каких-либо внешних причин. Предполагается, что скорость полета и угол атаки при этом сохраняются неизменными.

Рассматривая установившийся полет со скольжением, мы познакомились с флюгерной статической устойчивостью и поперечной статической устойчивостью, но не связали их между собой.

В то же время установили, что степень устойчивости в обоих случаях связана с наличием скольжения, из-за которого одновременно образуются как заворачивающие, так и поперечные моменты, и что с возникновением скольжения создается крен, а с образованием крена возникает и скольжение. Все это говорит о наличии тесной связи между поперечными и заворачивающими моментами, а значит и между флюгерной и поперечной устойчивостью.

В свободном полете при нарушении боковой балансировки самолета его поведение будет определяться взаимодействием поперечного и заворачивающего моментов, соотношением их изменений.

Режим полета в отношении боковой балансировки может быть нарушен как по крену, так и по углу скольжения.

Примером нарушения режима полета по крену является попадание самолета одним крылом во встречный поток, встречно-восходящий или просто восходящий поток (рис. 32), а примером нарушения режима полета по углу скольжения – попадание самолета в боковой поток (рис. 33).

Нарушение режима полета по крену вызовет нарушение режима по углу скольжения, а нарушение режима полета по углу скольжения вызовет нарушение режима полета по крену.

Способность самолета устранять крен (сохранять заданный крен) тесно связана со способностью устранять скольжение (сохранять заданное скольжение) и, наоборот, способность самолета устранять скольжение тесно связана

со способностью устранять крен. Совершенно очевидно, что если самолет будет чрезмерно устойчив в поперечном отношении и неустойчив во флюгерном отношении, то он будет неустойчив и в боковом отношении. И, наоборот, если он будет чрезмерно устойчив во флюгерном отношении и недостаточно устойчив в поперечном отношении, то также будет неустойчив и в боковом отношении.

Действительно, чрезвычайно устойчивый в поперечном отношении самолет и в то же время неустойчивый во флюгерном отношении при нарушении режима полета, например, по углу скольжения, будет не уничтожать появившееся скольжение, а увеличивать его и из-за этого интенсивно накреняться на противоположное полукрыло. Если под действием бокового порыва ветра образовалось скольжение на правое полукрыло, то оно из-за флюгерной неустойчивости не уничтожается, а растет.

Ввиду же чрезмерной устойчивости в поперечном отношении самолет при скольжении на правое полукрыло быстро накреняется на левое. Накренение на левое полукрыло будет продолжаться до тех пор, пока не исчезнет скольжение на правое. Когда оно исчезнет, дальнейшее накренение хотя и прекратится, но левый крен останется и вызовет скольжение, но уже на левое полукрыло.

Благодаря флюгерной неустойчивости и наличию крена скольжение на левое полукрыло будет быстро возрастать, а крен, благодаря чрезмерной поперечной устойчивости, исчезать. Причем, когда крен исчезнет, скольжение останется и будет больше, чем то скольжение, которое было на правое полукрыло в результате нарушения исходного режима полета.

Большое скольжение на левое полукрыло приведет к большому крену на правое полукрыло, а это, в свою очередь, к еще большему скольжению на правое полукрыло и т.д. Таким образом, при чрезмерной поперечной устойчивости и флюгерной неустойчивости нарушение режима полета в отношении боковой балансировки приводит к своеобразному движению самолета с непрерывно изменяющимися по величине и знаку креном и скольжением, со все возрастающим максимальным значением крена и скольжения, т.е. к незатухающему колебательному движению, с нарастанием боковых колебаний (поперечных и путевых) по амплитуде. Это говорит о том, что такой самолет

неустойчив в боковом отношении, так как он не обладает стремлением возвращаться на исходный режим полета, а наоборот, стремится уйти от него все дальше и дальше.

Такую неустойчивость самолета в боковом отношении называют колебательной неустойчивостью. Самолеты всегда делают устойчивыми во флюгерном и поперечном отношении, колебательная неустойчивость отсутствует.

Большую роль в затухании боковых колебаний играют моменты, возникающие в процессе вращения самолета относительно осей OX_1 и OY_1 Эти моменты называют демпфирующими. Они способствуют затуханию боковых колебаний самолета (см. рис. 21).

Объясним теперь, почему же при чрезмерной флюгерной устойчивости и недостаточной поперечной устойчивости самолет будет неустойчив в боковом отношении.

При затухании малого бокового движения самолета дальнейшим развитием его возмущенного движения будет так называемое большое боковое движение, определяемое боковыми силами, а точнее, их приростами, действующими на самолет и вызванными нарушением боковой балансировки.

Самолет устойчив в боковом отношении, если он способен после нарушения боковой балансировки переходить в установившийся прямолинейный полет. Этой способностью он будет обладать в случае наличия другой способности уничтожать прирост боковых сил. Если такой способностью самолет обладать не будет, то неуравновешенная боковая сила будет искривлять его траекторию движения и боковой устойчивости не будет.

Идеальным был бы такой случай, когда после затухания малого бокового движения и уничтожения прироста поперечного и заворачивающего моментов, а это значит и уничтожения скольжения, крен был бы равен нулю. В этом случае одновременно с уничтожением прироста поперечного и заворачивающего моментов имело бы место и уничтожение прироста боковых сил. В реальных условиях возмущенного движения самолета этого, как правило, не бывает.

После затухания малого бокового движения самолет оказывается накрененным на некоторый угол. Например, самолет, получивший возмущение от порыва бокового ветра справа (см. рис. 33), после затухания колебаний останется

накрененным на правое полукрыло. Если есть крен, то будет и скольжение, при крене на правое полукрыло будет скольжение на него же.

Самолет, чрезмерно устойчивый во флюгерном отношении и недостаточно устойчивый в поперечном отношении, будет уничтожать скольжение быстрее, чем крен, т.е. появляющееся из-за крена скольжение он будет уничтожать, а крен сохранять. Сохранение крена означает сохранение неуравновешенной боковой силы. Под действием неуравновешенной боковой силы траектория движения искривляется в сторону накрененного полукрыла. Проекция подъемной силы самолета на вертикаль при крене станет меньше силы веса, и самолет начнет терять высоту.

В итоге такой самолет в результате нарушения боковой балансировки перейдет из прямолинейного установившегося полета в полет по спиралеобразной траектории. Угол крена при этом будет медленно, но непрерывно возрастать. Это объясняется тем, что при движении самолета по криволинейной траектории внешнее полукрыло движется по большему радиусу с большей скоростью и имеет большую подъемную силу. Избыток подъемной силы внешнего полукрыла и дает поперечный момент, увеличивающий крен.

Уход самолета в спираль будет и тогда, когда скольжение на накрененное полукрыло будет все же создаваться. Это будет при таком скольжении, когда поперечный момент от скольжения будет меньше поперечного момента от избытка подъемной силы внешнего полукрыла.

Уход самолета в спираль при нарушении боковой балансировки свидетельствует о его неустойчивости в боковом отношении.

Данную неустойчивость самолета в боковом отношении называют спиральной неустойчивостью.

Чрезмерно устойчивый самолет во флюгерном отношении и недостаточно устойчивый в поперечном отношении не способен устранять прирост боковой силы и является спирально неустойчивым.

Флюгерная и поперечная устойчивости входят в боковую устойчивость в качестве составных и необходимых элементов.

От их соотношения зависит характер проявления боковой устойчивости самолета.

Боковая устойчивость самолета характеризуется коэффициентом боковой устойчивости самолета, который обозначается греческой буквой (каппа).

Коэффициент боковой устойчивости для самолета М-101Т характеризуется отношением скоростей крена и рыскания или отношением степени поперечной устойчивости к степени путевой устойчивости самолета:

$$??? = \frac{\omega_{x_{\max}}}{\omega_{y_{\max}}}.$$

При чрезмерной поперечной статической устойчивости ($\omega_{x\,\max} >> \omega_{y\,\max}$) самолет при случайном возмущении быстро накренится в сторону, противоположную скольжению, со слабым разворотом. Образовавшееся скольжение в результате крена вызовет противоположный крен и слабый разворот. В результате самолет будет раскачиваться с полукрыла на полукрыло и рыскать по курсу. Такая раскачка самолета называется «голландский шаг».

При чрезмерной путевой статической устойчивости ($\omega_{x_{\max}} << \omega_{y_{\max}}$) самолет быстрее разворачивается в сторону возникшего крена, чем устраняет крен. По упрощенной схеме его как бы затягивает в пологую спираль, данная неустойчивость называется спиральной. Спиральная неустойчивость обычно не затрудняет пилотирования. Однако слишком большая спиральная неустойчивость также нежелательна, так как приводит к ухудшению условий пилотирования.

Для самолета М-101Т коэффициент боковой устойчивости $\approx 0{,}7$ и практически не зависит от скорости полета (рис. 34). Меньшие угловые скорости крена, чем рыскания, снижают раскачку самолета с полукрыла на полукрыло при полете в турбулентной атмосфере.

Возникающие при действии внезапного возмущения колебания самолета являются затухающими (рис. 35). Интенсивность затухания колебаний определяется соотношением

$$m_3 = \frac{A_0}{A_T},$$

где A_0 – амплитуда начального колебания;

A_T – амплитуда колебания в конце периода.

На самолете М-101Т при увеличении скорости в допустимом диапазоне параметр затухания колебаний и период колебаний уменьшаются (см. рис. 35). Уменьшение периода колебаний объясняется увеличением путевой статической устойчивости при увеличении скоростного напора.

Продольное колебание самолета возникает в результате взаимодействия продольного и бокового движений, а также под действием внешних возмущений. У самолета М-101Т продольные колебания – затухающие. Процесс затухания колебаний также характеризуется периодом колебаний и коэффициентом затухания. Время, в течение которого начальная амплитуда колебаний уменьшается в 20 раз, называется временем затухания колебаний.

§ 12. Особенности полета на больших около- и закритических углах атаки

В предыдущих разделах было установлено следующее:

1. Отклонение элеронов вызывает накренение самолета в желаемом направлении с некоторой угловой скоростью, определяемой равенством поперечного демпфирующего момента поперечному моменту элеронов.

2. В процессе накренения, под действием спирального заворачивающего момента, самолет разворачивается в сторону, противоположную накренению, и у него создается скольжение на опускающееся полукрыло.

Если скольжение не уничтожается отклонением руля направления, то оно препятствует накренению и уменьшает угловую скорость.

3. Отклонение руля направления приводит к образованию скольжения, увеличению подъемной силы у полукрыла, выдвинутого вперед, и возникновению поперечного момента. Наибольший поперечный момент от скольжения меньше наибольшего поперечного момента элеронов, и пилот вне зависимости от угла скольжения может накренить самолет элеронами в любую сторону.

Другими словами, при крене самолет обладает определенной вялостью к накренению, а действие элеронов преобладает над действием руля направления.

4. Изменение угла атаки самолета путем отклонения руля высоты сопровождается изменением подъемной силы, причем с увеличением угла атаки подъемная сила растет, с уменьшением его – падает. В соответствии с этим в прямолинейном полете при увеличении угла атаки надо уменьшать скорость, и осуществляется это без каких-либо неблагоприятных проявлений в поведении самолета.

Совсем иная картина получается при приближении к критическому углу атаки ($c_{y_{\max}}$) и особенно при превышении его, т.е. при $\alpha > \alpha_{кр}$.

Оказывается, что на этих углах атаки:

1) тормозящее (демпфирующее) действие полукрыльев при накренении ослабевает и даже пропадает;

2) при накренении появляется тенденция заворачивать в сторону крена;

3) поперечный момент от скольжения начинает преобладать над поперечным моментом элеронов. Поэтому самолет, «вялый» в отношении накренения на летных углах атаки, становится на этих углах «резвым и даже неудержимым»;

4) увеличение угла атаки требует для прямолинейности полета увеличения скорости. И самолет, пока не наберет нужную большую скорость, становится фактически неуправляемым в продольном отношении. Это явление носит название «потеря скорости» и является результатом недостатка подъемной силы.

Вследствие недостатка подъемной силы появляется ускоряющая сила, вызывающая ускорение, направленное вниз. Такой силой является избыток силы веса над подъемной силой.

Так как у пилота нет средств для уничтожения ускоряющей силы, то самолет становится фактически неуправляемым. Траектория его движения (центра тяжести) искривляется и постепенно склоняется вниз.

Самолет, будучи устойчивым, следует за траекторией, опускает носовую часть фюзеляжа и, в лучшем случае, переходит в пикирование. Задержать этот переход невозможно. Только после того, как самолет наберет скорость, его можно выровнять. Сваливание в пикирование и последующее выравнивание сопровождается значительной потерей высоты и при полете на малой высоте может привести к катастрофе.

Явление потери скорости чаще всего наблюдалось на вираже и наборе высоты при внезапной остановке двигателя с «перетягиванием» самолета (ошибка пилотирования). После остановки двигателя при наборе высоты самолет должен для сохранения режима полета (скорости и угла атаки) перейти к снижению (планированию). Он и перейдет к планированию ввиду начинающегося уменьшения скорости. При этом угол атаки начинает возрастать, но самолет, благодаря своей устойчивости, опускает носовую часть фюзеляжа, стремясь сохранить прежний угол атаки. Попытка пилота задержать опускание носовой части взятием ручки на себя и приводит к сваливанию самолета.

При выходе на закритические углы атаки (при большем недостатке подъемной силы) сваливание может происходить не только в пикирование, но и на полукрыло с последующим переходом в так называемый штопор.

Кроме того, может иметь место переход к парашютированию или к падению «листом».

Все эти явления на углах атаки, близких к $\alpha_{кр}$ и больше критического, являются результатом иных (по сравнению с летными углами) законов изменения аэродинамических сил с изменением угла атаки.

Коэффициент подъемной силы c_y по мере приближения к $\alpha_{кр}$ увеличивается все меньше, а затем начинает уменьшаться. Коэффициент силы лобового сопротивления при этом сначала уменьшается, а на $\alpha > \alpha_{кр}$ с увеличением угла атаки растет.

§ 13. Особенности пилотирования самолета при выходе на большие углы атаки

При приближении самолета к сваливанию высвечивается ЦСО, табло $\alpha_{доп}$ на правом и левом щитках приборной доски и срабатывает звуковая сигнализация. Самолет может войти в режим сваливания при достижении минимальных скоростей $V_S(n_y \approx 1)$ и на скоростях больше V_S при перегрузках $n_y > 1$ после срабатывания сигнализатора о предупреждении к сваливанию.

Признак сваливания – опускание носовой части фюзеляжа с одновременным колебанием по крену и дальнейшим развитием крена.

Вывод из сваливания. Во всех конфигурациях вывода из сваливания производить отдачей штурвала «от себя» за нейтраль с последующим устранением крена дачей ноги против крена. После исчезновения признаков сваливания вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская выхода за ограничения по скорости и перегрузке. Потеря высоты при сваливании без крена составляет не более 100 м, а при сваливании в криволинейном поле и динамическом сваливании – не более 150 м. При самовыключении двигателя при сваливании запуск двигателя производить только после вывода самолета в режим планирования.

§ 14. Штопор самолета

Штопором самолета называется одно его характерное движение на закритических углах атаки, когда, быстро теряя высоту, самолет, можно сказать, падает отвесно вниз, одновременно быстро вращаясь вокруг осей OX_1 и OY_1 (рис. 36).

Самолет переходит в штопор после сваливания на полукрыло вследствие перетягивания ручки на себя. Траектория движения центра тяжести самолета при штопоре представляет собой сильно вытянутую спираль. Приближенно можно считать, что снижение происходит по вертикали или по прямой, несколько наклонной по отношению к вертикали.

Успешное овладение техникой выполнения штопора – залог смелых и свободных действий пилота при маневрировании.

Штопор самолета подразделяется: по виду – нормальный и перевернутый; по углу наклона продольной оси самолета к горизонту – крутой и плоский; по характеру – установившийся и неустановившийся, устойчивый и неустойчивый.

При крутом штопоре угол наклона продольной оси к горизонту более 45°, при плоском менее 45°. При устойчивом штопоре (даже при неустановившемся характере вращения) нет тенденции к переходу самолета в штопор обратного направления. При неустойчивом штопоре самолет может

самопроизвольно переходить из штопора одного направления в штопор другого направления.

Траектория штопора – это спираль с радиусом, соизмеримым с размахом крыла (2–5 м). Шаг этой спирали колеблется в пределах 150...300 м.

При выходе самолета на закритические углы атаки поперечные демпфирующие моменты меняют знак на противоположный, т.е. они способствуют дальнейшему вращению самолета вокруг продольной оси *OX*.

Это явление можно объяснить следующим. Пусть полет самолета происходит на закритическом угле атаки ($\alpha > \alpha_{кр}$) (рис. 37). В процессе возникновения крена у опускающейся половины крыла угол атаки увеличивается, растут коэффициент c_x и сила лобового сопротивления *X*, а коэффициент c_y и подъемная сила *Y* уменьшаются. У поднимающейся половины крыла угол атаки, коэффициент c_x и сила лобового сопротивления *X* уменьшаются, а коэффициенты c_y и подъемная сила *Y* увеличиваются. Такой характер изменения аэродинамических сил крыла при возникновении крена объясняется уменьшением коэффициента c_y и увеличением коэффициента c_x при увеличении угла атаки больше критического (см. рис. 37).

Таким образом, создается момент разности подъемных сил $M_x(\Delta Y_{\omega x})$, направленный в сторону вращения, под действием которого самолет продолжает вращаться вокруг оси *OX* в сторону возникшего крена. Разность лобовых сопротивлений создает момент, под действием которого самолет вращается вокруг вертикальной оси *OY* также в сторону возникшего крена.

Одновременное вращение крыла вокруг поперечной и вертикальной осей получило название авторотации крыла.

Явление авторотации крыла в приложении к движению самолета вызывает штопор самолета.

Вывод самолета из штопора

Для вывода самолета из штопора необходимо вначале энергично и до отказа отклонить педаль в сторону, противоположную вращению самолета, и вслед за этим отдать через 2 с штурвал управления от себя за нейтральное положение на 1/4 – 1/5 хода. Отдавать штурвал управления от себя полностью не рекомендуется, так как при этом увеличивается угол пикирования, возникает отрицательная перегрузка. Увеличивается приборная скорость и возникает потеря высоты на выводе.

Как только самолет прекратит вращение, немедленно поставить педали в нейтральное положение, набрать приборную скорость 160–170 км/ч, а затем, плавно выбирая штурвал управления на себя, вывести самолет из пикирования с таким темпом, чтобы приборная скорость в конце вывода была 220–240 км/ч. При подходе самолета к горизонту увеличить режим двигателя.

За три витка штопора самолет теряет с выводом в горизонтальный полет 800 м высоты.

Самолет выходит из штопора до трех витков с запаздыванием, не превышающим одного витка.

При выводе самолета из штопора необходимо всегда отклонять руль направления против штопора раньше, чем руль высоты. При обратной последовательности самолет может не выйти из штопора.

Отклонение элеронов в пределах до 1/2 хода по штопору на характер штопора не влияет. При полном отклонении элеронов по штопору штопор становится менее устойчивым и более крутым. При отклонении элеронов на 1/2 хода и полностью против штопора штопор по характеру становится более плоским. Влияние элеронов на характер штопора сильнее проявляется на правом штопоре, чем на левом.

При выполнении штопора, если элероны были ошибочно отклонены против штопора и самолет через 2 витка запаздывания (после дачи рулей на вывод) из штопора не выходит, необходимо:

– поставить рули по штопору (в правом штопоре руль направления полностью в правую сторону, штурвал полностью на себя, элероны нейтрально). Убедиться по положению штурвала в нейтральном положении элеронов;

– выполнить 1 виток с рулями по штопору;

– для вывода самолета из штопора отклонить энергично и полностью руль направления против штопора и через 3 с после дачи руля направления отдать штурвал полностью от себя.

Запаздывание при этом может быть 1–1,5 витка на левом штопоре и 2–2,5 витка на правом. Самолет выходит из штопора при таком выводе почти в отвесное пикирование. После прекращения вращения поставить педали в нейтральное положение и с перегрузкой 3–4 вывести самолет из пикирования, не допуская превышения скорости более 300 км/ч.

Запаздывание при выходе самолета из штопора отсчитывается с момента постановки руля высоты на вывод.

Перевернутый штопор самолета более крутой, чем прямой. Вывод из него не представляет затруднений и осуществляется полным и энергичным отклонением педали в сторону, противоположную направлению вращения, с последующим через 1–2 с отклонением на себя за нейтраль (на 1/4 – 1/5 хода) штурвала. Запаздывание при выводе из перевернутого штопора – менее одного витка.

ГЛАВА 3. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

§ 1. Обледенение

Обледенение самолета обычно происходит при полете в облаках, мокром снеге, переохлажденном дожде, тумане, мороси, а также в условиях повышенной влажности воздуха как при отрицательных, так и при небольших положительных температурах наружного воздуха. Обледенению подвергается крыло, хвостовое оперение, заборник воздуха в двигатель, фюзеляж самолета.

Опасность обледенения заключается в ухудшении аэродинамических и летных характеристик самолета, устойчивости и управляемости.

Обледенение может вывести из строя отдельные агрегаты, системы самолета, нарушить работу двигателя и анероидных приборов.

На обледенение самолета оказывают существенное влияние вид льда, степень обледенения, его интенсивность.

Признаки обледенения самолета следующие: тряска самолета, тряска рулей (иногда даже заклинивание), уменьшение мощности двигателя, уменьшение скорости полета, ухудшение аэродинамических и летных характеристик самолета.

На аэродинамические характеристики самолета обледенение влияет следующим образом:

– увеличивается лобовое сопротивление самолета;

– уменьшается подъемная сила крыла и критический угол атаки, что объясняется более ранним срывом воздушного потока (рис. 38).

Основная опасность при полете в условиях обледенения заключается в приближении самолета к срывному режиму:

– уменьшаются аэродинамическое качество самолета и избытки тяги и мощности;

– увеличиваются потребные тяга и мощность, а располагаемые уменьшаются (рис. 39).

Летные характеристики самолета в условиях обледенения также значительно ухудшаются.

При обледенении крыла, киля, стабилизатора значительно ухудшаются устойчивость и управляемость самолета. Основная причина этого заключается в том, что обледенение крыла, киля и стабилизатора нарушает их обтекание: рули и элероны

попадают в завихренный сходящий с крыла, киля, стабилизатора поток, в результате снижается эффективность рулей и, следовательно, ухудшается управляемость.

При значительном обледенении крыла на режимах с большими углами атаки может происходить разрушение отдельных частей самолета и заклинивание рулей. Взлет на обледеневшем самолете запрещается.

При взлете на обледеневшем самолете скорость на разбеге увеличивается медленнее, поэтому длина разбега увеличивается. При достижении заданной скорости отрыва при увеличенной длине разбега пилот отклонением ручки на себя может вывести самолет на углы атаки, близкие к критическим, и достаточно незначительных колебаний воздуха или ручки управления, чтобы вызвать преждевременный срыв потока с крыла. Такую же опасность представляет собой обледенение самолета на взлете при преодолении препятствий в полосе взлета, так как пологая траектория подъема может вынудить пилота увеличить угол атаки. Наконец, обледенение на земле опаснее, чем в полете, так как может вызвать нарушение весовой, аэродинамической, геометрической симметрии самолета. Поэтому взлет на обледеневшем самолете запрещается.

§ 2. Вынужденные посадки самолета и методика их выполнения

Вынужденная посадка выполняется в тех случаях, когда возникает угроза безопасности полета. Причинами, угрожающими безопасности полета, могут быть:

– пожар в воздухе;

– частичный или полный отказ двигателя;

– неисправность или поломка самолета и его оборудования, препятствующие продолжению полета;

– сложные метеоусловия, для полета в которых экипаж не имеет соответствующей подготовки или самолет не имеет необходимого оборудования;

– опасные для полета метеорологические условия;

– потеря ориентировки экипажем (при невозможности ее восстановления);

– ранение или резкое ухудшение состояния здоровья пилота или других членов экипажа;

– недостаток топлива.

Тщательная подготовка к полету экипажа и самолета, а также предусмотрительность летного состава во многом предотвращают возникновение случаев,

угрожающих безопасности полетов. Подготовленность пилота ко всем неожиданностям и случаям в полете имеет решающее значение для безопасности полетов. Действия экипажа для вынужденной посадки зависят от характера происшествия и времени, которым он располагает. Во всех случаях командир экипажа должен действовать инициативно, хладнокровно и решительно, заботясь о сохранении жизни экипажа и пассажиров.

Ответственность за выбор места для вынужденной посадки и за производство посадки несет пилот. Площадка для выполнения вынужденной посадки выбирается по возможности ближе к населенным пунктам и дорогам (рис. 40). Во всех случаях вынужденная посадка вне аэродрома на самолете М-101Т производится с убранным шасси, выпущенными закрылками, выключенным двигателем и перекрывным пожарным краном.

После принятия решения о вынужденной посадке пилот обязан сообщить об этом по радио руководителю полетов. При вынужденной посадке на аэродром с неработающим двигателем планировать при заходе на посадку с убранными шасси и посадочными закрылками на приборной скорости 160–170 км/ч. Шасси и посадочные закрылки выпускать только при полной уверенности в правильном расчете на посадку.

При вынужденной посадке вне аэродрома на неизвестную площадку необходимо:

– установить приборную скорость планирования 180–170 км/ч;

– выпустить шасси (по усмотрению командира);

– закрыть пожарный кран;

– наметить площадку для посадки;

– при полной уверенности в расчете на выбранную площадку выпустить закрылки (по усмотрению пилота в зависимости от конкретных условий);

– расчет на посадку производить с небольшим избытком высоты.

Во всех случаях вынужденной посадки вне аэродрома на самолете М-101Т посадка производится с убранным по решению командира шасси, выпущенными посадочными закрылками на возможно меньшей скорости.

При посадке на площадку малых размеров в случае опасности лобового удара о препятствие или падения самолета с обрыва (крутого ската) самолет необходимо свалить на полукрыло.

Посадку на пашню лучше произвести вдоль борозд, а если ветер более 10 м/с, то против ветра. При посадке на посевы пилот должен принимать верхушки растений за поверхность земли и производить нормальную посадку.

При вынужденной посадке на лес или кустарник пилот должен выбрать участок с наименее высокими деревьями, имеющими наиболее густую крону: посадку производить с нормальным профилем захода, принимая верхушки деревьев за поверхность земли. Посадку на пересеченной местности, в горах и оврагах нужно производить на более ровную площадку (например, русло мелкой реки), выполняя приземление в направлении подъема земной поверхности. Вынужденная посадка на воду, как правило, выполняется против ветра. При наличии наката (зыби), если ветер не превышает 8–10 м/с (море покрыто «барашками», но пена не срывается с гребня волны), посадка производится вдоль гребня независимо от направления ветра.

При более сильном ветре, а также при любой ветровой волне без наката садиться следует против ветра на восходящий слой волны. Перед посадкой на воду для уменьшения посадочной скорости и увеличения плавучести самолета весь груз и легкосъемное оборудование выбрасываются за борт. Шасси перед посадкой на воду убирается, посадочные закрылки не выпускаются, так как при посадке на воду шасси и закрылки создают сильный пикирующий момент и способствуют зарыванию самолета в воду. Приводнение должно выполняться на минимальной скорости с нормальным профилем посадки. Экипажи, выполняющие полеты над водным пространством, должны иметь индивидуальные спасательные средства. Перед посадкой на воду расстегнуть воротники, снять все ремни и проверить готовность спасательных средств.

После посадки на воду командир принимает все меры для сохранения жизни экипажа и пассажиров.

Вынужденная посадка на болото производится в направлении берега, выбираются места, покрытые кустарником или камышом. Посадку производят так же, как и на воду. При вынужденной посадке в пустынной, малонаселенной местности командир должен принять меры к сохранению жизни пассажиров и своей, действуя в каждом случае в соответствии с конкретными условиями и указаниями, полученными перед полетами.

§ 3. Отказ двигателя

При частичном или полном отказе двигателя производят вынужденную посадку в зависимости от условий: на свой аэродром, на ближайший или на выбранную площадку (см. рис. 40).

Вынужденная посадка с выключенным двигателем отличается от нормальной посадки: она значительно сложней. Главные причины заключаются в невозможности использовать двигатель для уточнения расчета и в значительном снижении аэродинамического качества самолета, следствием чего является увеличение вертикальных скоростей снижения и необходимость в увеличении скорости планирования. Дальность планирования определяется $L = H \cdot K$, а вертикальная скорость планирования

$$V_{y_{\text{пл}}} = \frac{V_{\text{пл}}}{K}.$$

Во всех случаях при отказе двигателя необходимо обеспечить достаточную скорость отклонением колонки штурвала от себя. При отказе двигателя винт будет авторотировать, создавая отрицательную тягу, которая будет зависеть от угла установки лопасти, частоты вращения, скорости и высоты полета (если он не зафлюгируется).

Отрицательная тяга создается за счет набегающего потока с углом установки лопастей, который был в полете перед отказом двигателя.

При отказе двигателя не будет струи от винта, обтекающей крыло со скоростью большей, чем скорость полета. В отдельных случаях полета за счет этого подъемная сила самолета уменьшится на 15–20 %. Следовательно, при работающем винте самолет может держаться в воздухе на скорости меньшей, чем самолет с неработающим винтом. Аэродинамические характеристики самолета изменяются.

При отказе двигателя на разбеге до отрыва самолета пилот должен немедленно перевести рычаг управления двигателем полностью на себя, приступить к энергичному торможению самолета, стоп-кран закрыть. В случае, если не удается избежать встречи с препятствиями, необходимо торможением одного из колес шасси развернуть самолет так, чтобы избежать лобового удара. Во всех случаях необходимо закрыть пожарный кран, выключить топливные насосы.

При отказе двигателя в наборе высоты до первого разворота следует немедленно перевести самолет на планирование на V = 190 км/ч, закрыть пожарный кран. Посадку производить прямо перед собой с небольшим отворотом. На выдерживании перед приземлением подготовить к открытию дверь кабины. Если посадка прямо перед собой явно угрожает жизни экипажа вследствие лобового удара о препятствие, пилот должен изменить направление (см. рис. 40) с небольшими отворотами.

Отказ двигателя в полете

Если при выполнении полета произойдет:

1) резкое уменьшение параметров силовой установки:

– крутящего момента на валу воздушного винта $M_{кр}$,

– температуры газов между турбинами двигателя $T_{тмт}$,

– числа оборотов турбокомпрессора $N_{тк}$,

– числа оборотов воздушного винта $N_{вв}$,

– давления масла в двигателе $P_{м}$,

2) резкое уменьшение скорости полета,

3) уменьшение высоты полета,

4) уменьшение вертикальной скорости набора высоты,

5) изменение шума работы двигателя,

то одновременно с приведенными выше признаками высвечиваются табло и срабатывает звуковая сигнализация.

Отказ двигателя в наборе высоты, в крейсерском полете
и на снижении до высоты выпуска закрылков:

1. Немедленно перевести самолет на планирование со скоростью 200 км/ч и доложить диспетчеру службы движения.

2. Рычаги управления двигателем перевести в положение МГ, рычаг управления стоп-краном перевести в положение «Закрыт», винт зафлюгировать.

3. Определить место возможной посадки.

4. Выключить ненужные потребители энергии, выполнить аварийное снижение.

5. Выполнить попытки запуска двигателя на высоте не более 4000 м и скорости не более 300 км/ч.

6. Выполнить аварийную посадку.

Выполнение аварийной посадки

Аварийная посадка производится в случаях, когда исключается возможность продолжения полета.

В случае отказа двигателя в наборе высоты после взлета до высоты круга перевести самолет в режим планирования, выдерживая приборную скорость с убранными закрылками 190 км/ч. С закрылками, выпущенными на 20°, – 190 км/ч, с закрылками, выпущенными на 35°, – 175 км/ч.

Произвести снижение для аварийной посадки с учетом расположения препятствий, учитывая, что аэродинамическое качество составляет:

– с убранными закрылками K = 14/12 (Ш. убр./Ш. вып.);

– с закрылками, выпущенными на 20°, K = 12/10,6 (Ш. убр./Ш. вып.);

– с закрылками, выпущенными на 35°, K = 10/9 (Ш. убр./Ш. вып.).

Принять решение о выполнении посадки с убранными или выпущенными шасси. При принятии решения о выпуске шасси, выпустить шасси от аварийной системы. На высоте не менее 100 м уточнить расчет и выпустить закрылки в посадочное положение. Рычаг управления стоп-краном перевести в положение «Закрыт». Закрыть перекрывной топливный кран.

Выравнивание самолета начать с высоты 8–9 м над кромкой площадки и закончить на высоте 0,7–0,9 м.

В случае отказа двигателя в наборе высоты и в крейсерском полете немедленно перевести самолет на планирование со скоростью 200 км/ч и доложить диспетчеру службы движения. Зафлюгировать воздушный винт. Принять решение о месте возможной посадки. Выполнить снижение до высоты надежного запуска двигателя (H не более 4000 м) и произвести попытки запуска. Если до высоты 300–500 м запустить двигатель не удалось, необходимо рычаг управления стоп-краном установить в положение «Закрыт». Закрыть перекрывной топливный кран. При производстве расчета на посадку необходимо учитывать дальность планирования с высоты 500 м, которая в штилевых условиях составляет:

– в полетной конфигурации ($\delta_з$ = 0°, Ш. убр.) – 7000 м;

– во взлетной конфигурации ($\delta_з$ = 20°, Ш. убр.) – 6000 м;

– в посадочной конфигурации ($\delta_з$ = 35°, Ш. убр.) – 5000 м.

При посадке на неподготовленную площадку пилоту принять решение о необходимости выпуска шасси, выдерживая при этом приборную скорость планирования $V_{пл}$ = 190 км/ч. Выполнить, если необходимо, разворот в сторону площадки с креном 30° (потеря высоты за время разворота на 90° составляет 120 м, время разворота – 30 с). Расчет на посадку произвести с запасом по дальности приземления, при необходимости выпустить шасси. На высоте 300 м выпустить закрылки на 20°.

На высоте не менее 130 м и при уверенности в расчете выпустить закрылки в посадочное положение 35° и установить скорость планирования $V_{пл}$ = 175 км/ч. На высоте 30 м соразмеренным движением штурвала на себя начать выравнивание и закончить его на высоте 0,5–1 м. Перед приземлением обесточить самолет.

В случае захода на ВПП аэродрома посадку выполнять с выпущенными шасси. На удалении 4000 м и высоте 300 м выпустить шасси от аварийной пневмосистемы и закрылки на 20°. На удалении 1000 м и высоте 130 м выпустить закрылки на 35° и установить скорость планирования 175 км/ч. На высоте 30 м соразмеренным движением штурвала на себя начать выравнивание и закончить его на высоте 0,5–1 м. Перед приземлением обесточить самолет.

§ 4. Прочность самолета

Для обеспечения безопасности полетов конструкция летательных аппаратов прежде всего должна быть достаточно прочной и жесткой при действии на нее нагрузок, встречающихся в эксплуатации. Необходимо, чтобы прочность и жесткость обеспечивались в течение срока службы летательного аппарата и были достигнуты при возможно меньшем весе его конструкции.

Под прочностью самолета понимают способность конструкции воспринимать, не разрушаясь, определенные внешние нагрузки. Количественно прочность определяется силой, при которой происходит разрушение хотя бы в одной детали сооружения.

Выполнение требований норм прочности проверяется расчетом конструкции и испытаниями, проведенными в лабораториях и в полете. При оценке прочности летательного аппарата рассматриваются следующие виды эксплуатационных условий нагружения: маневренный полет, полет в неспокойном воздухе, движение по аэродрому при взлете, посадке и рулении.

Действие нагрузок на конструкцию проявляется и учитывается при проверке прочности в зависимости от их величины и количества повторений. Наибольшие нагрузки, возможные в эксплуатации, но встречающиеся редко, могут вызвать остаточные деформации и даже разрушения конструкции. Они принимаются за основу при оценке необходимых для обеспечения прочности размеров конструкции и рассматриваются как приложенные однократно. Нагрузки меньшие, но многократно встречающиеся в течение срока службы, могут привести к усталостным повреждениям конструкции. Они являются решающими при определении долговечности конструкции.

Определение нагрузок в различных случаях производится с учетом назначения самолета, его полетной массы, максимальной скорости полета и других факторов. Во всех случаях нагружения нормы прочности указывают способы определения нагрузок на самолет и его части, а также их направление и распределение.

Для каждого случая нагружения нормы прочности задают эксплуатационную перегрузку или эксплуатационную нагрузку.

Эксплуатационной перегрузкой $n_э$ называют наибольшую вероятную в эксплуатации перегрузку. В большинстве случаев нормы прочности рассматривают перегрузку, действующую в направлении подъемной силы. В качестве основных показателей уровня требований к прочности самолета при его создании задаются максимальная и минимальная (наибольшая отрицательная) эксплуатационные перегрузки $n^э_{max}$ и $n^э_{min}$.

Для самолета М-101Т максимально допустимая перегрузка в эксплуатации положительная $n^э_{max}$ = 3,5, а отрицательная $n^э_{min}$ = 1,4. При коэффициенте безопасности f = 1,5 перегрузка расчетно-разрушающая

$$n_{рр} = n^э_{max} \cdot f = 3{,}5 \cdot 1{,}5 = 5{,}25 .$$

Получить на самолете М-101Т большие перегрузки можно в полете при болтанке и при маневре.

Характеристикой продольной управляемости является градиент усилия по перегрузке $\frac{\Delta P}{\Delta n_y}$, который примерно равен 30 кг/1ед. перегрузки. Это значит, что для создания единицы перегрузки необходимо приложить усилие 30 кг.

Величина градиента усилия по перегрузке зависит от скорости полета и центровки самолета. Таким образом, чтобы создать перегрузку 3,5, необходимо приложить усилие к штурвалу $\Delta P = 30\ \text{кг/ед} \cdot 2{,}5 = 75\ \text{кг}$. А для создания перегрузки расчетно-разрушающей $n_{\text{рр}}$ = 5,25 необходимо приложить усилие $\Delta P = 30\ \text{кг/ед} \cdot 4{,}25 = 127\ \text{кг}$. При создании перегрузки более 3,5 появляются остаточные деформации крыла тем большие, чем больше будет перегрузка. При перегрузке более 5,25 крыло самолета разрушается.

Наряду с этим устанавливаются предельные величины скоростных характеристик летательного аппарата, при которых должна обеспечиваться прочность конструкции.

Для самолета М-101Т максимальная приборная скорость по прочности равна 330 км/ч, ей соответствует скоростной напор q = 520 кг/м^2. Величина $q_{\max_{\max}}$ – расчетный предельный скоростной напор, примерно на 50 % будет больше. Поэтому при превышении приборной скорости $V_{\max_{\max}}$ возможно разрушение планера самолета. При превышении $V_{\text{пр}}$ = 330 км/ч возможно получение остаточных деформаций планера, тем больших, чем скорость будет ближе к 450 км/ч.

Следует помнить, что скоростной напор, или динамическое давление, – это работа, которую выполняет 1 м^3 воздуха при полной его остановке.

Перегрузка самолета в момент приземления оценивается отношением всех поверхностных сил, действующих на самолет, к силе веса.

Перегрузку самолета в момент приземления можно оценить по формуле

$$n_y = 1 + \Delta n_y = 1 + \frac{V_{y_{\text{кас}}}^2}{4{,}5},$$

где $V_{y_{\text{кас}}}$ – вертикальная скорость самолета в момент приземления (чем она будет больше, тем больше будет перегрузка приземления).

Коэффициент 4,5 учитывает жесткость амортстойки, давление в пневматике, ход амортстойки, ускорение земного притяжения.

§ 5. Особенности полета в неспокойном воздухе

При полете в неспокойном воздухе на самолет действуют потоки воздуха (порывы ветра) различного направления. В общем случае порыв ветра может изменить угол атаки, угол скольжения и скорость набегающего потока. При изменении угла атаки, угла скольжения и скорости обтекания частей самолета изменяется величина, а возможно и направление аэродинамических сил и моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки ($n_y = \frac{Y}{G}$).

Направление порыва ветра в общем случае не совпадает с направлением движения самолета, поэтому вектор скорости порыва можно разложить на три составляющие:

U_y – вертикальная скорость порыва;

U_x – горизонтальная скорость порыва;

U_z – боковая скорость порыва (боковой поток).

Горизонтальный порыв U_x вызывает изменение истинной скорости набегающего потока, а значит изменяет величину подъемной силы и лобового сопротивления. Изменения Y и X небольшие, так как скорость горизонтального порыва в сравнении со скоростью самолета М-101Т небольшая. Следовательно, такие порывы существенного влияния на равновесие самолета в полете не оказывают, а перегрузка изменяется на небольшую величину. С точки зрения безопасности полета, наибольшее значение имеют вертикальные воздушные потоки – восходящие и нисходящие. Особенно большую опасность представляют восходящие боковые порывы ветра. В этом случае происходит значительное увеличение углов атаки при наличии кренящего момента, который может привести к тряске самолета и при несвоевременном действии пилота – к сваливанию самолета.

Кроме того, полет на малых углах атаки (большие приборные скорости) может сопровождаться большими перегрузками.

Пусть самолет совершает горизонтальный полет с углом атаки α_1 со скоростью V. Подъемная сила Y_1 равна силе веса G, а перегрузка $n_y = \frac{Y_1}{G} = 1$ (рис. 41).

При попадании самолета в восходящий поток к вектору скорости набегающего потока V добавляется скорость восходящего потока U_y. В результате

получается суммарная скорость W, которая по величине несколько больше V и направлена к ней под углом $\Delta\alpha$. Следовательно, угол атаки α_1 увеличится на $\Delta\alpha$ и станет $\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha$. Увеличение угла атаки самолета вызовет увеличение подъемной силы до $Y_2 = Y_1 + \Delta Y$ и увеличение перегрузки до $n_y = \frac{Y_2}{G} = \frac{Y_1 + \Delta Y}{G} > 1$.

Если скорость восходящего потока будет больше, то увеличение угла атаки, подъемной силы и перегрузки также будет большим (см. рис. 41).

Для оценки запаса углов атаки (запаса коэффициента c_y) рассмотрим кривые c_y, потребные для горизонтального полета на различных высотах, и кривую допустимых c_y. Кривая допустимых значений коэффициента c_y показывает те наибольшие значения его, при которых срабатывает сигнализация, и самолет еще имеет продольную и боковую устойчивость.

Величина коэффициента c_y, потребного для горизонтального полета, определяется по формуле $c_{y_{\text{гп}}} = \frac{2G}{S\rho V^2}$.

Если произвести вычисления коэффициента $c_{y_{\text{гп}}}$ для всех скоростей полета от $V_{\text{св}}$ до $V_{\max} = 300$ км/ч, то получим кривую зависимости $c_{y_{\text{потр}}}$ от скорости полета.

Расстояние между кривой допустимых значений c_y и каждой кривой потребных c_y выражает зависимость по коэффициенту c_y (по углам атаки) на данной высоте полета самолета.

Если запас по c_y большой, то для выхода самолета на большие углы атаки требуется более значительное их увеличение. А это значит, что при полете в неспокойном воздухе существует меньшая вероятность выхода самолета на c_y сваливания.

Запас по c_y можно учитывать при помощи перегрузки. При $c_{y_{\text{потр}}}$ происходит горизонтальный полет с $n_y = 1$. При выходе самолета на $c_{y_{\text{доп}}}$ подъемная сила и перегрузка увеличиваются пропорционально $c_{y_{\text{доп}}}$. Следовательно, n_y допустимая будет выражаться отношением $c_{y_{\text{доп}}}$ к c_y, потребному для горизонтального полета, т.е. $n_y = \frac{C_{y_{\text{доп}}}}{C_{y_{\text{гп}}}}$.

Значение допустимых перегрузок на различных высотах показаны на рис. 42. Из этого графика видно, что при большей высоте допустимые перегрузки меньше.

На этом графике нанесены прямые линии максимально допустимых перегрузок по прочности 3,5. Точки пересечения графиков допустимых перегрузок по прочности 3,5 и перегрузок максимально допустимых по сваливанию показывают, что в момент выхода на максимальную перегрузку по прочности самолет приближается к сваливанию.

Видно, что наибольший запас по c_y для самолета М-101Т будет на скорости сваливания (1,8–2). Поэтому и рекомендуется полет в болтанку выполнять на скорости 220–270 км/ч (см. рис. 42), крен не более 15°.

На рис. 42 даны также перегрузки в зависимости от величины восходящего порыва.

Перегрузки, действующие на самолет М-101Т в горизонтальном полете, можно рассчитать по формуле

$$n_y = 1 \pm \Delta n_y = 1 \pm K \frac{\rho_0 \cdot c_y^{\alpha} \cdot W_i \cdot V_i}{2 \cdot G / S},$$

где K = 0,88–0,95 – коэффициент эффективности порыва;

$c_y^{\alpha} = \dfrac{\Delta c_y}{\Delta \alpha} = 5$ – производная c_y самолета;

G/S = 3200/17 = 188 кг/м² – нагрузка на крыло;

V = 220 км/ч = 61 м/с – скорость полета.

При действии восходящего порыва, равного 3 м/с, прирост перегрузки будет $\Delta n_y = \dfrac{0{,}95 \cdot 5 \cdot 61 \cdot 3 \cdot 0{,}125}{2 \cdot 188} = 0{,}287$.

Сама перегрузка будет равна 1,28 при действии восходящего порыва 3 м/с. При действии восходящего порыва, равного 15 м/с, прирост перегрузки будет $\Delta n_y = \dfrac{0{,}95 \cdot 0{,}125 \cdot 5 \cdot 61 \cdot 15}{2 \cdot 188} = 1{,}45$.

Таким образом, при действии восходящего порыва 15 м/с перегрузка будет равна 2,45.Для того чтобы не возникали такие большие перегрузки, необходимо следовать всем рекомендациям по выполнению полета в неспокойном воздухе, а также при выполнении маневра самолета.

В 2006 году в районе г. Донецка самолет Ту-154М при попадании в восходящие порывы свалился и вошел в штопор.

ГЛАВА 4. ВИРАЖИ И РАЗВОРОТЫ

§1. Понятие о криволинейном полете и виды виражей

Полет, при котором центр тяжести самолета движется по дуге окружности какого-либо радиуса, называется криволинейным полетом. Криволинейный полет может быть выполнен в любой плоскости. Для искривления траектории необходимо создать неуравновешенную силу, перпендикулярную траектории движения. Неуравновешенная сила, направленная по траектории движения самолета, создает ускорение. Неуравновешенная сила возникает при отклонении рулей управления, изменении режима работы двигателя и при порывах ветра.

Виражом называется полет самолета с креном по замкнутой траектории в горизонтальной плоскости. При вираже самолет разворачивается на 360° или 180°. Виражи с креном менее 45° называются мелкими, а с креном более 45° – глубокими. В зависимости от направления вращения различают левые и правые виражи. По кинематическим параметрам (скорость, крен, скольжение) виражи разделяют на правильные и неправильные. Правильным виражем называется полет самолета по дуге окружности на постоянной высоте, с постоянной скоростью, постоянным креном и без скольжения (рис. 43).

На правильном вираже направление скорости непрерывно изменяется во времени, поэтому движение самолета неустановившееся. Но если величина скорости полета, углов крена, тангажа и скольжения с течением времени не изменяется, то с допущениями можно считать вираж установившимся (рис. 44).

Правильный установившийся вираж называется координированным. Вираж с внутренним и внешним скольжением называется неправильным, некоординированным (рис. 45, *а*, *в*).

При координированном вираже вектор поступательной скорости в любой точке траектории совпадает с плоскостью симметрии самолета, так как самолет в процессе виража не поворачивается относительно вертикальной оси. Если самолет, выполняя вираж, повернется вокруг вертикальной оси, то вектор скорости с плоскостью симметрии будет составлять некоторый угол

скольжения. При наличии внутреннего скольжения носовая часть самолета расположена вне окружности, по которой движется центр тяжести (рис. 45, *а*), а при наличии внешнего скольжения – внутри окружности (рис. 45, *б*).

Обтекание самолета на виражах показано на рис. 45. Отворот самолета на определенный угол от своего курса называется разворотом. В летной эксплуатации для изменения направления полета используют установившиеся развороты, которые являются частью установившегося виража или спирали.

§2. Схема сил и уравнение движения правильного виража

Развороты в горизонтальной плоскости являются наиболее распространенными видами маневра самолета М-101Т.

Различают несколько видов таких разворотов: установившиеся, неустановившиеся, координированные и некоординированные.

Установившийся разворот производится с постоянными радиусом и скоростью по траектории полета, которая представляет собой дугу окружности. Если при развороте изменяется скорость полета (т.е. разворот производится с разгоном или торможением), а также непостоянен радиус разворота, такой разворот будет неустановившимся.

Координированный разворот отличается от некоординированного отсутствием скольжения.

При некоординированном развороте самолет всегда летит со скольжением – либо внутренним, когда воздушный поток набегает под углом к продольной оси самолета с той стороны, куда самолет разворачивается, либо внешним (см. рис. 45).

Правильным разворотом называется такой, который одновременно является и установившимся и координированным.

Все перечисленные выше виды разворотов в горизонтальной плоскости объединяются тем обстоятельством, что суммарная центростремительная сила, искривляющая траекторию, всегда горизонтальна. Если бы это было не так, то траектория движения самолета искривлялась бы и в вертикальной плоскости, и самолет совершал бы разворот с набором высоты или со снижением.

Накренение самолета производится с помощью элеронов, отклонение которых вызывает не только накренение, но и вращение самолета вокруг вертикальной оси. В процессе вращения возникает противодействующий (демпфирующий) момент, вследствие чего падает угловое ускорение и в конечном итоге устанавливается некоторая угловая скорость, когда достигается равновесие между вращающим и демпфирующим моментами.

Рассмотрим схему сил, действующих на самолет при вираже или в установившемся развороте самолета. Пусть самолет совершает вираж на угле атаки α с постоянной скоростью $V_в$ и углом крена γ (угол крена – это угол между поперечной осью самолета и линией горизонта).

Схема сил, действующих на самолет при вираже или в установившемся развороте, изображена на рис. 44. Подъемную силу разложим на две составляющие:

а) $Y_1 = Y_в\cos\gamma$ – проекция подъемной силы на вертикаль к линии горизонта;

б) $Y_2 = Y_в\sin\gamma$ – проекция подъемной силы на горизонтальную плоскость.

При осуществлении виража или установившегося разворота необходимо:

а) $P_в = X$ – для выполнения виража с постоянной скоростью;

б) $Y_1 = Y_в\cos\gamma = G$ – для сохранения высоты полета;

в) $Y_2 = Y_в\sin\gamma$ – для выполнения виража с постоянным радиусом.

Величина центробежной силы $F_с$, условно приложенной к самолету, в результате криволинейного движения самолета равна Y_2, т.е. $Y_2 = Y_в\sin\gamma = F_с$.

Величина центробежной силы определяется как произведение массы самолета $m = \frac{G}{g}$ на ускорение при криволинейном движении $j = \frac{V_в^2}{Z_в}$, т.е.

$$F_с = \frac{G \cdot V_в^2}{g \cdot r_в},$$

где $V_в$ – скорость при вираже;

$r_в$ – радиус виража.

Подъемная сила на вираже при больших углах крена значительно больше веса самолета. Следовательно, при вираже перегрузка $n_y = \frac{Y_в}{G}$ значительно

больше единицы (рис. 46). Величина перегрузки зависит от угла крена $n_y = \frac{Y_в}{G} = \frac{Y_в}{Y_1} = \frac{1}{\cos\gamma}$, причем, при увеличении угла крена величина потребной подъемной силы увеличивается (cos γ – уменьшается), а значит, и перегрузка возрастает (см. рис. 43).

Скорость, потребную на вираже, можно определить из условия

$$Y_1 = Y_в \cos\gamma = c_y S \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \cos\gamma = G$$

Решив уравнение относительно скорости виража $V_в$, получим:

$$V_в = \sqrt{\frac{2G}{c_y S \rho \cos\gamma}} = V_{гп}\sqrt{\frac{1}{\cos\gamma}} = V_{гп}\sqrt{n_y}\ .$$

Как видно из формулы, скорость потребная на вираже, так же, как и скорость горизонтального полета, зависит от полетного веса самолета, плотности воздуха и коэффициента подъемной силы (рис. 47).

Кроме того, величина скорости зависит от угла крена (перегрузки).

При большем угле крена необходима большая подъемная сила (больше перегрузки), для создания которой необходима большая скорость.

Тягу, потребную на вираже, можно определить из условия

$$P_в = X_в = c_x S \frac{\rho V^2}{2} = c_x S \frac{\rho V_{гп}^2}{2} n_y = P_{гп} n_y = \frac{G}{K} n_y,$$

$$P_в = \frac{G}{K\cos\gamma}\ \text{(кг)}.$$

Мощность, потребная на вираже, определяется как секундная работа силы тяги, необходимая для выполнения виража:

$$N_в = \frac{P_в N_в}{75} = N_{гп}\sqrt{n_y^3}\ \text{(л.с)}.$$

Величина потребной мощности зависит от веса самолета, плотности воздуха, угла атаки (K и c_y), а также от угла крена. При увеличении угла крена

потребная мощность на вираже увеличивается как за счет повышения силы тяги, так и вследствие роста скорости (рис. 48).

Радиус виража можно вычислить из соотношения сил при вираже следующим образом:

$$\text{tg}\,\gamma = \frac{Y_2}{Y_1} = \frac{F_c}{G} = \frac{V_в^2}{g \cdot r_в}, \text{ так как } F_с = \frac{G V_в^2}{g \cdot r_в}.$$

Зная угол крена и скорость, потребную на вираже, определим радиус виража:

$$r_в = \frac{V_в^2}{g \cdot \text{tg}\,\gamma} \text{ (м)}.$$

Время выполнения виража можно получить следующим образом:

$$t_в = \frac{2\pi r_в}{V_в} = \frac{2\pi V_в}{g \cdot \text{tg}\gamma} = \frac{6{,}28 \cdot V_в}{9{,}81 \cdot \text{tg}\,\gamma} \approx 0{,}64 \frac{V_в}{\text{tg}\,\gamma} \text{ (с)}.$$

Из формул видно, что радиус и время выполнения виража зависят от скорости и угла крена, причем при большей скорости и меньшем угле крена радиус и время выполнения виража больше.

Пример: вычислить перегрузку, скорость, тягу, радиус и время, потребные для выполнения виража самолета М-101Т с полным весом 3270 кг при $\alpha_{нв} = 7°$ с креном 30°, на высоте, соответствующей нулевой по стандартной атмосфере ($\rho = 0{,}125 \frac{кг \cdot с^2}{м^4}$) (табл.).

Характеристики виража самолета М-101Т (*m* = 3270 кг)

tg γ	$V_{св}$, км/ч	γ	cos γ	n_y	$V_{нв}$, км/ч	$P_в$, кг	$N_в$, л.с.	$\sqrt{n_y}$	$r_в$, м	$t_в$, с	$V_{эк}$, км/ч
0	150	0	1	1	220	234	190	1	$V_{эк}$	$V_{эк}$	190
0,267	153	15°	0,9659	1,035	224	242	200	1,02	1113	122	194
0,364	155	20°	0,9397	1,065	226	249	208	1,03	814	94,9	196
0,577	160	30°	0,8660	1,155	235	270	234	1,07	543	62	203
1	178	45	0,7070	1,415	262	311	298	1,19	384	34,8	226
1,73	211	60°	0,5	2	310	468	536	1,41	322	27,3	268
2,74	256	70°	0,34	2,94	376	687	952	1,71	295	21	324
5,67	360	80°	0,173	5,78	528	1352	2630	2,4	280	14	456

1. Значение c_y и c_x берем из поляры самолета и вычисляем $K = 14$.

2. Перегрузка при вираже

$$n_y = \frac{1}{\cos\gamma} = \frac{1}{0{,}866} \approx 1{,}15 .$$

3. Скорость, потребная на вираже

$$V_{\text{в}} = V_{\text{гп}} \cdot \sqrt{n_y} = 220 \cdot 1{,}077 \approx 237 \text{ км/ч} .$$

4. Тяга потребная на вираже

$$P_{\text{в}} = \frac{G}{K} n_y = \frac{3270}{14} \cdot 1{,}16 = 270 \text{ кг} .$$

5. Радиус виража

$$r_{\text{в}} = \frac{V_{\text{в}}^2}{g \cdot \operatorname{tg}\gamma} = \frac{65^2}{9{,}81 \cdot 0{,}577} = \frac{4225}{5{,}66} = 746 \text{ м} .$$

6. Время виража

$$t_{\text{в}} = 0{,}64 \frac{V_{\text{в}}}{\operatorname{tg}\gamma} = 0{,}64 \frac{65}{0{,}577} = 72{,}09 \text{ с} .$$

7. Мощность, потребная на вираже

$$N_{\text{в}} = \frac{P_{\text{в}} V_{\text{в}}}{75} = \frac{270 \cdot 65}{75} = 234 \text{ л.с.}$$

Тяга, потребная для виража, зависит от всех факторов, от которых зависит тяга, потребная для горизонтального полета, но, кроме того, и от угла крена, с увеличением которого она увеличивается (рис. 49). Мощность, необходимая для выполнения правильного виража на данном угле атаки с заданным углом крена, называется потребной мощностью виража: $N_{\text{в}} = P_{\text{в}} V_{\text{в}}$, $N_{\text{в}} = N_{\text{гп}} \cdot \sqrt{n_{\text{в}}^3}$. Мощность, потребная для виража, зависит от тех же факторов, что и мощность, потребная для горизонтального полета, и дополнительно от угла крена (см. рис. 48).

Из формулы и графика (см. рис. 49) видно, что при выполнении виражей с креном до 20° мощность, потребная для виража, почти равна мощности, потребной для горизонтального полета, а следовательно, увеличение мощности силовой установки незначительно. При угле крена виража более 20–30° мощность, потребная для выполнения виража, увеличивается значительно интенсивнее и особенно интенсивно увеличивается при угле крена более 60°. При увеличении угла крена виража кривая потребной мощности смещается вверх и вправо относительно кривой потребной мощности для горизонтального полета. При некотором угле крена потребная мощность (тяга) коснется кривой располагаемой мощности (см. рис. 49). Пунктирными линиями на графике соединены точки кривых потребных мощностей, соответствующие одинаковым углам атаки.

Правильный вираж с максимально возможным углом крена, при котором для сохранения высоты используется вся мощность силовой установки, называется предельным виражом. Вираж с предельным углом крена можно выполнить только на скорости, близкой к экономической, на которой разница между мощностью потребной и располагаемой максимальная.

На самолете М-101Т предельный крен по мощности у земли приблизительно равен 60°.

Для обеспечения безопасности и достаточной маневренности во всех случаях запрещается выполнять развороты на малых скоростях с большими углами крена. Эти ограничения можно объяснить следующим. При выполнении разворота на заданной скорости с большим углом крена необходима большая подъемная сила, которая увеличивается при этом увеличением угла атаки. Увеличение угла атаки вызывает увеличение сопротивления самолета и уменьшение скорости полета. Для сохранения скорости необходимо увеличение силы тяги. А так как она ограничена по величине, то ее может оказаться недостаточно. Поэтому самолет будет продолжать уменьшать скорость, особенно при стремлении пилота сохранить высоту. В результате этого самолет может оказаться во втором режиме полета, где он неустойчив по скорости и углу атаки.

Следует отметить, что чем больше угол крена, тем труднее выполнять координированный разворот, т.е. разворот без скольжения. При нарушении

координации разворота появляется скольжение самолета, в результате которого увеличивается его сопротивление, и вновь создаются условия для перехода во второй режим полета. Запас отклонения рулей и их эффективность уменьшаются. Все это требует ограничения по углу крена и скорости полета. Таким образом, границами виража для самолета М-101Т являются:

1. Второй режим полета, максимально допустимым является угол атаки экономический 10°, при скорости полета 190 км/ч. При увеличении угла крена скорость, соответствующая углу атаки 10°, увеличивается и рассчитывается как $V_{\text{в}} = V_{\text{гп}} \cdot \sqrt{n_y}$ (см. рис. 49).

2. Ограничение по располагаемой мощности. При крене около 60° мощность потребная будет равняться мощности располагаемой, и для создания большего крена и сохранения горизонтального полета мощности не хватит.

3. По прочности или скоростному напору. Ограничение $V_{\text{пр}} = 315$ км/ч, $q = 430$ км/ч.

4. По перегрузке.

Радиус и время правильного виража являются важными характеристиками, определяющими маневренные свойства самолета горизонтальной плоскости. Эти параметры зависят от искривляющей траекторию силы Y_1, которая равна центробежной силе $F_{\text{ц}}$ (см. рис. 47). Правильный вираж с минимальным радиусом и минимальным временем может быть выполнен на скорости несколько меньше экономической, так как, несмотря на некоторое уменьшение угла крена на больших углах атаки, уменьшение скорости оказывает большее влияние, чем угол крена, поэтому радиус и время уменьшаются.

Выполнение виражей на углах атаки больше экономического небезопасно, так как возможен односторонний срыв потока и сваливание самолета на крыло или в штопор.

Практически выполняют только предельный вираж, при котором одновременно достигается предельный угол крена $\gamma_{\text{пр}}$, минимальный радиус виража $R_{\text{в}\min}$ и минимальное время виража $t_{\text{в}\min}$, такой вираж называется наивыгоднейшим.

Увеличение полетного веса вызывает увеличение потребной скорости виража и мощности.

$$V_{в_2} = V_{в_1} \cdot \sqrt{\frac{G_2}{G_1}}\,;\; N_{в_2} = N_{в_1}\sqrt{(\frac{G_2}{G_1})^3}\,.$$

Для увеличения скорости виража и сохранения угла крена при одном и том же угле атаки пилот должен увеличить мощность силовой установки.

Радиус виража и время виража увеличиваются вследствие увеличения потребной скорости виража. При отсутствии запаса мощности для сохранения угла крена с увеличенным весом пилот должен выполнить вираж с меньшим креном, что также ведет к увеличению радиуса и времени виража.

При увеличении режима работы двигателя увеличивается коэффициент c_y при одном и том же угле атаки за счет обдувки, что позволяет увеличить угол крена или уменьшить скорость виража при одном и том же угле крена.

При увеличении угла крена или уменьшении скорости (но не менее экономической) уменьшаются радиус и время правильного виража.

Вираж с минимальным радиусом и временем необходимо выполнять на первом номинальном режиме или на взлетном.

С подъемом на высоту уменьшается плотность ρ_H, поэтому скорость и мощность, потребные для выполнения виража на одном и том же угле атаки, увеличиваются:

$$V_{в} = V_{гп}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}n_{в}\,;\; N_{в} = N_{гп}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}n_{в}^3\,.$$

Запас мощности силовой установки с увеличением высоты у самолета М-101Т уменьшается, так как располагаемая мощность уменьшается, а потребная мощность увеличивается. В результате уменьшения ΔN уменьшается предельный угол крена виража. Увеличение потребной скорости виража и уменьшение предельного угла крена вызывают увеличение радиуса и времени наивыгоднейшего виража. На высоте теоретического потолка ($\Delta N = 0$) выполнение правильного виража невозможно.

§3. Явления, сопровождающие вираж, и управление самолетом на вираже

На вираже внешнее полукрыло в единицу времени проходит путь больший, чем внутреннее, поэтому скорость обтекания, а следовательно, и подъемная сила и сила лобового сопротивления внешнего полукрыла больше, чем внутреннего. Разность подъемных сил консолей создает момент относительно продольной оси самолета, увеличивающий угол крена виража (рис. 50).

Разность сил сопротивления консолей образует момент относительно продольной оси самолета, увеличивающий угол крена виража. Разность сил сопротивления консолей образует момент относительно вертикальной оси, стремящийся повернуть самолет в сторону, обратную виражу (см. рис. 50).

На правильном вираже вектор поступательной скорости $V = \omega \cdot R_{в}$ любой точки самолета, расположенный на поперечной оси, направлен параллельно плоскости симметрии самолета, поэтому боковая сила по оси Z не возникает. Обтекание самолета на правильном вираже показано на рис. 50. Во всех точках, расположенных на продольной оси самолета, вектор поступательной скорости направлен под углом β к плоскости симметрии самолета с внешней стороны виража. В результате на боковой поверхности киля и фюзеляжа возникает боковая сила, которая относительно центра тяжести создает момент, противодействующий вращению самолета по окружности виража.

Таким образом, для выполнения правильного виража (с креном до 45°) необходимо увеличить скорость, соответствующую крену, затем для создания искривляющей силы Y_2 отклонением ручки управления в сторону виража накренить самолет на величину заданного угла крена. Чтобы сохранить угол постоянным, ручку управления отклоняют в сторону, обратную виражу, за нейтральное положение, для уравновешивания момента от разности подъемных сил консолей. Самолет в процессе установившегося виража находится в равновесии относительно продольной оси X, если на внутренней консоли элерон несколько опущен вниз, а на внешней – поднят вверх.

При отклонении ручки управления в сторону виража необходимо одновременно отклонять в ту же сторону руль поворота на столько, чтобы его момент уравновесил моменты, препятствующие вращению центра тяжести по окружности.

Чтобы при вводе в вираж и в процессе виража самолет находился в равновесии относительно вертикальной оси, требуется для каждого угла крена строго определенное отклонение руля поворота. Если пилот отклонит руль поворота больше, чем требуется для данного угла крена, вираж будет с внешним скольжением, если меньше, чем требуется, – с внутренним скольжением. Следовательно, для выполнения правильного виража рулями нужно действовать координированно. После достижения заданного угла крена для сохранения равновесия относительно оси, ручка управления отклоняется за нейтральное положение, этим ликвидируется один из моментов, препятствующих вращению самолета по окружности.

Для соблюдения координации одновременно с отклонением ручки управления следует ослабить нажим на педаль в сторону виража (шарик указателя скольжения должен оставаться в центре).

На глубоких виражах изменяется обтекание фюзеляжа и горизонтального оперения, по сравнению с обтеканием на мелких виражах, и положение рулей хвостового оперения относительно горизонта (рис. 51).

Воздушный поток набегает под углом к нижней поверхности фюзеляжа и горизонтального оперения. Момент, препятствующий вращению самолета по окружности, создает подъемная сила горизонтального оперения и нижняя поверхность фюзеляжа.

Обтекание фюзеляжа и хвостового оперения на глубоких виражах показано на рис. 51, 52 (для наглядности рисунок изображен в вертикальной плоскости, что равносильно полету в горизонтальной плоскости).

Момент подъемной силы стабилизатора на глубоких виражах уравновешивается отклонением руля высоты вверх, а на мелких – отклонением руля поворота. На виражах с креном более 45° руль высоты приближается к вертикальному, а руль поворота – к горизонтальному положению.

На мелких виражах положение капота относительно горизонта пилот устанавливает отклонением штурвальной колонки. Угловая скорость вращения изменяется отклонением педалей.

При правом вращении винта на самолете М-101Т реактивный момент на правом вираже стремится уменьшить угол крена, а на левом – увеличить.

Для сохранения заданного угла крена при правом вираже следует отклонить ручку управления за нейтральное положение больше, чем при левом вираже.

При правом вираже закрутка струи воздуха винтом уменьшает момент боковой силы, на левом увеличивает. Следовательно, отклонение руля поворота в сторону виража на правом вираже меньше, чем на левом. Закрутка струи винтом создает на любом вираже кабрирующий момент (см. рис. 52).

На виражах плоскость вращения винта беспрерывно изменяет свое положение в пространстве, по этой причине возникает гироскопический момент винта, под действием которого самолет поднимает или опускает носовую часть фюзеляжа. Направление, в котором будет отклоняться носовая часть фюзеляжа, определяется по следующему правилу. Если направление виража совпадает с направлением вращения винта, самолет стремится опустить носовую часть, если направление вращения винта и виража разные – поднять. Следовательно, самолет М-101Т имеет тенденцию на левом вираже поднимать, на правом – опускать носовую часть фюзеляжа.

§4. Контроль выполнения разворота

Стрелка комбинированного гироскопического прибора – указателя поворота и скольжения – показывает вращение самолета вокруг оси *Y*, а шарик, как принято считать, регистрирует скольжение самолета в ту или иную сторону. Всякое отклонение шарика в сторону от своего центрального положения является показателем скольжения в сторону отклонения шарика.

Чтобы понять особенности поведения шарика, рассмотрим, на чем основаны показания прибора.

Часть прибора, предназначенная для регистрации скольжения самолета, состоит из стеклянной трубки, изогнутой по дуге определенного радиуса. Внутри находится шарик, изготовленный из черного стекла. Трение шарика о стенки трубки очень мало. Для демпфирования шарика стеклянная трубка заполняется толуолом. Учитывая объемное изменение толуола при различных температурах, в трубке оставляют небольшое количество воздуха (пузырек). Работа указателя скольжения основана на принципе маятника – шарик тождественен телу маятника, подвешенного к точке *O*, не совпадающей с его

центром тяжести. Шарик свободно перемещается по изогнутой трубке подобно грузу маятника, который может двигаться по дуге окружности.

Под действием силы тяжести $G_ш$ шарик стремится занять положение *1*, при котором нить *L*, соединяющая центр тяжести шарика с точкой подвески (центром изгиба трубки), проходит по вертикали (рис. 53).

При наклоне стеклянной трубки шарик будет стремиться сохранить отвесное положение, так что нить опять совпадет с направлением вертикали. Если под действием какой-либо мгновенной силы $F_ш$ шарик отклоняется в сторону до положения *2*, то после прекращения действия слагаемой силы веса $G_к$ будет стремиться занять прежнее положение; действие другой слагающей силы веса $G_н$ уравновешено сопротивлением нити (см. рис. 53).

Достигнув снова положения *1*, шарик по инерции перейдет в положение *3*, затем снова пройдет положение *1* и отклонится к положению *2*. Колебания шарика в обе стороны от положения *1* постепенно будут затухать, и шарик вновь займет положение *1*, т.е. расположится по вертикали *L*.

Таким образом, маятник, если он находится только под действием собственной силы тяжести, всегда будет стремиться занять вертикальное положение. Но если на маятник в течение некоторого времени действует какая-либо инерционная сила $F_ш$ направленная горизонтально, то шарик, отклонившись до положения *2*, при котором равнодействующая $G_н$ сил $G_ш$ и $F_ш$ пройдет по направлению нити L, останется в этом положении на все время действия силы $F_ш$.

Предположим, что к центру тяжести модели самолета, подвешенной на нити *L*, подвешен грузик *G*.

При горизонтальном положении модели нить подвеса грузика расположится по вертикальной оси. Если модель накренить, например влево, как это указано на рис. 53, 54, то нить *L* и грузик *G*, сохраняя вертикальное положение, будут находиться уже не в плоскости симметрии модели *YX*, а под некоторым углом $\gamma_а$ к ней. Этот угол, образованный плоскостью симметрии самолета и вертикалью, называется углом абсолютного поперечного крена, или просто абсолютным поперечным креном.

Положение, при котором шарик находится под влиянием только собственной силы тяжести, на самолете при работе двигателя будет лишь при прямолинейном полете без крена и скольжения.

В условиях криволинейного полета самолет испытывает различные ускорения при разворотах, виражах и при выполнении фигур высшего пилотажа.

Предположим, что самолет М-101Т выполняет правый правильный вираж (рис. 55), т.е. вираж без скольжения. Шарик указателя скольжения в этом случае находится под действием своей силы тяжести $G_ш$ и силы инерции.

Таковой силой является центробежная сила шарика $F_{цб.ш}$, равная центростремительной силе и направленная прямо противоположно ей. Расположится шарик на направлении силы $G_{шу}$, представляющей собой геометрическую сумму этих двух сил. Напомним, что при правильном вираже сила $G_{шу}$ направлена прямо противоположено подъемной силе Y и лежит в плоскости симметрии самолета XY.

Если при полете окажется, что шарик не лежит на оси Y, т.е. сила $G_{шу}$ не лежит в плоскости симметрии самолета, а образует с осью Y некоторый угол γ_0, то это значит, что вираж неправильный, со скольжением в ту или иную сторону.

Благодаря скольжению возникает дополнительная аэродинамическая сила, которую можно разложить на составляющие по трем осям – X, Y, Z (рис. 57).

Составляющая по оси X сила X_β даст увеличение лобового сопротивления самолета; составляющая по оси Y сила Y_β вызывает некоторое изменение подъемной силы Y (увеличение – при наружном скольжении и уменьшение – при внутреннем скольжении); составляющая по оси Z боковая сила Z_β вызывает искривление траектории полета самолета.

При вираже со скольжением на самолет вдоль оси Z кроме силы Z_β действует еще сила $Z_{рн}$, возникающая от отклонения руля в сторону виража, и влево действует сила, возникающая за счет обдувки киля винтами, – $Z_{зак}$. Равнодействующую этих сил обозначим через Z. Таким образом, при левом вираже $Z = Z_\beta + Z_{рн} - Z_{зак}$.

В дальнейшем на фигурах, на которых будут представлены силы, действующие на самолет в плоскости $Z_{зак}$ при виражах со скольжением, силу Y_β, действующую вдоль оси Y, незначительную сравнительно с величиной подъемной силы Y, мы будем включать в эту последнюю, увеличивая или уменьшая ее соответствующим образом. На рис. 58 показаны силы, действующие на самолет и на шарик указателя скольжения при вираже с внутренним скольжением.

Геометрической суммой подъемной силы Y и боковой силы $Z = Z_{\beta} + Z_{рн} - Z_{зак}$ является сила Y'. Составляющей силы Y' на горизонталь будет центростремительная сила $F_{цстр}$, а на вертикаль – сила Y_G. Добавляя по принципу д'Аламбера к силам, действующим на самолет при вираже, т.е. к равнодействующей всех внешних аэродинамических сил Y' и силе тяжести G, еще силу инерции – центробежную силу $F_{цб}$, равную и противоположно направленную силе $F_{цстр}$, получим систему сил, находящуюся в равновесии. Геометрическая сумма сил G и $F_{цб}$ – сила $G_{y'}$ – равна и прямо противоположна равнодействующей всех внешних сил Y'.

Направление силы $G_{y'}$ не совпадает с осью Y самолета, а образует с ней угол γ_0. Этот угол между кажущейся вертикалью (направлением силы $G_{y'}$) и направлением оси Y, лежащий в плоскости симметрии самолета, называется углом относительного поперечного крена, или просто относительным поперечным креном самолета (см. рис. 58). Как видно из рисунка, при вираже с внутренним скольжением угол γ_0 направлен в ту же сторону от оси Y, что и угол относительного поперечного крена $\gamma_а$.

На рис. 58 нанесена в большем масштабе изогнутая трубка с шариком указателя скольжения. Так как прибор помещается на доске, вблизи центра тяжести самолета, и ускорения от вращения самолета обычно невелики (кроме вращений при штопоре), то можно считать, что сила веса $G_ш$ и центробежная сила инерции $F_{цб.ш}$, действующие на шарик указателя скольжения при вираже самолета (см. рис. 58), пропорциональны по своей величине действующим на самолет силам G и $F_{цб}$. Следовательно, и равнодействующая сил $G_ш$ и $F_{цб.ш}$ сила $G_{шу'}$ также пропорциональна действующей на самолет силе $G_{y'}$ и лежит на одном с ней направлении. Можно также считать, что показывает направление равнодействующей внешних сил, приложенных к самолету, – подъемной силы Y и боковой силы $Z = Z_{\beta} + Z_{рн} + Z_{закр}$, т.е. шарик своим отклонением от центрального положения (от оси Y) в сторону виража показывает, насколько велик относительный крен самолета.

На рис. 58, *в* показаны силы, действующие на самолет при вираже с наружным скольжением. Как видно из рисунка угол относительного поперечного крена γ_0 в этом случае направлен от оси Y в сторону, противоположную направлению угла абсолютного крена $\gamma_а$. Шарик своим отклонением от

центрального положения показывает, насколько велик относительный крен при вираже с наружным скольжением (рис. 59).

Указатель скольжения потому так и называется, что отклонение шарика от центрального положения при криволинейном движении самолета показывает наличие и величину относительного крена, а относительный крен на самолете возникает при наличии скольжения.

Относительный крен может быть и при отсутствии абсолютного крена. Так будет, если пилот, поворачивая самолет рулями поворота, одновременно будет удерживать его элеронами от накренения (плоский разворот или вираж).

В этом случае образуется относительный крен γ_0, шарик указателя скольжения отклонится от своего центрального положения и, расположившись по направлению равнодействующей G_y, покажет внешнее скольжение самолета.

Таким образом, шарик указателя скольжения дает правильные показания, т.е. отклонение его от оси Y показывает наличие и величину скольжения самолета в сторону отклонения шарика.

Нам остается еще рассмотреть показания стрелки указателя поворота, принцип работы которого основан на гироскопическом эффекте. Стрелка указателя поворота на поперечные и продольные движения самолета, т.е. на крены и тангаж (рис. 61). Стрелка реагирует только на повороты самолета вокруг оси Y. Угол отклонения стрелки зависти от угловой скорости поворота, поэтому отклонение стрелки может являться показателем угловой скорости поворота самолета относительно оси Y. Однако указатель поворота нельзя рассматривать как прибор, при помощи которого пилот может выдерживать направление полета. Если разворот совершается с большим радиусом, т.е. с малой угловой скоростью, то стрелка указателя не отклонится от своего центрального положения. Стрелка указателя поворота нечувствительна к разворотам с радиусом 12 км и более (см. рис. 61).

Из этого следует, что пилот, видя нулевое положение стрелки указателя поворота, может считать, что он летит по прямой, а на самом деле самолет описывает окружность радиусом 12 км и более (рис. 60).

§5. Внешнее скольжение

Если начать вираж, не создавая крена, а только нажать, например, левую педаль, т.е. отклонить руль направления влево и этим создать скольжение на правое крыло, вследствие боковой обдувки фюзеляжа возникает боковая сила Z, которая начинает играть роль центростремительной силы, и под ее действием начинает описывать криволинейную траекторию влево (см. рис. 59).

Если разложить силу тяги по направлению скорости полета (касательная к кривой) и перпендикулярно ей, то видно, что составляющая сила тяги P_2 действует как центростремительная сила Z. Но так как силы Z и P_2 невелики, то траектория получится очень большого радиуса (рис. 62).

Если же пилот, желая уменьшить радиус виража, нажимает педаль сильнее, то возникает больший крутящий момент во внутреннюю сторону, поскольку подъемная сила правого полукрыла, на которое самолет скользит, возрастает.

Чтобы удержать самолет от крена, неопытный пилот резко отклоняет штурвал в сторону обратную крену, но это ухудшает дело, так как опущенный элерон (левый) тормозит, и самолет еще более увеличивает крен и сваливается на крыло. Это особенно опасно на малой высоте при выполнении доворотов.

При внешнем скольжении шарик указателя скольжения отклоняется во внешнюю сторону. Пилота тоже отклоняет к внешнему борту, это заставляет его невольно отклоняться к внутреннему борту.

§6. Внутреннее скольжение

Если на глубоком вираже, например левом, увеличить крен, то несмотря на достаточную скорость вертикальная составляющая подъемной силы Y_1 станет меньше силы веса. Самолет начнет снижаться. Чтобы восстановить положение сил, надо усилить нажим на правую педаль, т.е. отклонить руль направления во внешнюю сторону виража. Поднимая при этом носовую часть фюзеляжа, пилот создает скольжение на левое внутреннее крыло.

Вследствие бокового обтекания фюзеляжа возникает боковая аэродинамическая сила Z, которая дает добавочную вертикальную силу Z_1.

Сила Z_1 складывается с силой Y_1, и сумма этих сил уравновешивает силу веса самолета (рис. 63).

Внутреннее скольжение пилот ощущает, его отклоняет в сторону скольжения, т.е. к внутреннему борту (испытывая из-за этого неудобство, пилот невольно отклоняется к внешнему борту). В сторону внутреннего борта отклоняется и шарик указателя скольжения.

§7. Характерные ошибки на виражах

1. Резкий ввод или скорость при вводе в вираж меньше потребной для данного крена – возникает разность сил $G - Y$, не сохраняется скорость, высота, и самолет под действием равнодействующей может свалиться на крыло, причем падение будет ускоренным, что опасно на малых высотах.

2. Несоответствие мощности силовой установки при вводе и выводе из виража величине крена: не соблюдается координация действий штурвалом управления и рычагом газа. При недостаточной мощности самолет теряет высоту, при излишней мощности – набирает высоту.

3. Не удерживается положение капота относительно горизонта, на глубоких виражах излишний нажим на педаль в сторону виража вызывает опускание носовой части самолета, увеличение скорости и потерю высоты. Малый нажим на педаль в сторону виража приводит к подъему носовой части самолета, уменьшению скорости и набору высоты.

4. Чрезмерное отклонение штурвальной колонки при форсировании виража или разворота. Центростремительную силу Y_2 для форсирования разворота можно получить, уменьшая скорость виража или увеличивая перегрузки при одном и том же угле крена. Уменьшение скорости приближает самолет к сваливанию на крыло.

5. Вираж со скольжением: не соблюдается координация отклонения штурвала управления и педалей. При скольжении возникает боковая сила Z, направленная перпендикулярно траектории виража по поперечной оси самолета. При внутреннем скольжении направлена наружу от траектории виража, а при внешнем скольжении – внутрь (см. рис. 63). Наибольшую опасность, особенно на больших углах атаки, представляет внешнее скольжение (см. рис. 59). В этом случае подъемная сила виража $Y_в$ складывается с боковой

силой Z и равнодействующая сила F отклоняется в сторону виража, что равносильно увеличению угла крена (см. рис. 58).

Увеличение угла крена приводит к образованию разности между весом и составляющей подъемной силы $Y_в$, под действием которой самолет снижается. Пилот, желая прекратить снижение, увеличивает углы атаки и может вывести самолет на сваливание. При наличии внутреннего скольжения равнодействующая сил $F = Y_в + Z$ отклоняется в сторону, обратную виражу, что равносильно уменьшению крена. Следовательно, при внешнем скольжении подъемная сила и потребная скорость виража требуются больше, чем при правильном вираже с тем же углом крена, а при внутреннем – меньше. Улучшить маневренные свойства разворота со скольжением невозможно, хотя схема сил при внешнем скольжении и соответствует увеличению угла крена, но рост лобового сопротивления, обусловленный скольжением, уменьшает запас мощности, и фактически при внешнем скольжении приходится уменьшать угол крена.

6. Неточный вывод по направлению: слишком энергично рано или поздно отклоняются рули для вывода из виража, не соблюдается координация действий рулями и рычагом газа.

§8. Спираль

Спираль – это полет самолета по винтовой траектории с постоянной скоростью при заданном угле крена. Спираль, выполняемая с потерей высоты, называется нисходящей, а с набором высоты – восходящей. Спираль с креном до 45° называется мелкой, а с креном более 45° – глубокой. Спираль используется для отработки техники пилотирования, для набора или потери высоты над заданным ориентиром. В учебно-тренировочных полетах, как правило, выполняются нисходящие спирали, но допускаются и восходящие.

Нисходящая спираль представляет собой сочетание установившегося планирования с виражом. При выполнении правильной нисходящей спирали должны частично соблюдаться условия установившегося планирования или снижения с работающим двигателем, а частично – правильного виража. При снижении с задросселированным двигателем на самолет действуют сила веса

и полная аэродинамическая сила R. Полная аэродинамическая сила R и сила веса раскладываются на составляющие R_1 и R_2 (рис. 64).

Анализируя схему сил, можно написать условия выполнения правильной спирали:

$Y_1 - G_1 = 0$; $Y_1 = G \cdot \cos Q$ – постоянство угла спирали;

$G_2 - X = 0$ – постоянство скорости;

$R_2 = G/9{,}8 = V_{сп}^{2}/R_{сп}$ – постоянство радиуса спирали.

Анализируя уравнения и схему сил, можно определить параметры спирали: перегрузку, скорость, радиус, время и шаг спирали.

Нормальная перегрузка, действующая перпендикулярно вектору скорости, $N_{сп} = Y/G$. Из схемы изображенной на рис. 64: $Y = Y_1/\cos\gamma = G_1/\cos\gamma$, но $G_1 = G \cdot \cos\gamma$. Подставив значения Y_1 и G_1 в формулу для определения перегрузки, получим $N_{сп} = \cos Q/\cos\gamma$.

Перегрузка при выполнении правильной спирали при увеличении угла крена увеличивается, а при увеличении угла наклона траектории уменьшается. Скорость, потребная для выполнения спирали, определяется из формулы $Y = N_{сп}\ G = c_y\ S\rho V_{сп}$^2/2. После преобразований получим: $V_{сп} = V_{гп} \cdot \sqrt{N_{сп}}$. С увеличением перегрузки потребная скорость увеличивается. Радиус и время выполнения спирали определяются по следующим формулам

$$R_{сп} = (V_{сп}\text{^}2/9{,}8) - (\cos Q/\cos\gamma);$$

$$t_{сп} = 0{,}64\ V_{сп} \cos Q/\mathrm{tg}\gamma.$$

Радиус и время зависят от скорости спирали, углов крена и наклона траектории. С увеличением скорости радиус и время увеличиваются, с увеличением углов крена и наклона траектории – уменьшаются.

Шагом спирали называется высота, которую самолет теряет за один виток спирали. Формула для определения шага спирали выводится из треугольника, который получен разверткой одного витка спирали (см. рис.64), $h_{сп} = (2\pi/9{,}8)(V_{сп}\text{^}2/K)(\cos Q/\sin\gamma)$.

Шаг спирали зависти от скорости спирали, углов крена и наклона траектории и аэродинамического качества самолета. Спираль с минимальным шагом называется наивыгоднейшей спиралью. Расчетами доказано, что

минимальный шаг спирали достигается на экономическом угле атаки с углом крена 45° ($V_{эк\,сп} = V_{эк\,гп}\sqrt{N_{сп}}$).

Подставив в формулу для определения шага спирали числовое значение 2π, sin 45°, Q = 10–12°, получим формулу для определения шага наивыгоднейшей спирали $h_{нв\,сп} = 0{,}071 V_{сп}$^2/$K$.

На самолете М-101Т спираль выполняется при скорости 180 км/ч по прибору с установившегося режима планирования с креном 45° при выполнении учебно-тренировочных полетов в зоне.

Развороты самолета в наборе высоты и при планировании являются частью восходящей и нисходящей спиралей.

Действия пилота при выполнении спирали те же, что и при выполнении мелкого виража. После вывода самолета из спирали необходимо установить скорость по прибору 170 км/ч. При выполнении спирали так же, как и при выполнении виражей, нельзя допускать уменьшения скорости, увеличения крена и нарушения координации отклонения рулей, так как это может привести к сваливанию самолета на крыло.

Особенно сложно выполнение разворотов с отказавшим двигателем, особенно при малых скоростях и малых высотах. Поэтому такие развороты на 90° или 180° выполняются только при наличии высоты и скорости в случае крайней необходимости.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бехтир, В.П. Особенности выполнения маневров на самолетах гражданской авиации / В.П. Бехтир, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2006. – 118 с.

2. Бехтир, В.П. Практическая аэродинамика самолета М-101Т / В.П. Бехтир, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2007. – 118 с.

3. Бехтир, В.П. Штопор самолета / В.П. Бехтир. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2004. – 47 с.

4. Жуков, А.Я. Динамика полета транспортных летательных аппаратов / А.Я. Жуков. – М. : Транспорт, 1996. – 350 с.

5. Николаев, Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов / Л.Ф. Николаев. – М. : Транспорт, 1990.

6. Руководство по летной эксплуатации самолета М-101Т. – М., 2004. – 200 с.

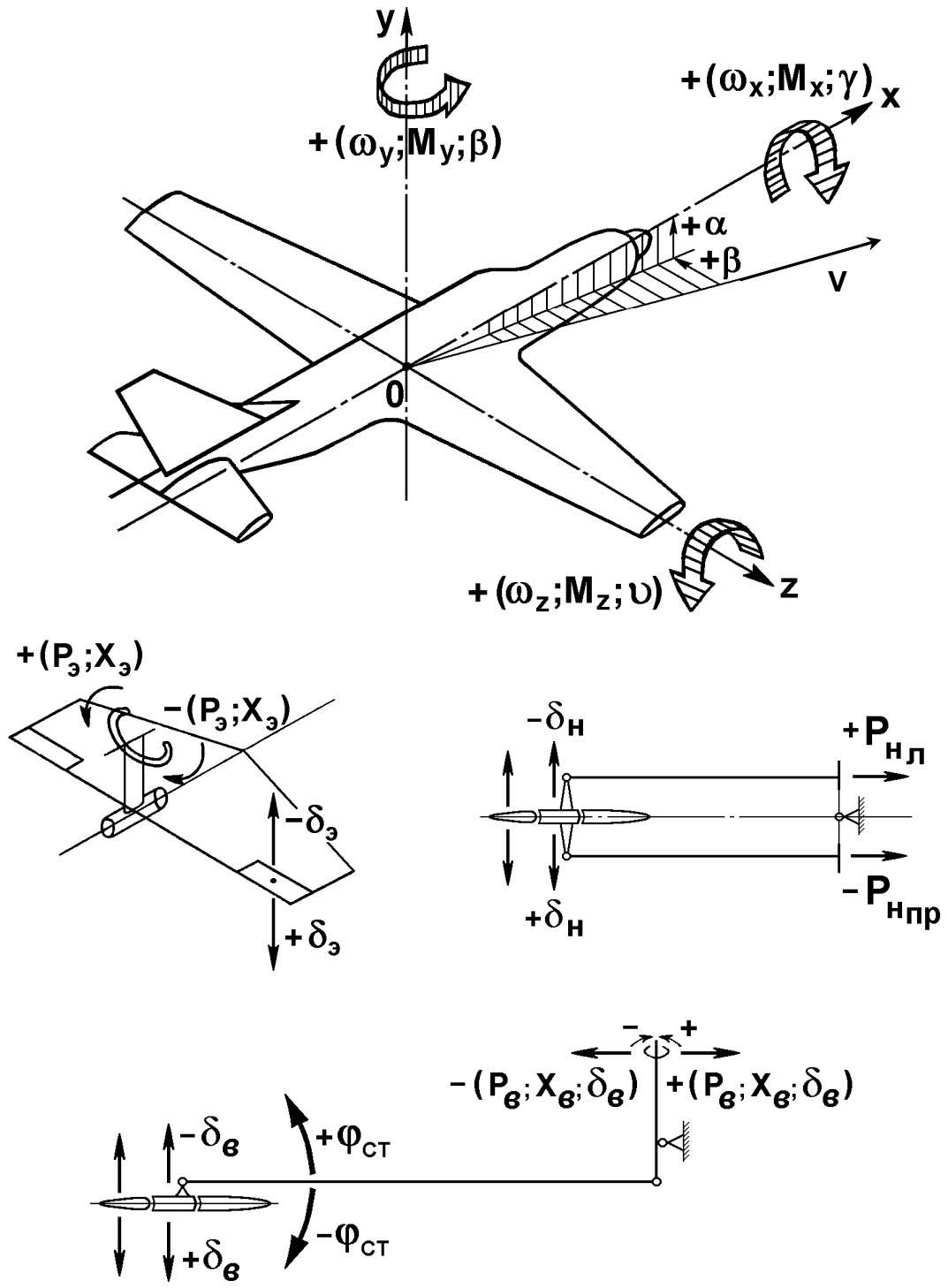


Рис. 1. Связанная система координат и правило знаков

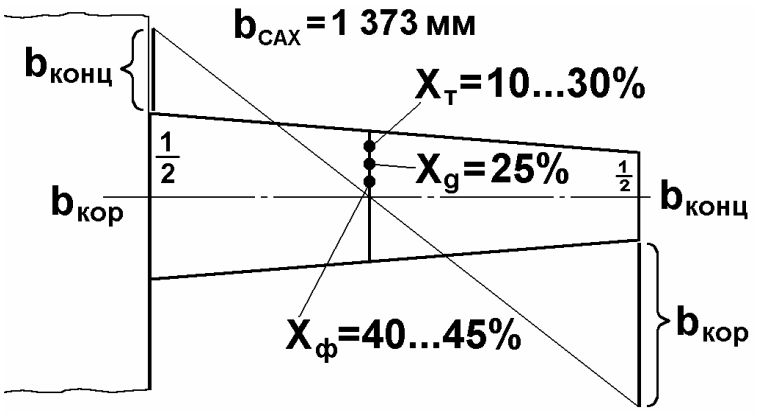


Рис. 2. Расположение средней аэродинамической хорды

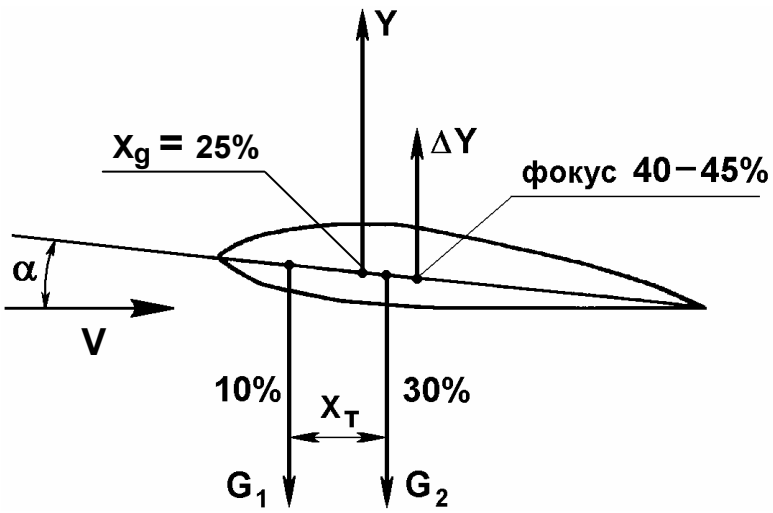
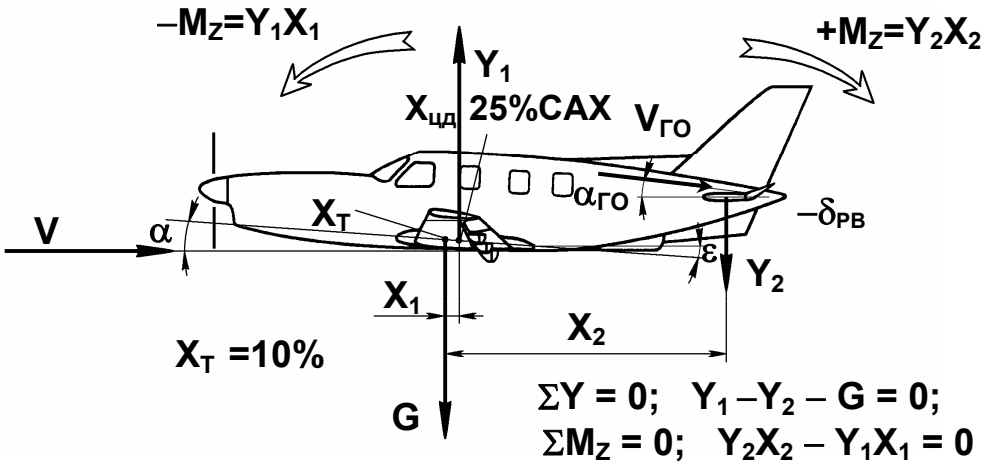
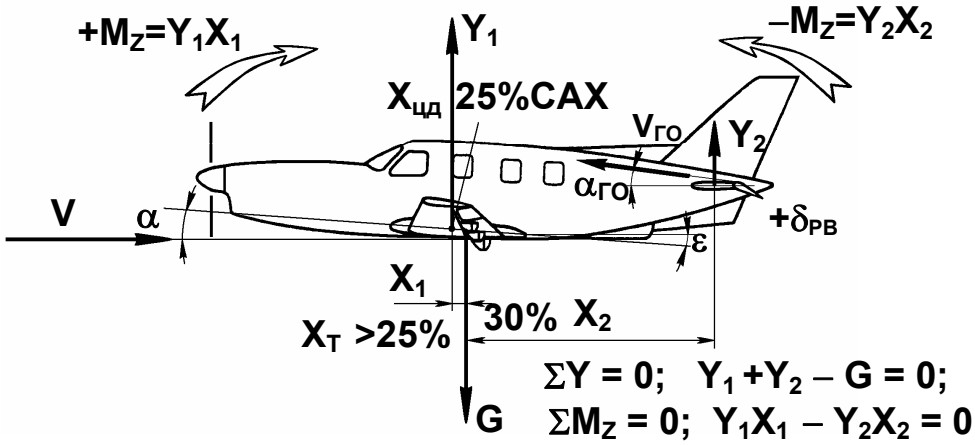


Рис. 3. Расположение центра тяжести, центра давления, фокуса по хорде $b_{САХ}$



а



б

Рис. 4. Продольное равновесие самолета:
а – предельное равновесие; б – задние центровки

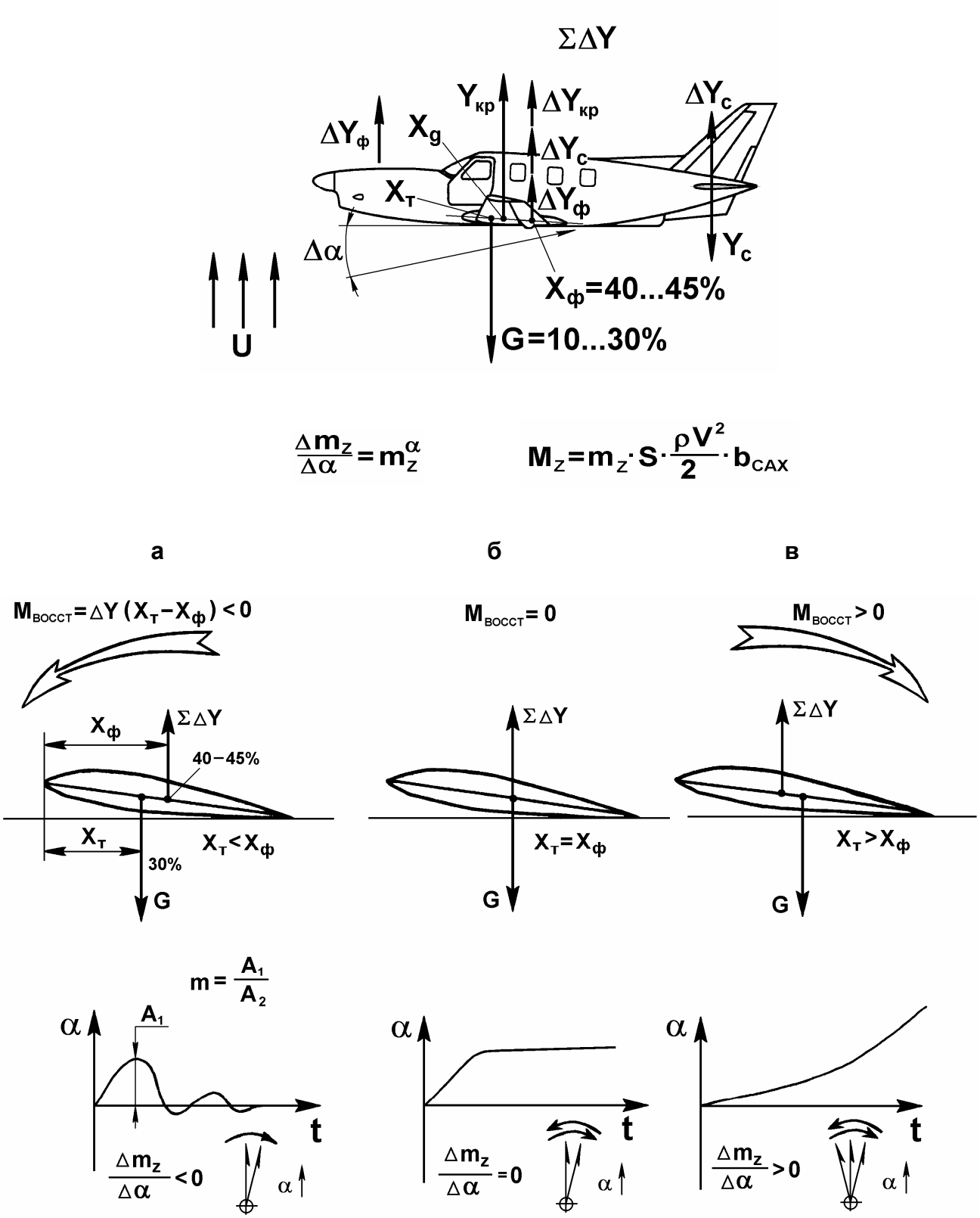


Рис. 5. Продольная устойчивость самолета по перегрузке:
а – центр масс находится впереди фокуса; б – центр масс совпадает с фокусом;
в – центр масс находится за фокусом

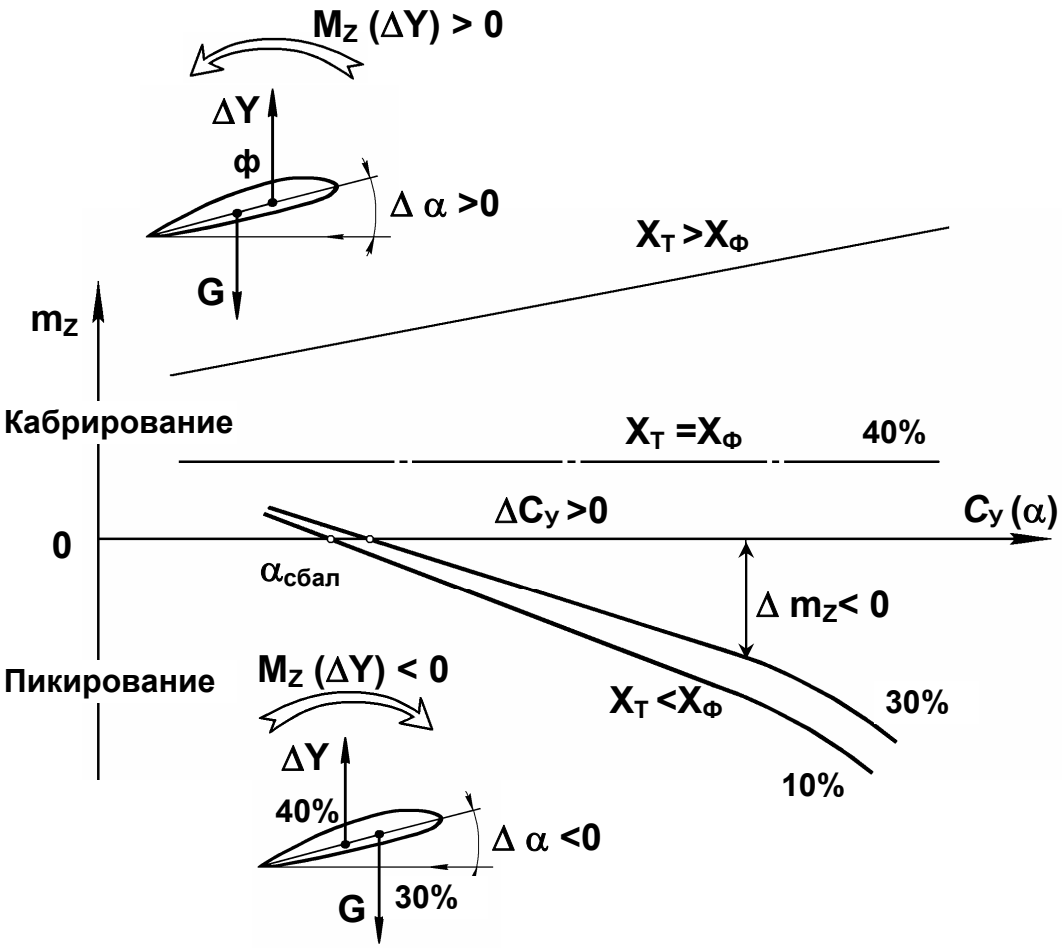


Рис. 6. Зависимость m_Z от $c_y(\alpha)$ при различных центровках

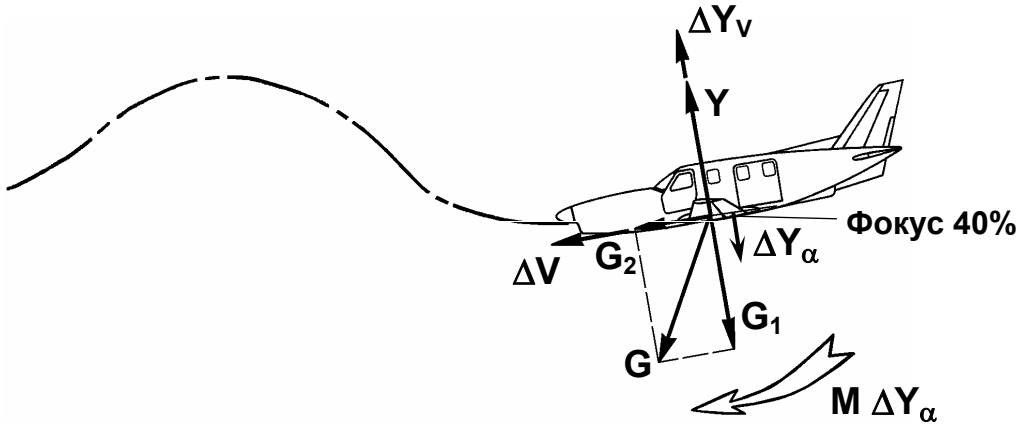


Рис. 7. Продольная устойчивость по скорости

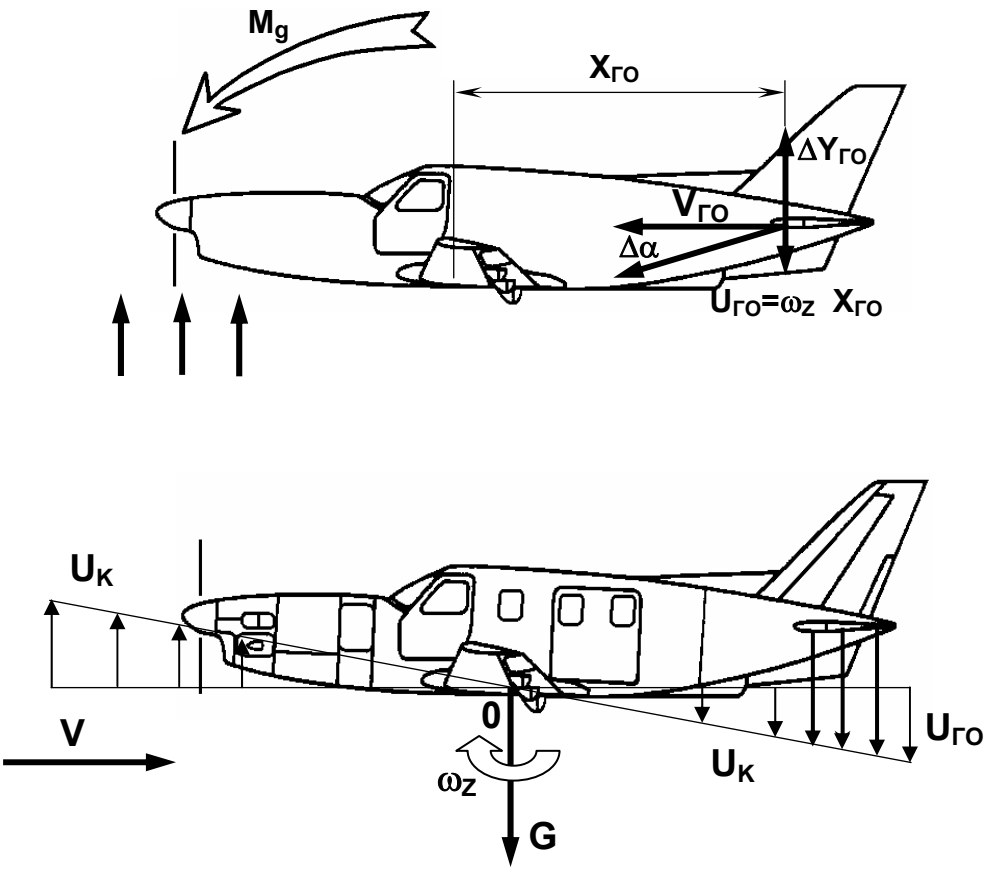


Рис. 8. Продольные демпфирующие моменты

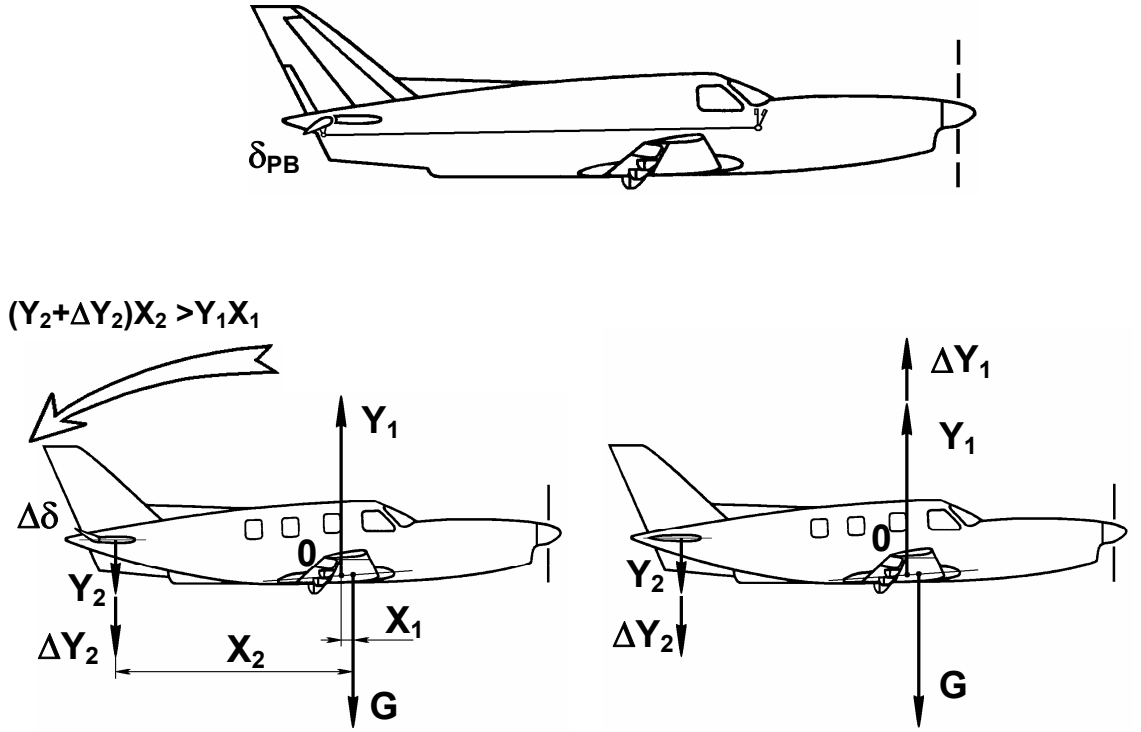


Рис. 9. Продольная управляемость самолета

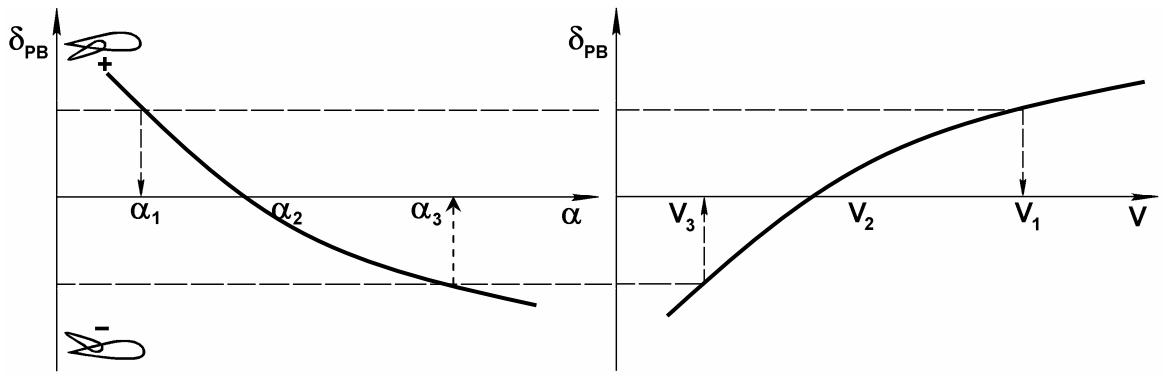


Рис. 10. Балансировочные графики

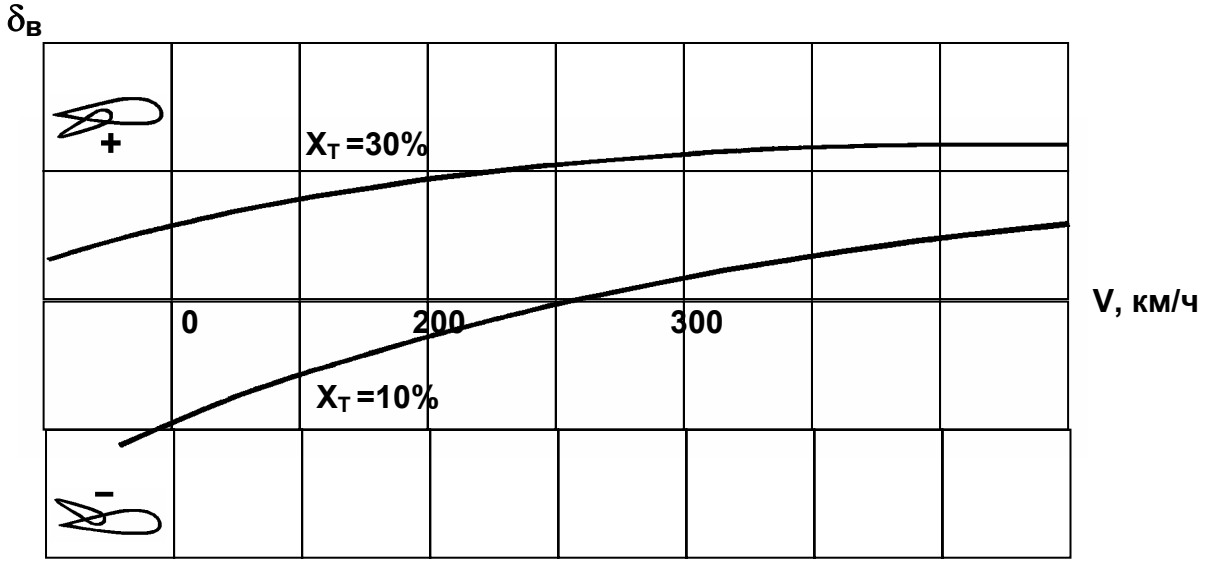


Рис. 11. Балансировочные кривые самолета (*H* = 1500 м)

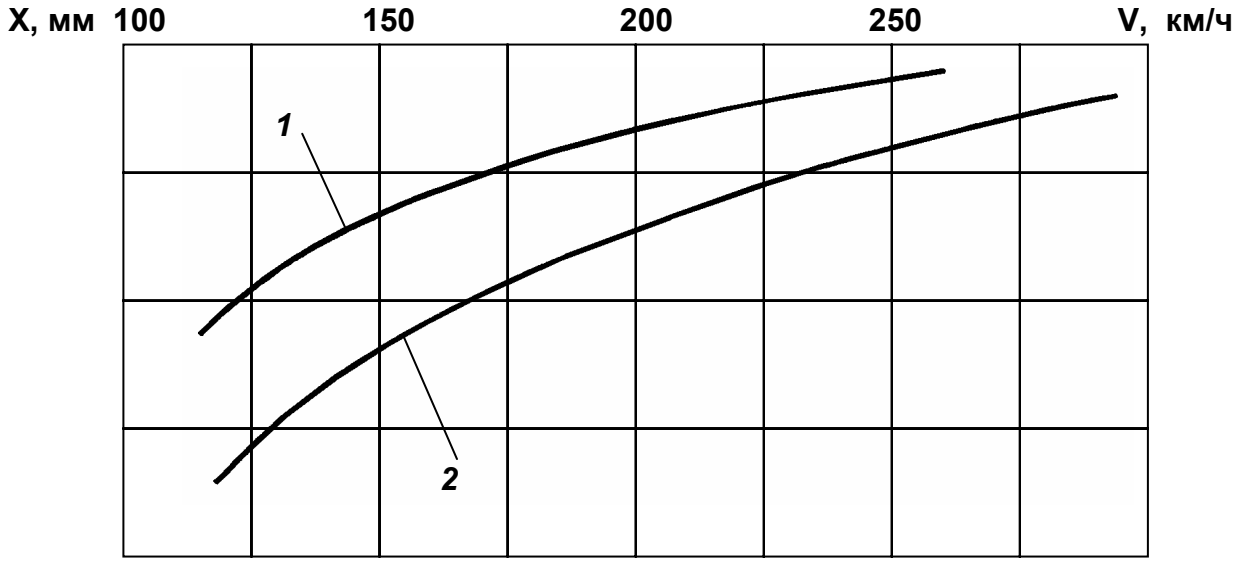


Рис. 12. Балансировочные кривые отклонения штурвальной колонки:
H = 1500 м; закрылки убраны; шасси выпущено;
1 – взлетный режим; 2 – малый газ

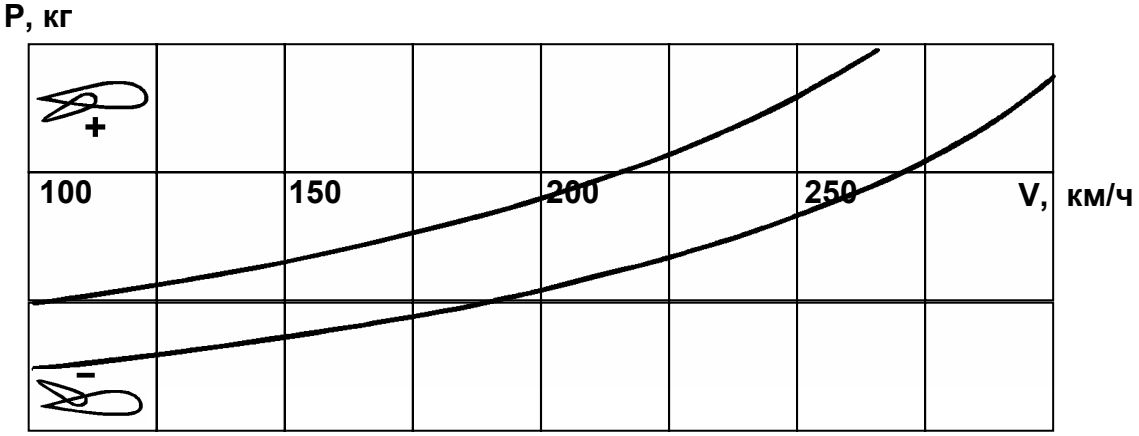


Рис. 13. Балансировочные кривые усилий на штурвале:
H = 1500 м; шасси убрано; X_T = 10 % САХ

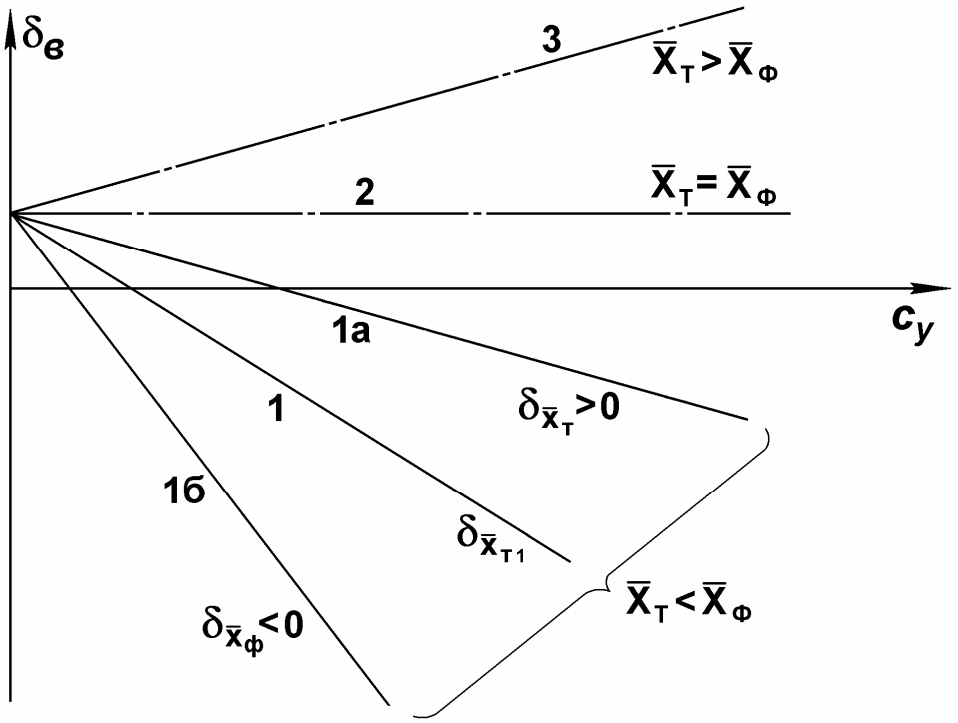


Рис. 14. Влияние центровки по хорде на балансировочную диаграмму углов отклонения руля высоты

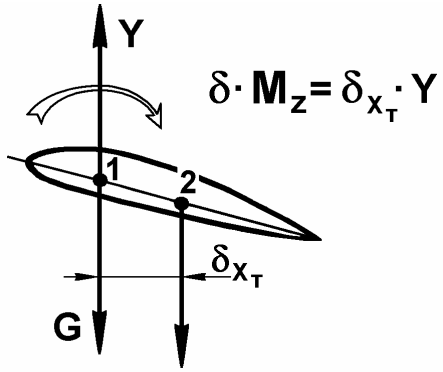


Рис. 15. Продольный момент, возникающий из-за перемещения центра тяжести самолета назад

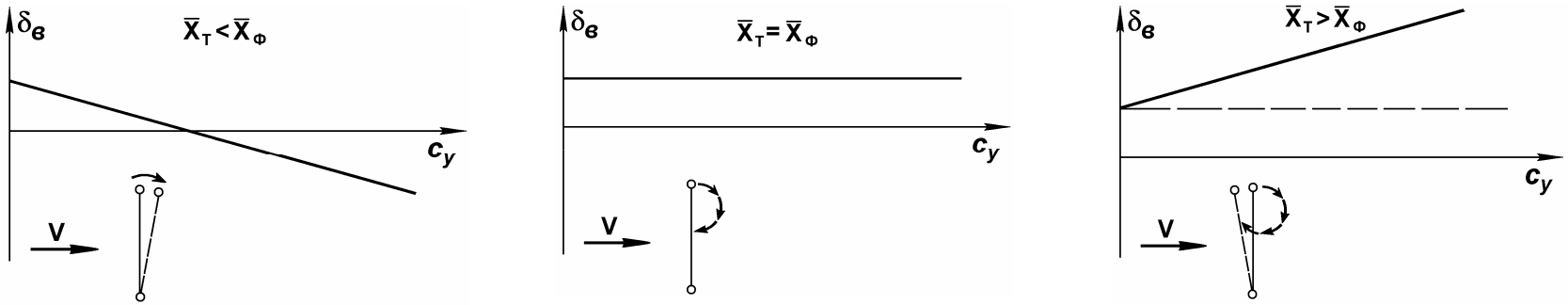


Рис. 16. Схема действий ручкой управления угла атаки и балансировки самолета на новом угле атаки

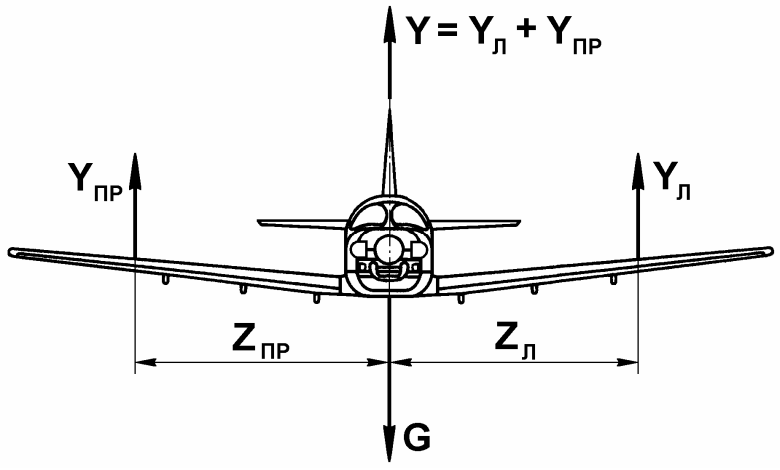


Рис. 17. Поперечное равновесие самолета

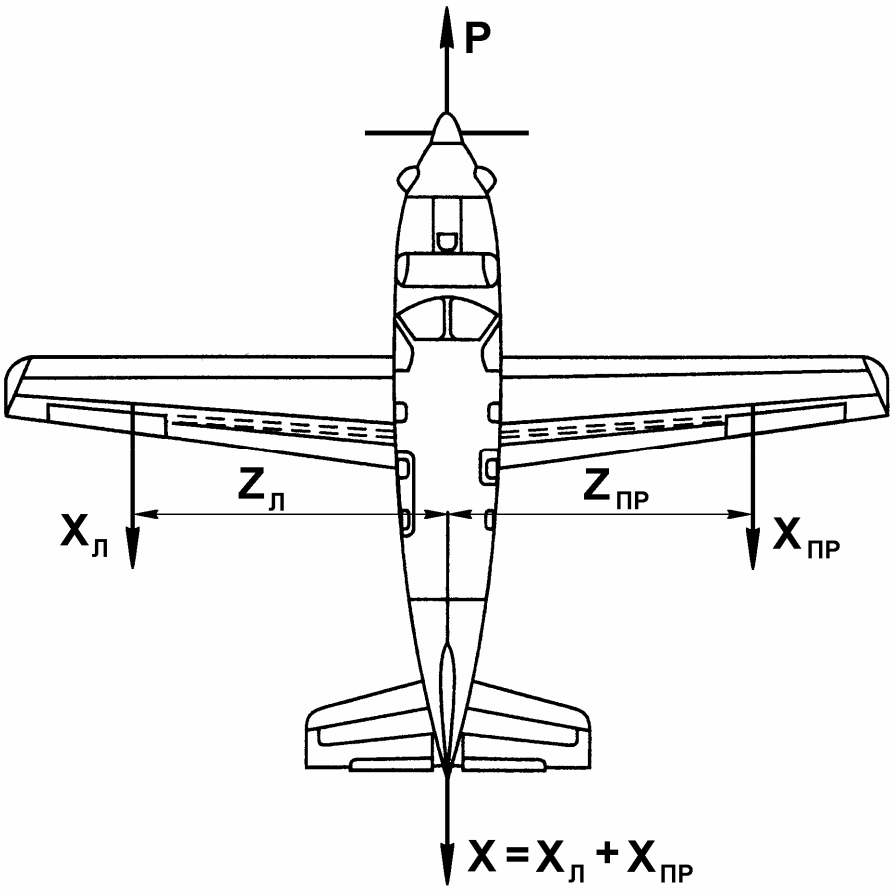


Рис. 18. Путевое равновесие самолета

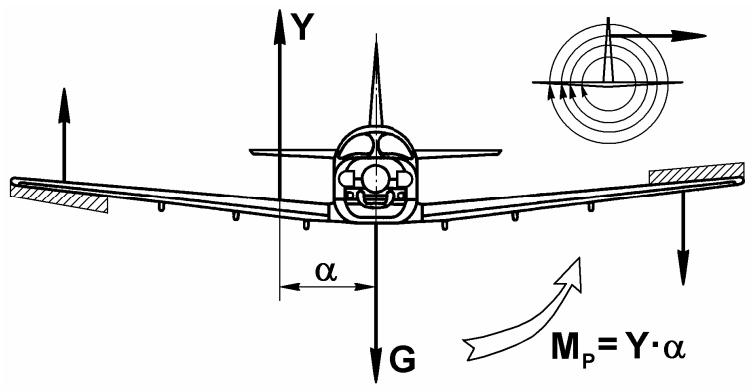


Рис. 19. Обеспечение поперечного равновесия самолета

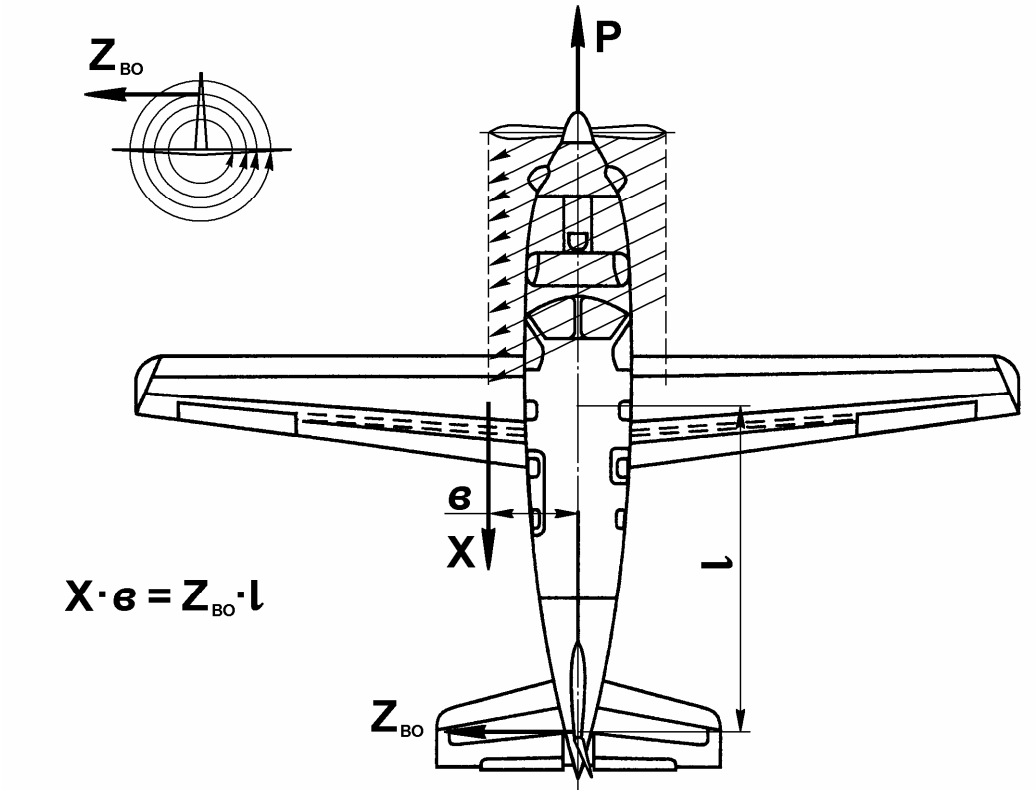


Рис. 20. Путевое равновесие. Винт левого вращения

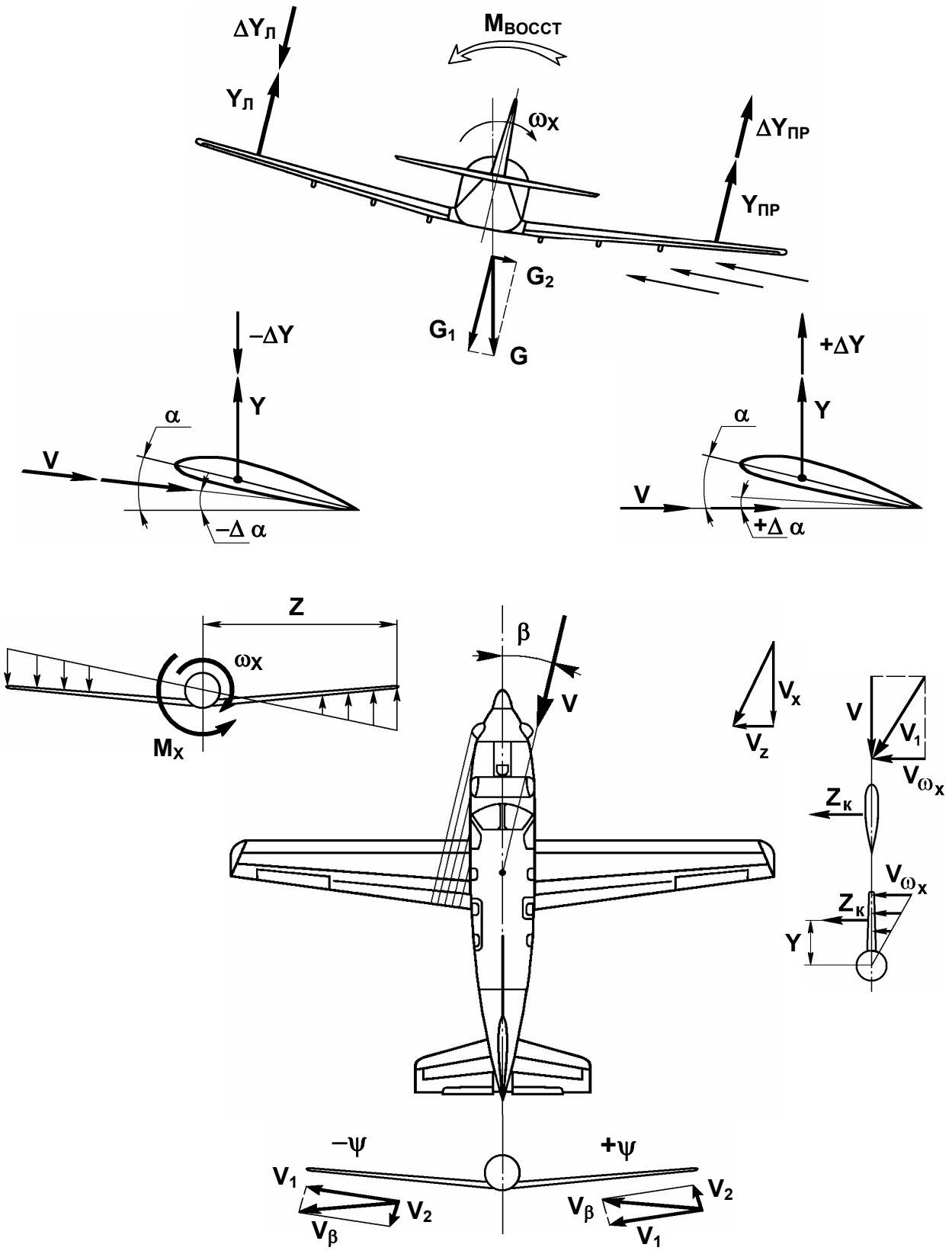


Рис. 21. Поперечная устойчивость самолета

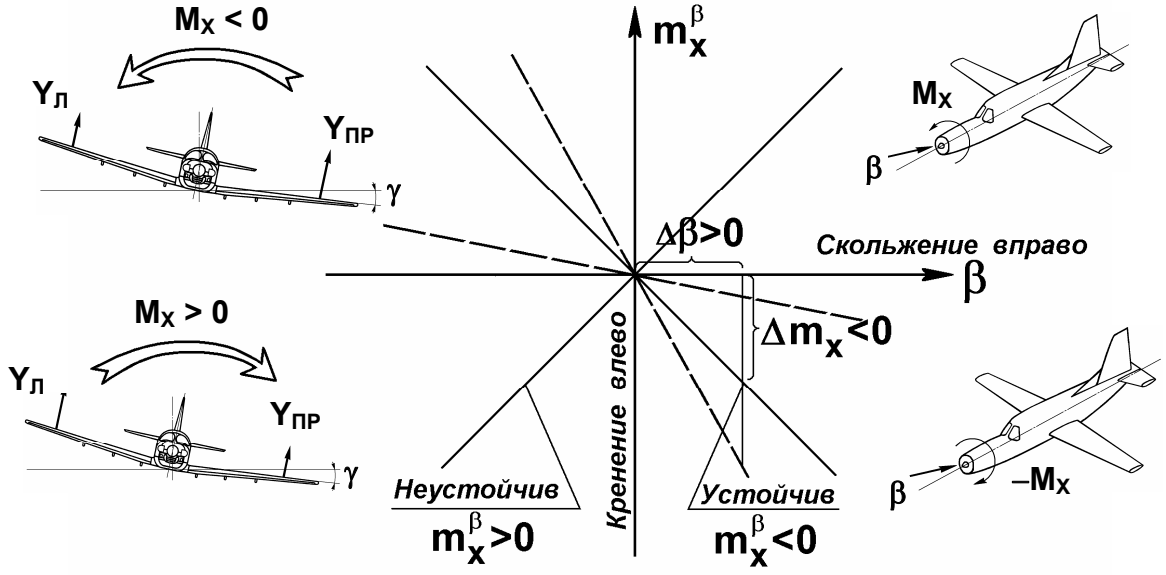


Рис. 22. Оценка поперечной устойчивости

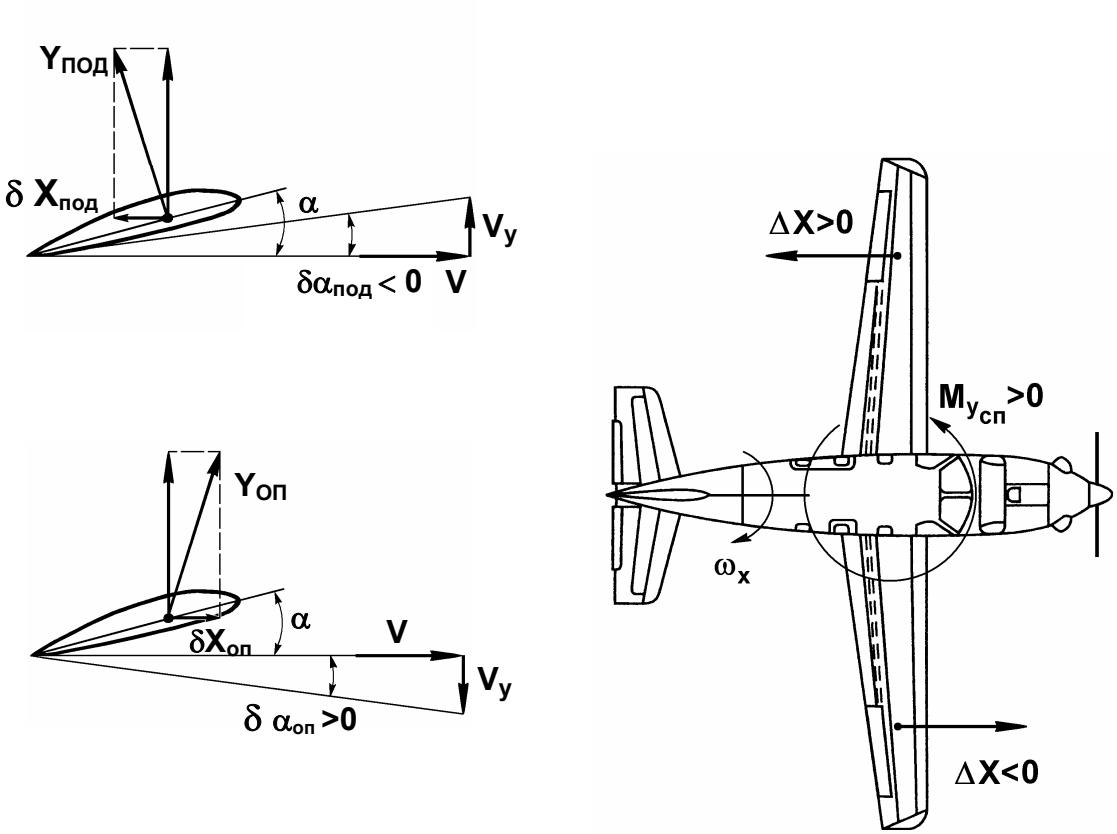


Рис. 23. Образование спирального заворачивающего момента при вращении самолета вокруг оси *OX*

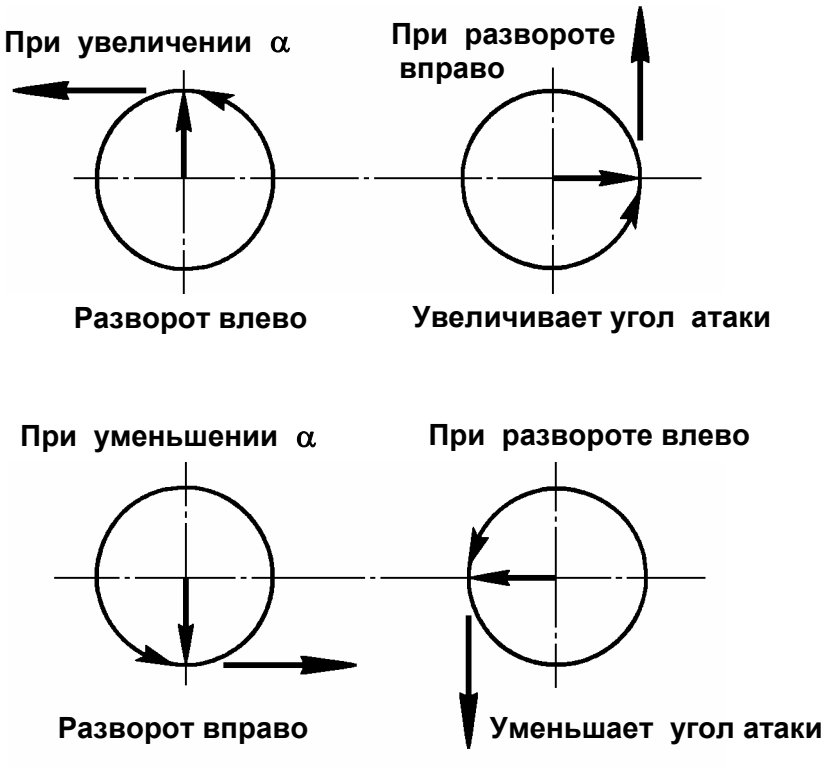


Рис. 24. Определение знака гироскопического момента самолета

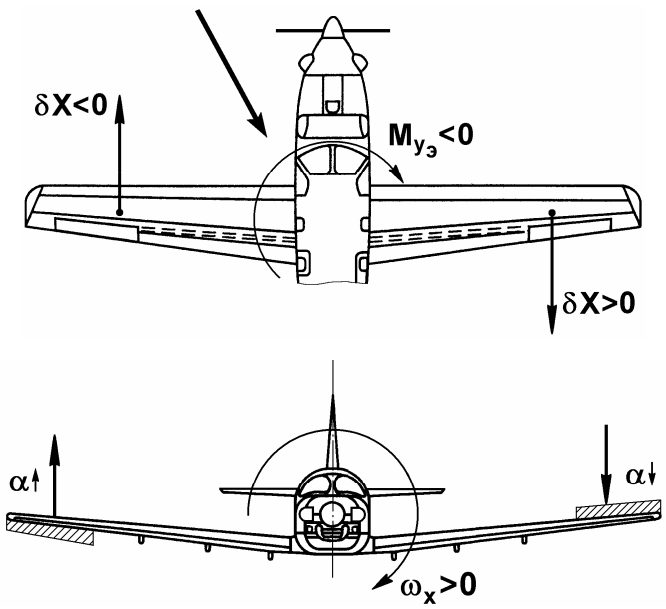


Рис. 25. Образование заворачивающего момента от отклонения элеронов

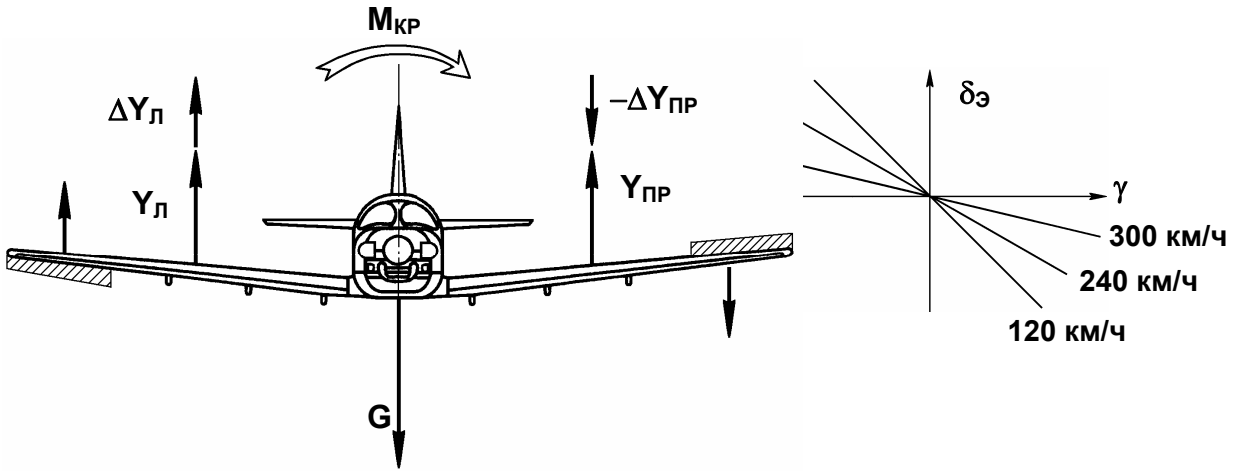


Рис. 26. Поперечная управляемость

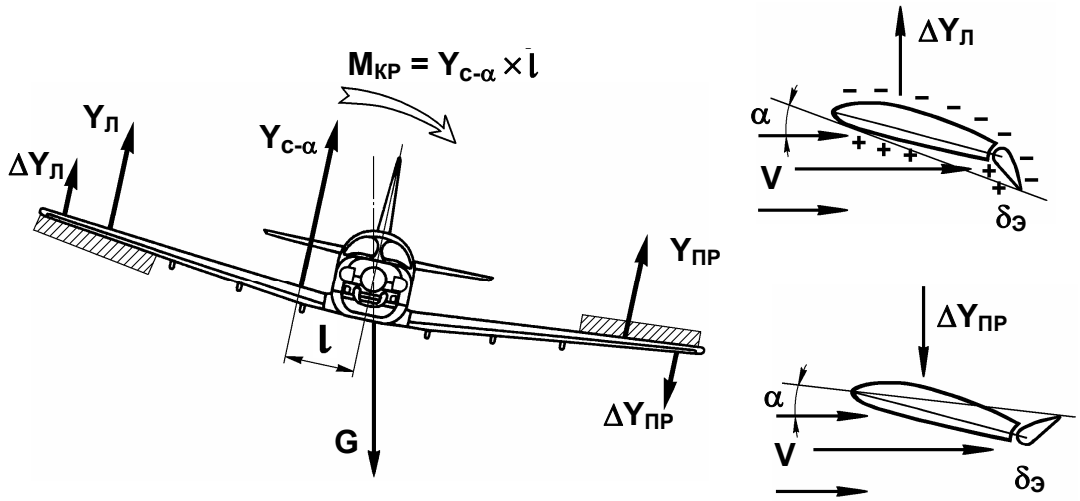


Рис. 27. Крен при отклонении элеронов

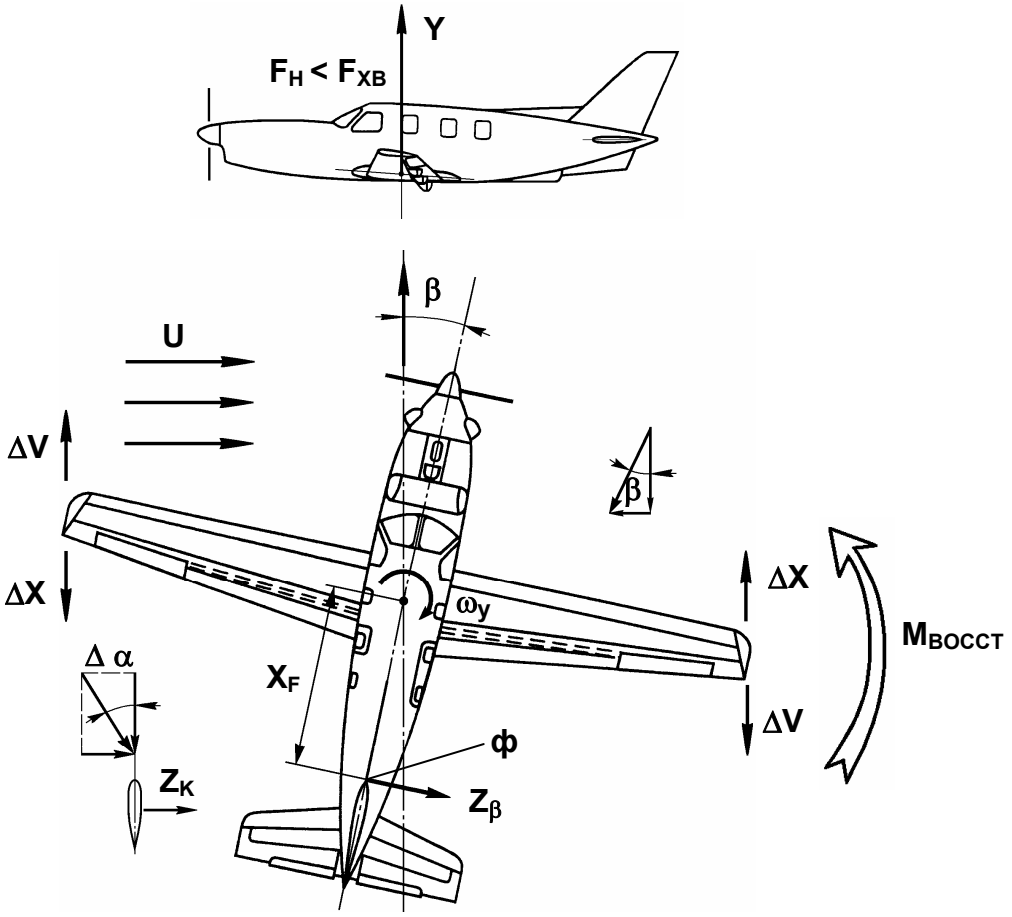


Рис. 28. Путевая устойчивость самолета

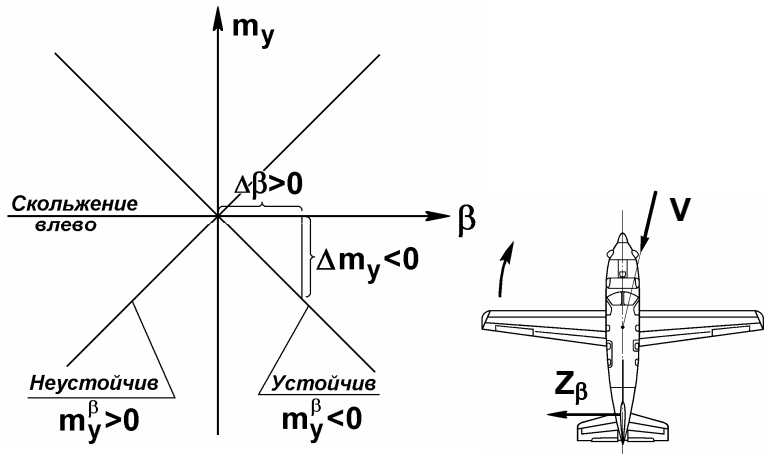


Рис. 29. Кривые зависимости коэффициента момента рыскания самолета от угла скольжения

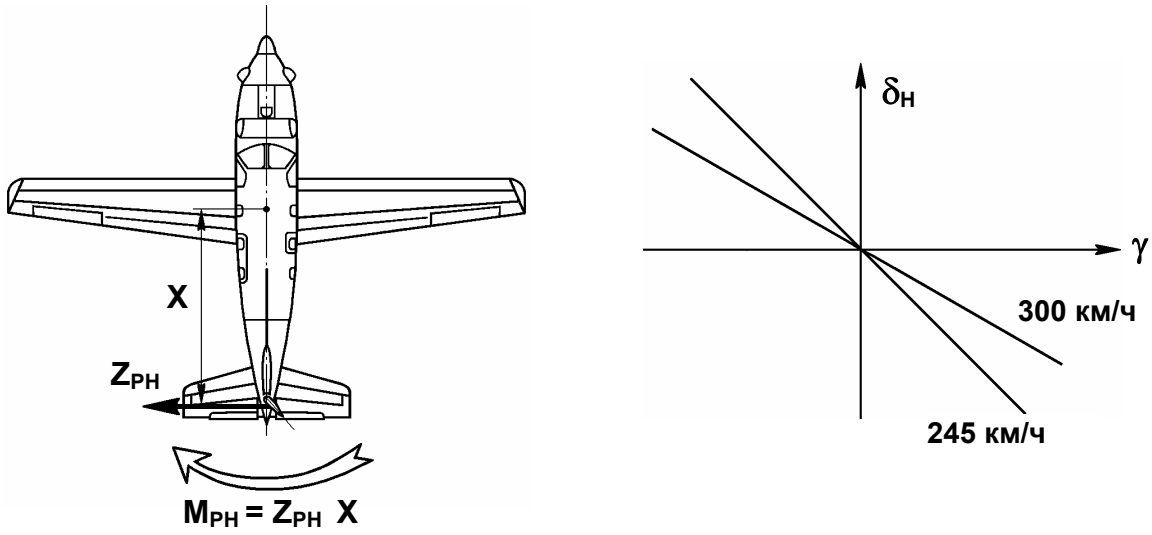


Рис. 30. Путевая управляемость самолета

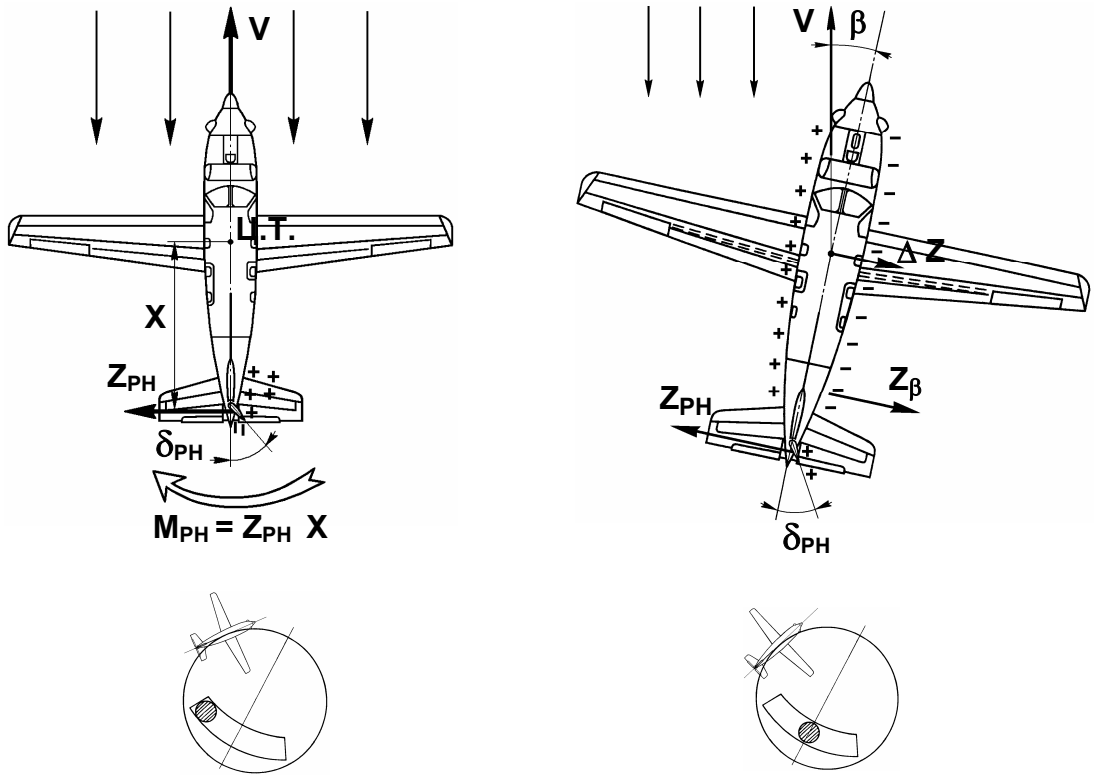


Рис. 31. Ввод самолета в разворот

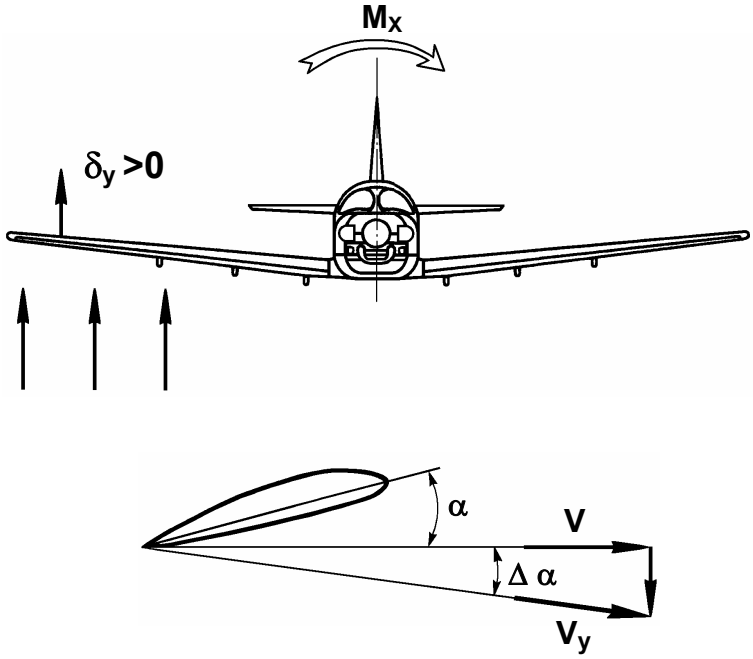


Рис. 32. Попадание самолета в восходящий поток

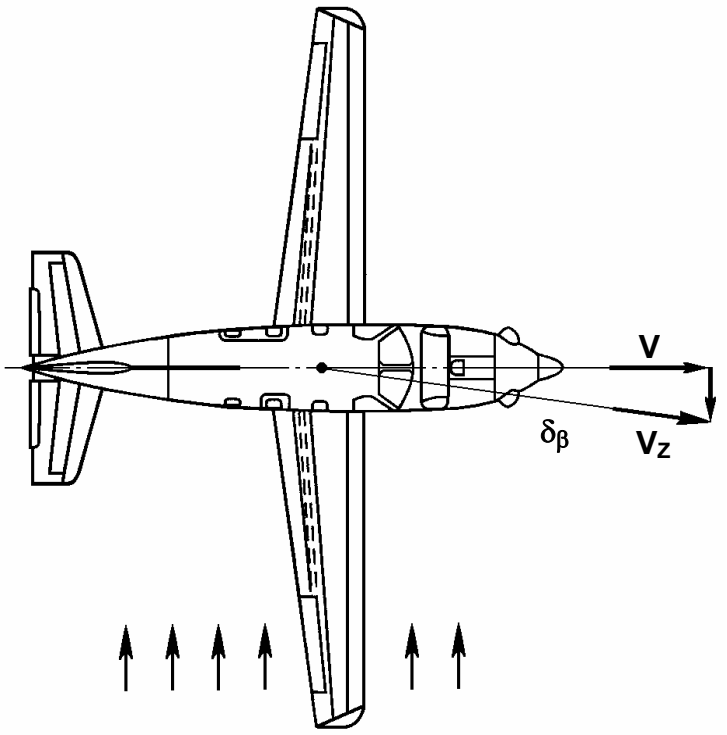


Рис. 33. Попадание самолета в боковой порыв

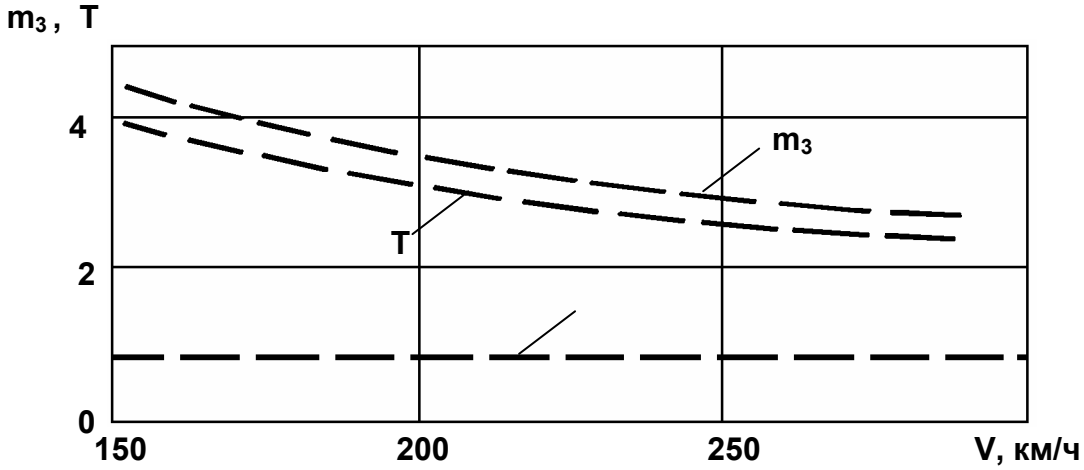


Рис. 34. Динамические характеристики бокового движения

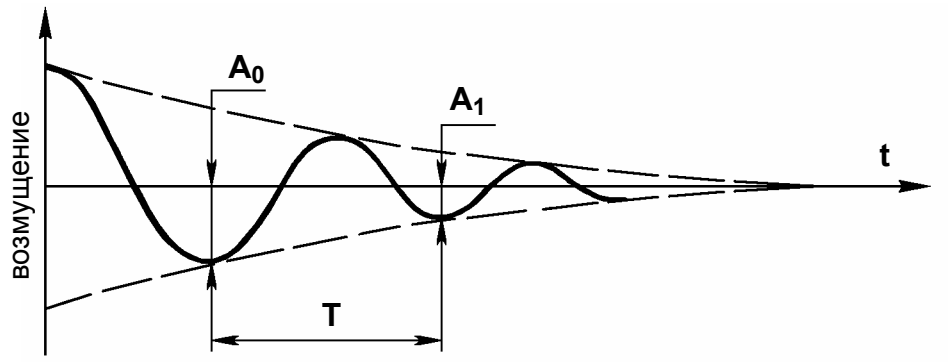


Рис. 35. Затухающее колебание самолета

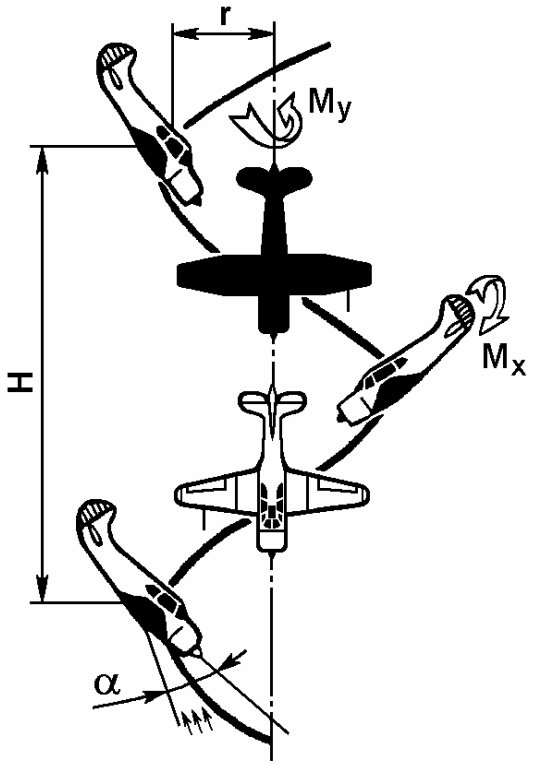


Рис. 36. Штопор самолета

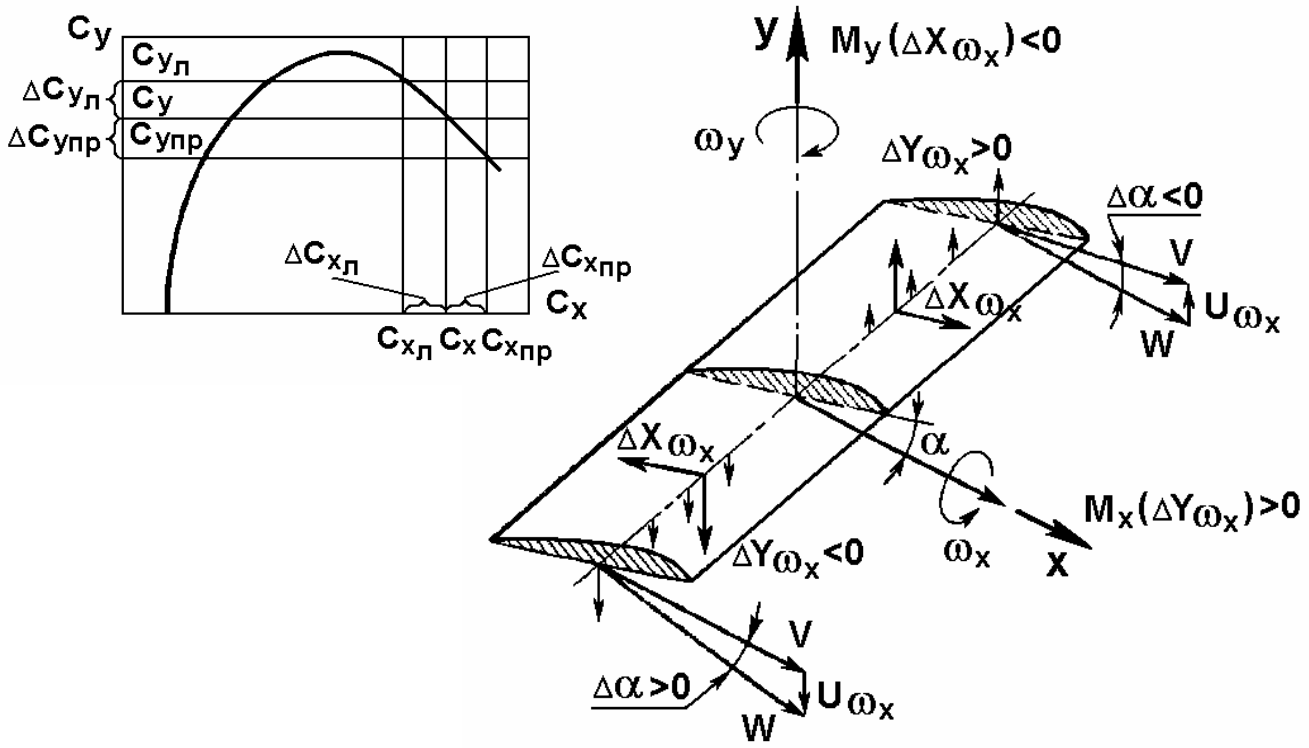


Рис. 37. Явление авторотации крыла
на закритических углах атаки в штопоре самолета

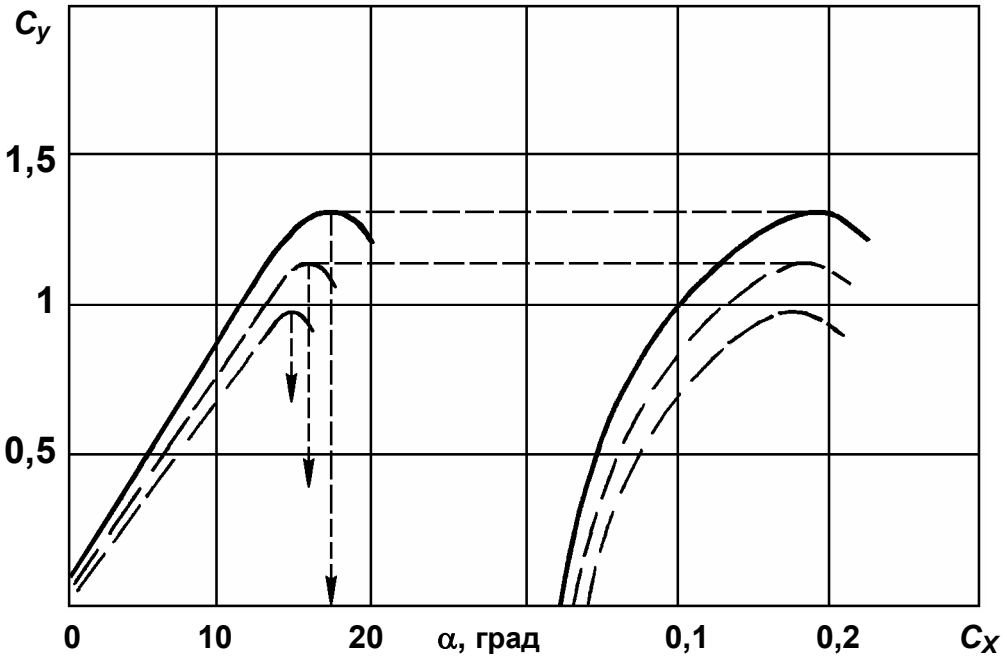


Рис. 38. Влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета

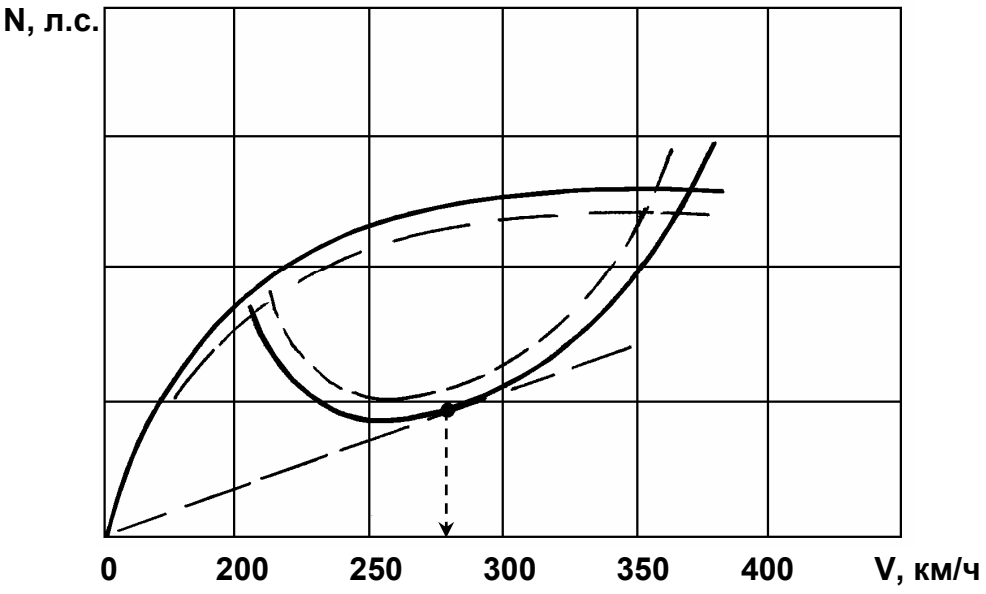


Рис. 39. Влияние обледенения на потребные и располагаемые мощности

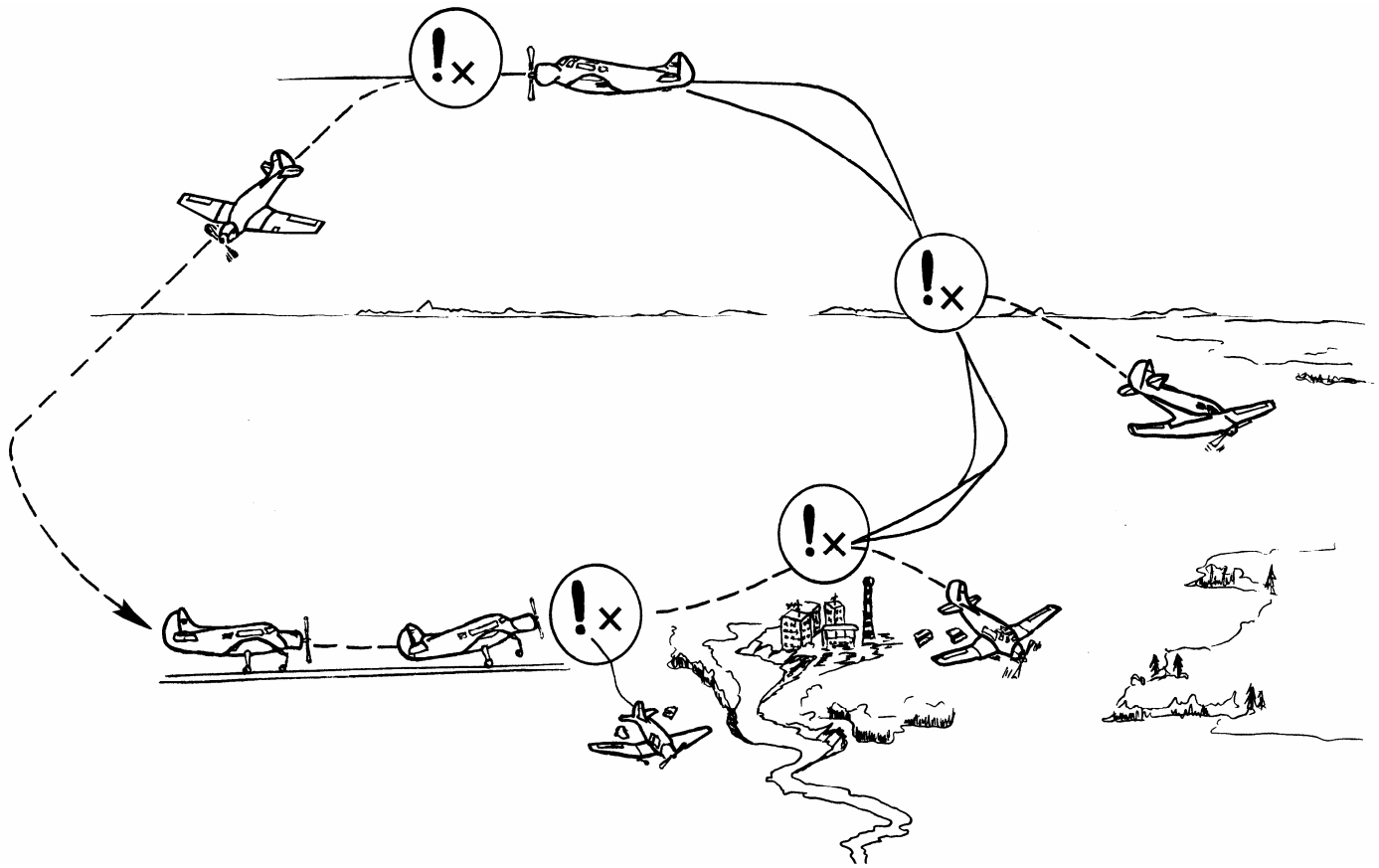


Рис. 40. Отказ двигателя самолета и посадка

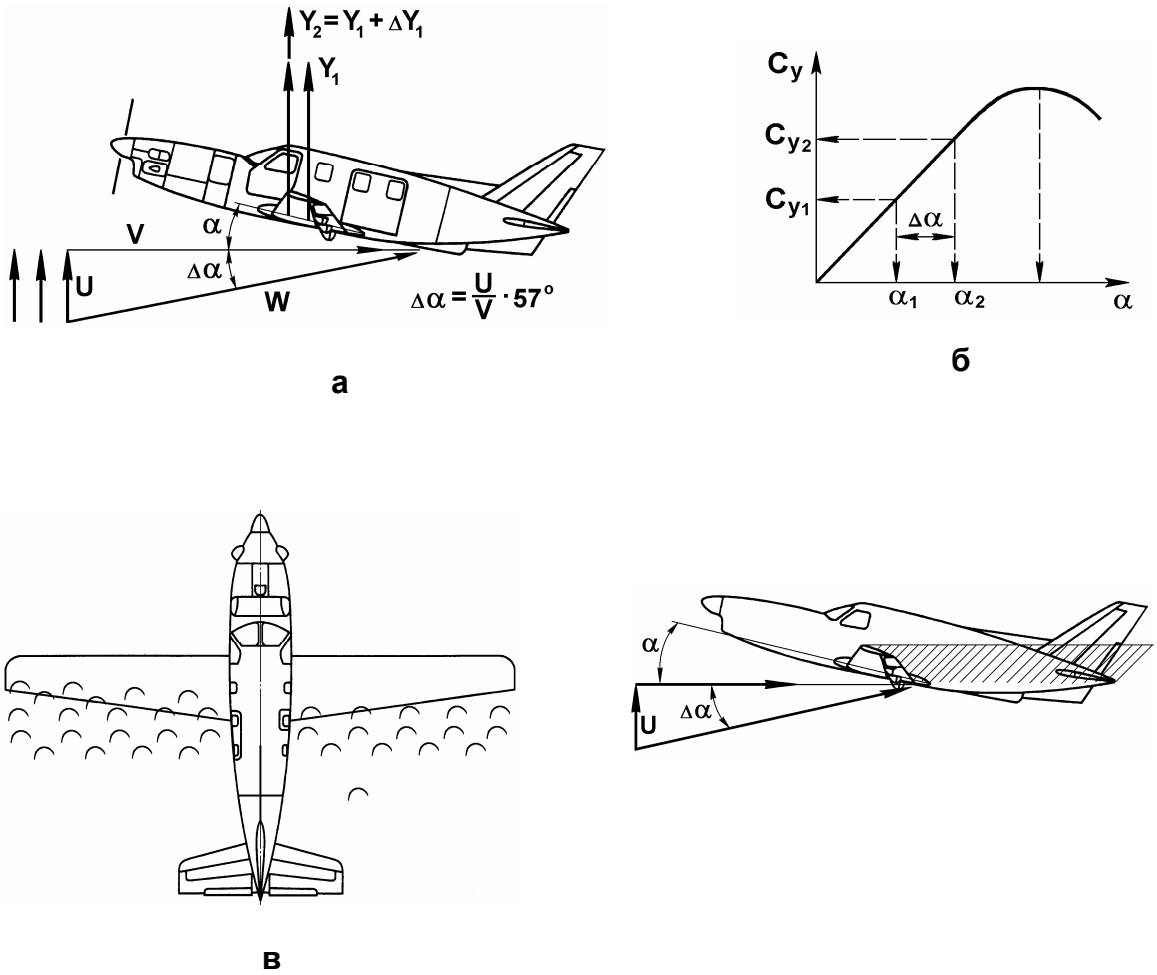


Рис. 41. Особенности полета в неспокойном воздухе:

а – изменение аэродинамических сил при действии восходящего потока;
б – изменение угла атаки и коэффициента c_y;
в – обтекание крыла на больших углах атаки

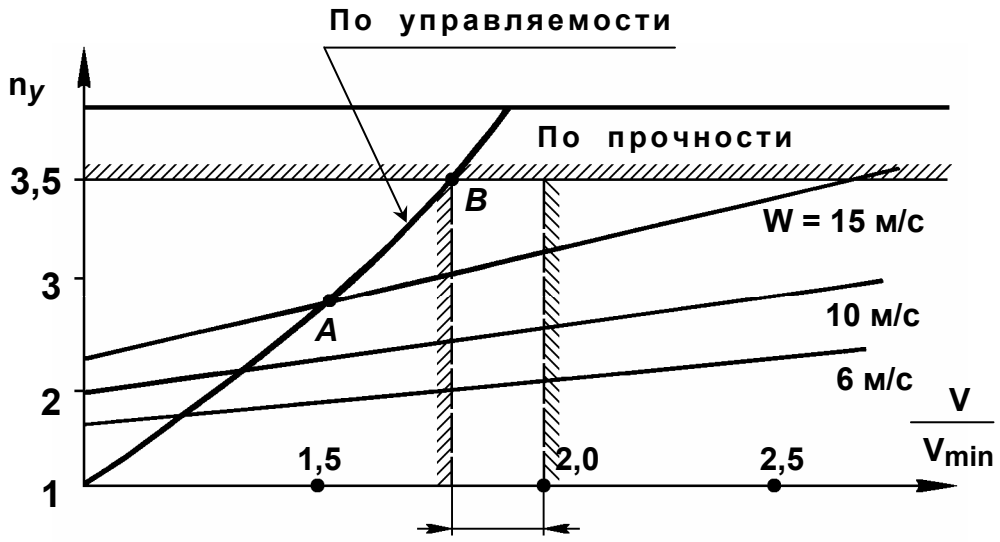


Рис. 42. Перегрузочный график самолета

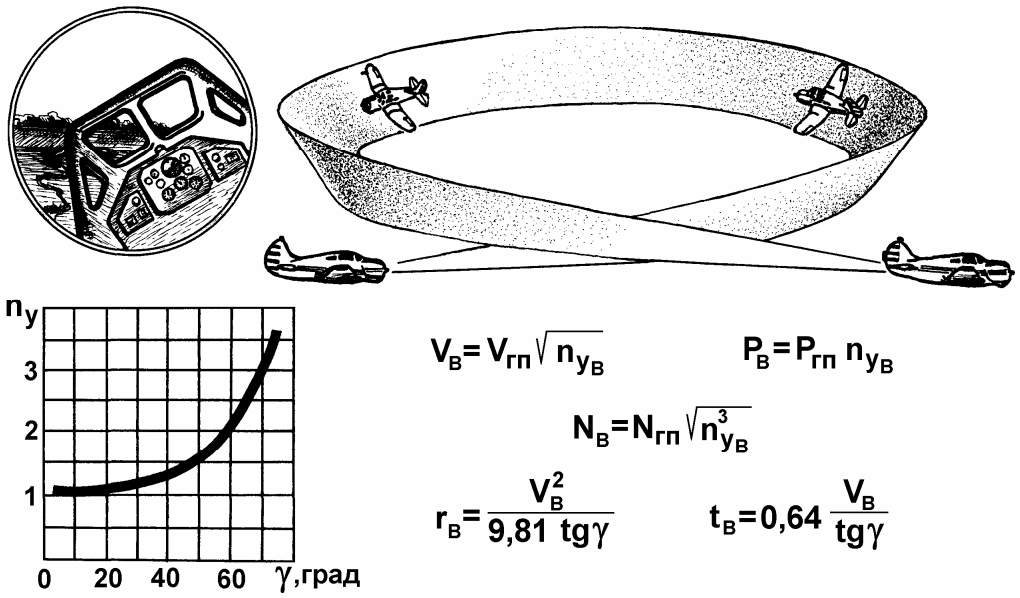
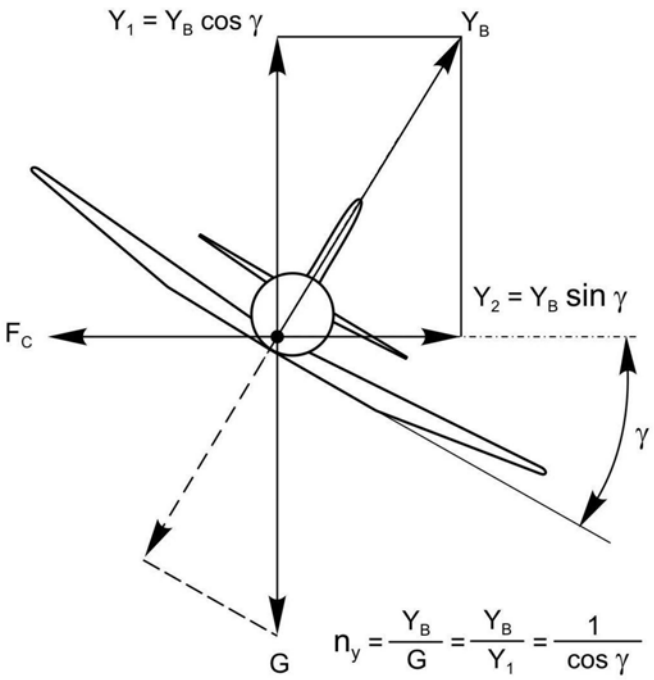


Рис. 43. Вираж самолета М-101Т



$$n_y = \frac{Y_B}{G} = \frac{Y_B}{Y_1} = \frac{1}{\cos\gamma}$$

$$V_B = V_{гп}\sqrt{n_y} \qquad Y_1 = Y_B \cos\gamma = C_y S \frac{\rho V_B^2}{2} \cos\gamma = G$$

$$P_B = X_B = P_{гп}\, n_y = \frac{G}{K}\, n_y; \quad P_B = \frac{G}{K \cos\gamma};$$

$$r_B = \frac{V_B^2}{g\, tg\,\gamma}; \quad t_B = \frac{2\pi r}{V_B} \approx 0{,}64 \frac{V_B}{tg\,\gamma}; \quad S_B = 2\pi R_B$$

$$\omega_B = \frac{g\sqrt{n_y^2 - 1}}{V_B}; \quad N_B = \frac{P_B V_B}{75} = N_{гп}\sqrt{n_y^3} \text{ л.с.}$$

Рис. 44. Схема сил, действующих на самолет при вираже и развороте

Рис. 45*а*.
Вираж с внутренним скольжением

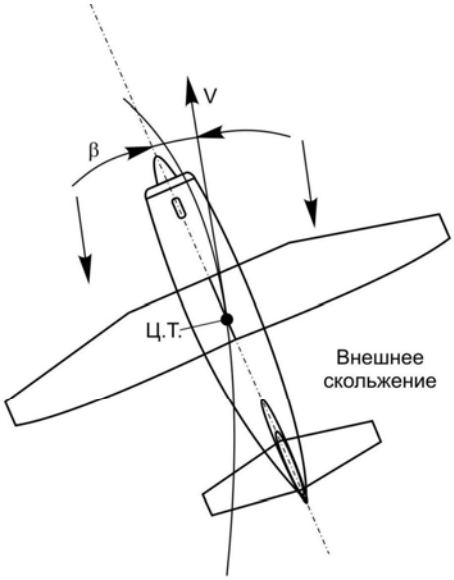


Рис. 45*б*.
Вираж с внешним скольжением

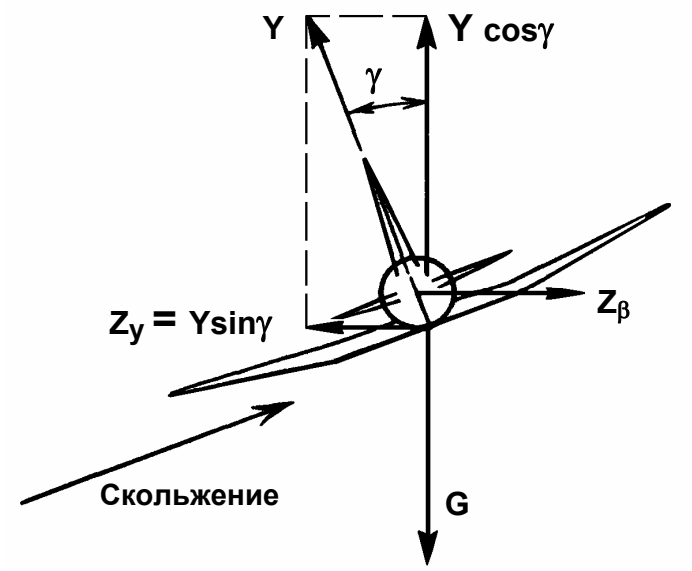


Рис. 46. Возникновение боковой силы Z_y при крене самолета на угол γ

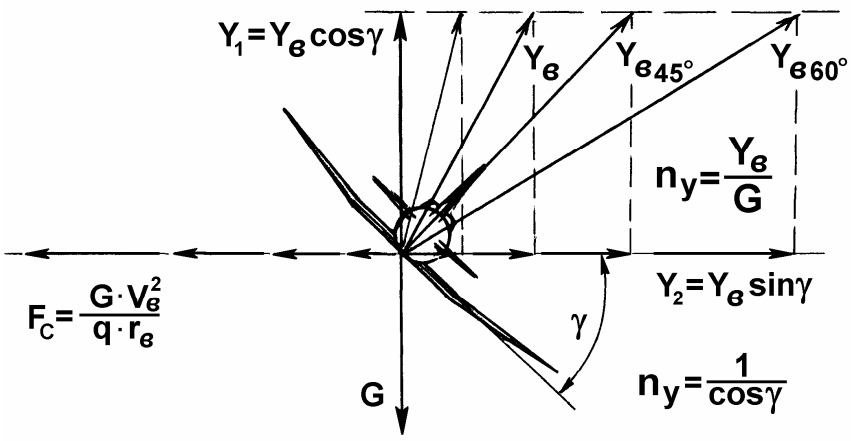


Рис. 47. Влияние угла крена на перегрузку

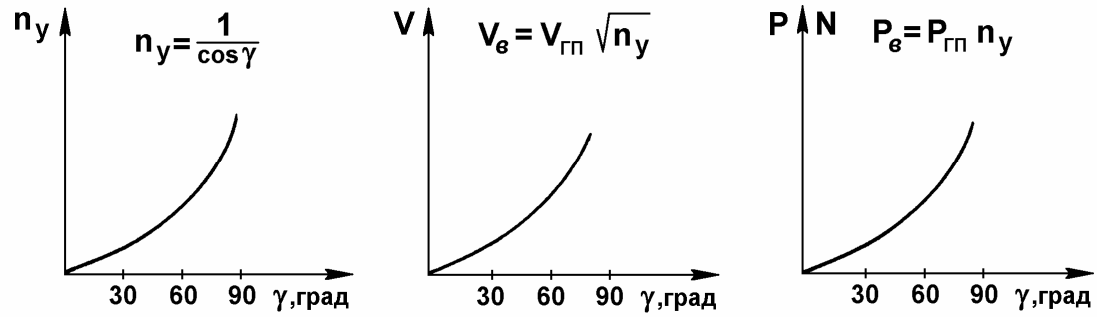


Рис. 48. Зависимость перегрузки, скорости, тяги от угла крена

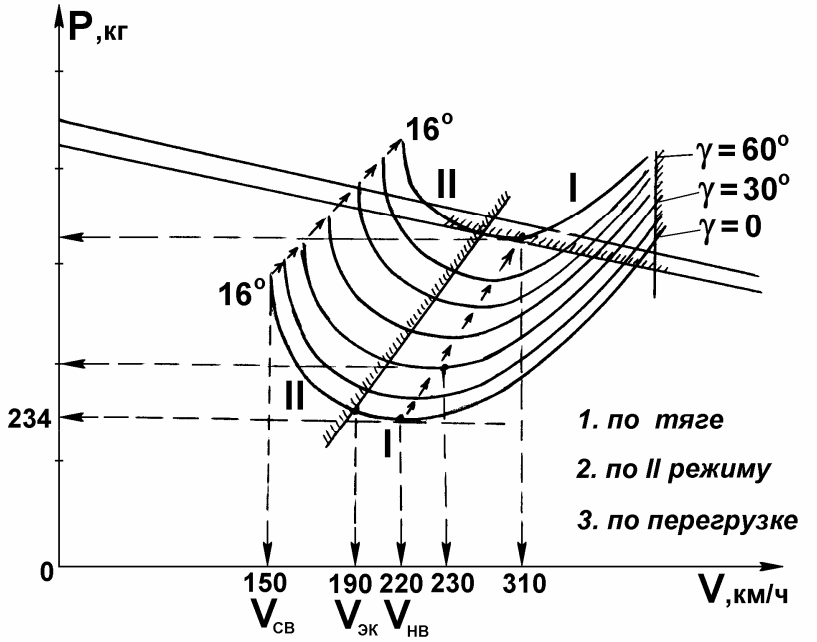


Рис. 49. Зависимость потребной тяги на вираже от угла крена

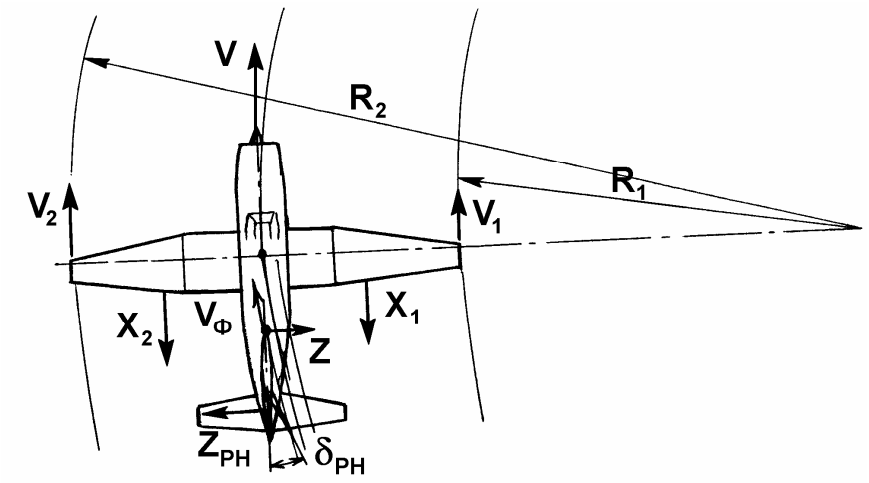


Рис. 50. Обтекание самолета и положение рулей на правильном вираже

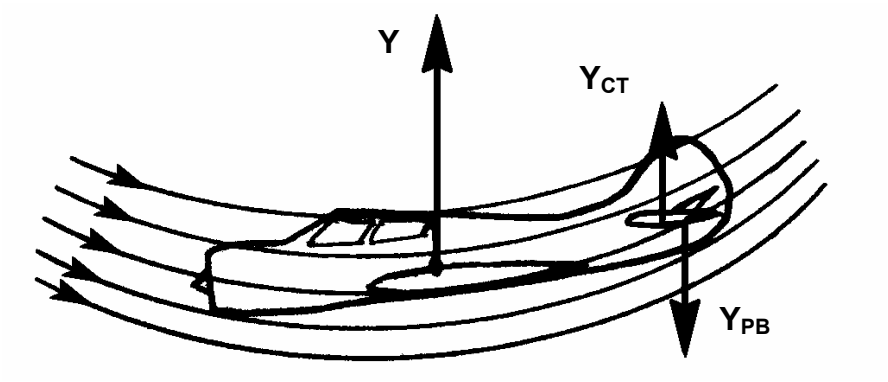


Рис. 51. Обтекание фюзеляжа и горизонтального оперения
на глубоких виражах

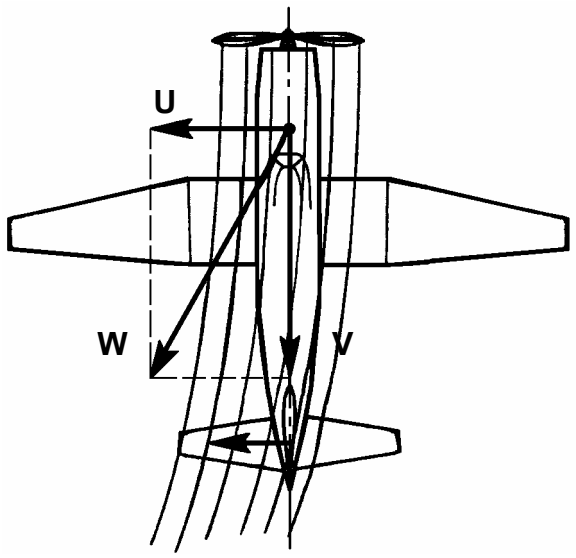


Рис. 52. Влияние закрутки струи воздуха винтом на выполнение виража

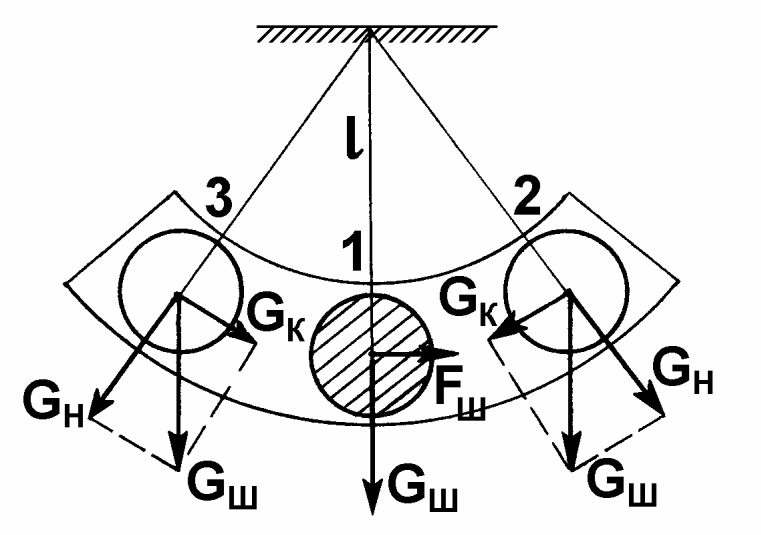


Рис. 53. Колебание шарика указателя скольжения как маятника

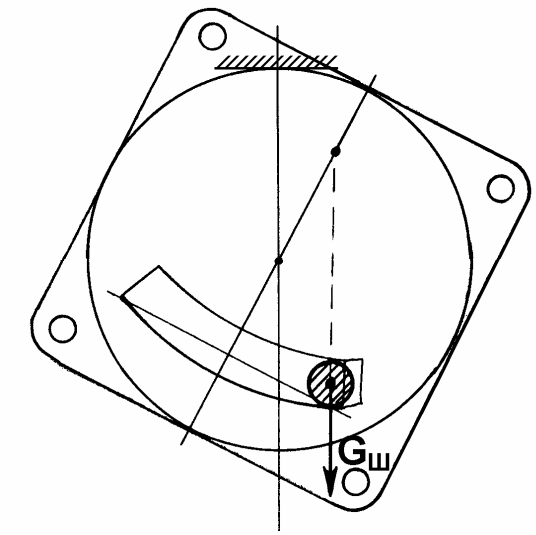


Рис. 54. Положение шарика при наклоне прибора

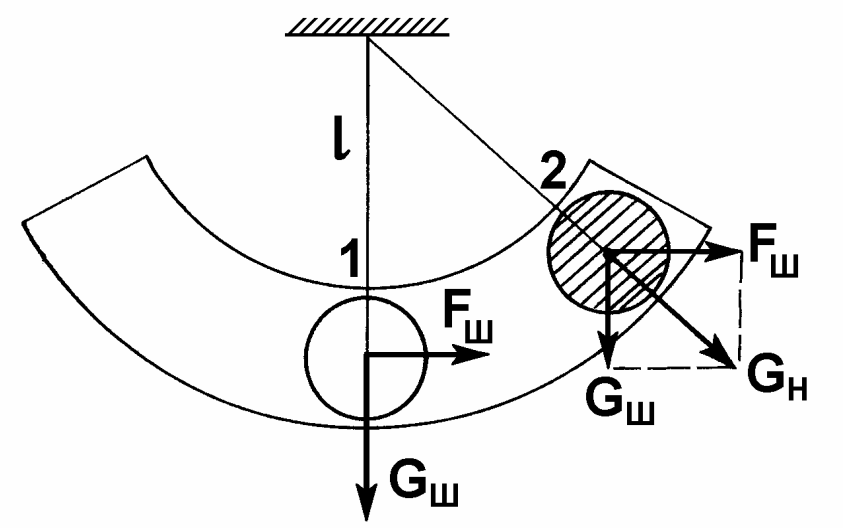


Рис. 55. Положение шарика при действии на него постоянной силы $F_ш$

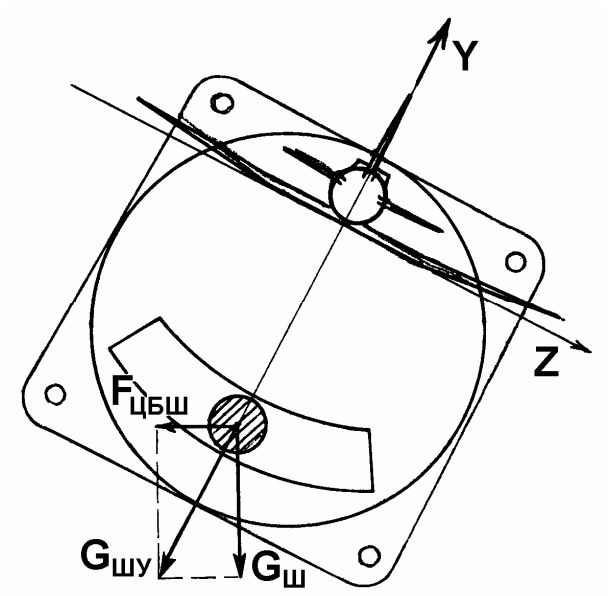


Рис. 56. Положение шарика указателя скольжения
при правом правильном вираже

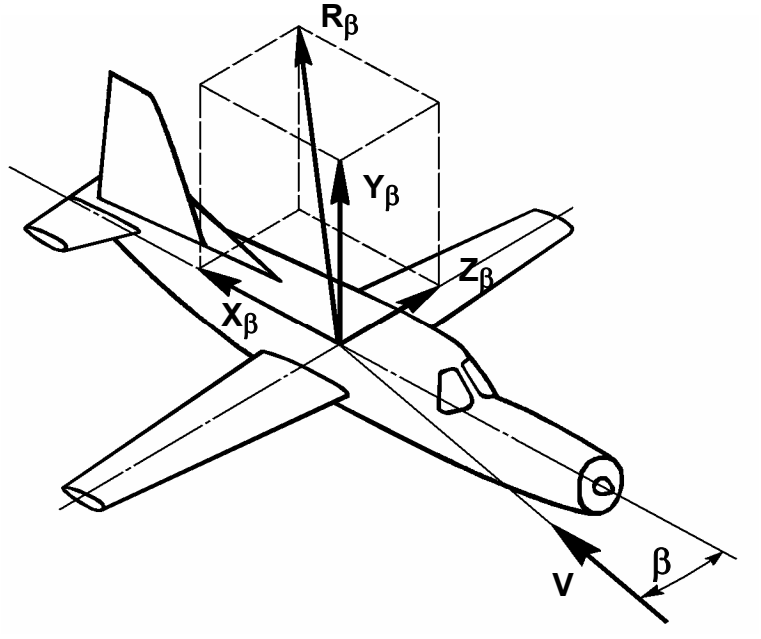


Рис. 57. Разложение силы лобового сопротивления
по осям *X*, *Y* и *Z* при скольжении

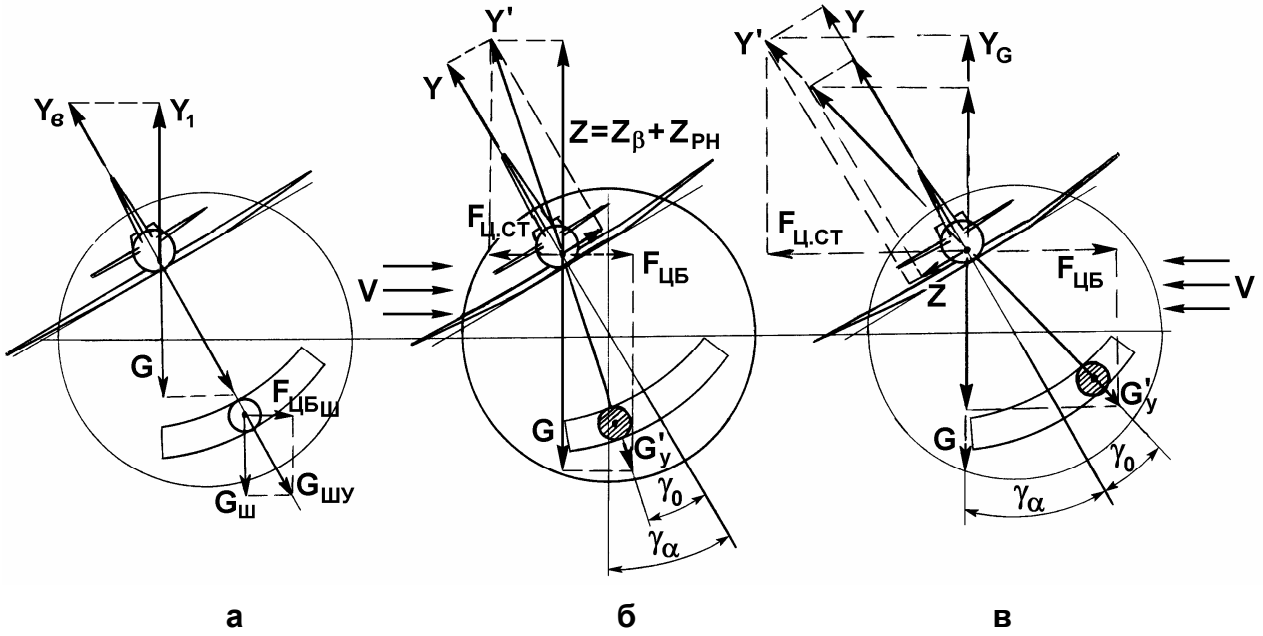


Рис. 58. Выполнение разворотов и контроль:

а – левый правильный вираж; б – левый вираж с внутренним скольжением;
в – левый вираж с внешним скольжением

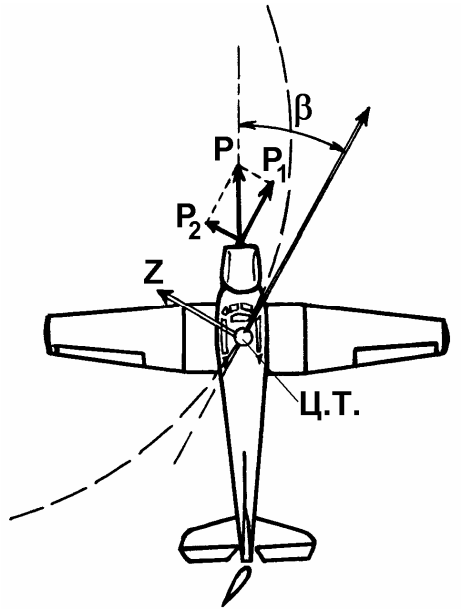


Рис. 59. Внешнее скольжение

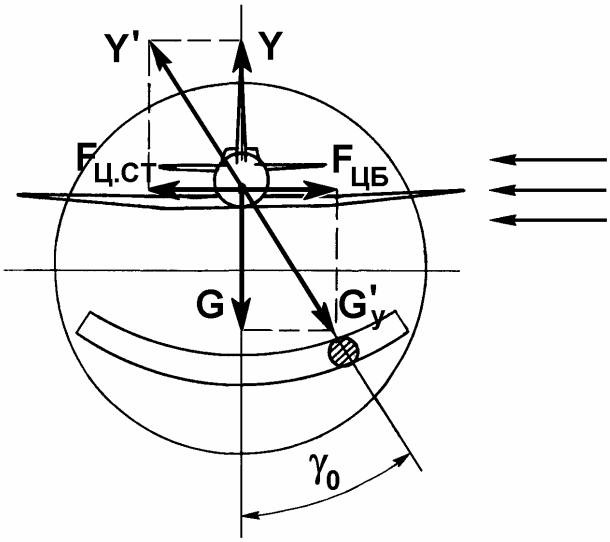


Рис. 60. Левый вираж без крена
(разворот тарелочкой)

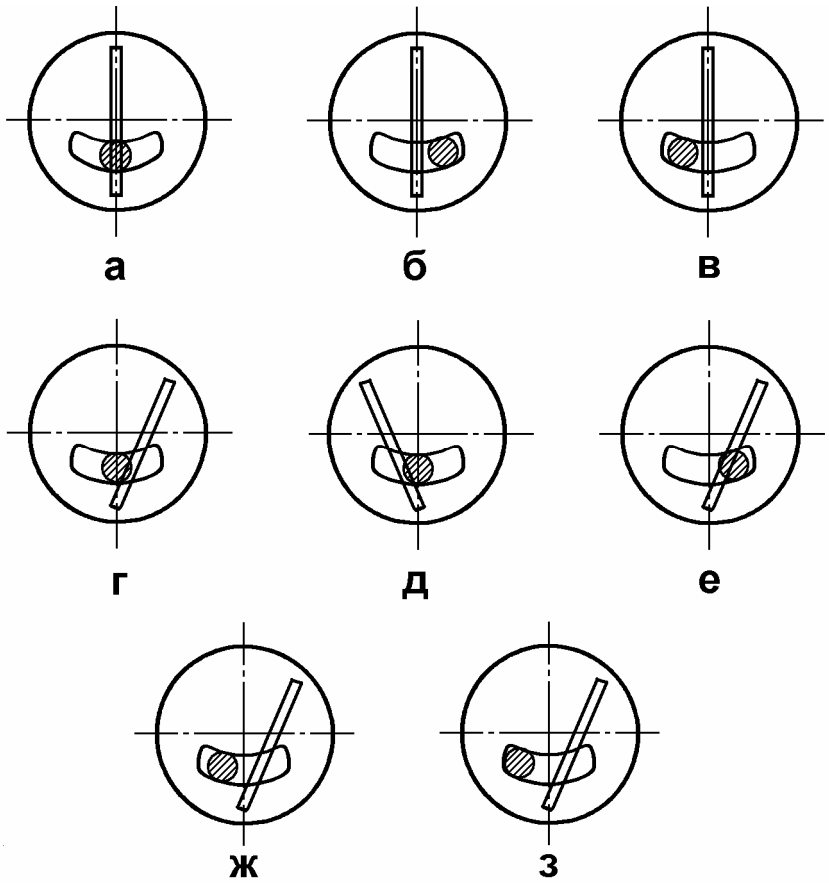


Рис. 61. Показания стрелки и шарика указателя поворота и скольжения при различных случаях полета:

а – прямолинейный полет без крена; б – прямолинейный полет с креном на правое полукрыло; в – прямолинейный полет с креном на левое полукрыло; г – координированный разворот вправо; д – координированный разворот влево; е – разворот вправо с внутренним скольжением; ж – разворот вправо с наружным скольжением; з – плоский разворот вправо

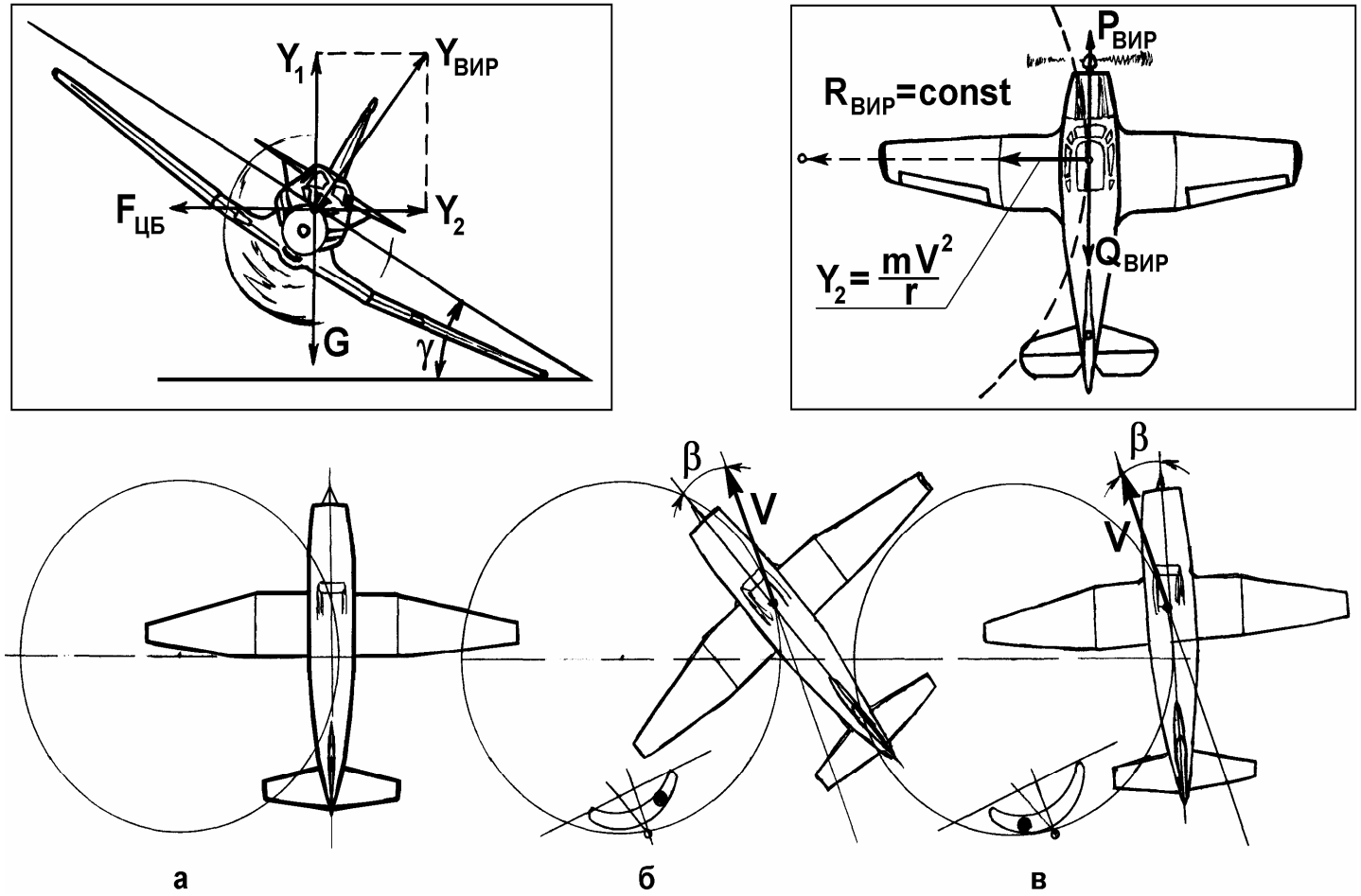


Рис. 62. Вираж самолета:

а – схема правильного виража; б – внешнее скольжение; в – внутреннее скольжение

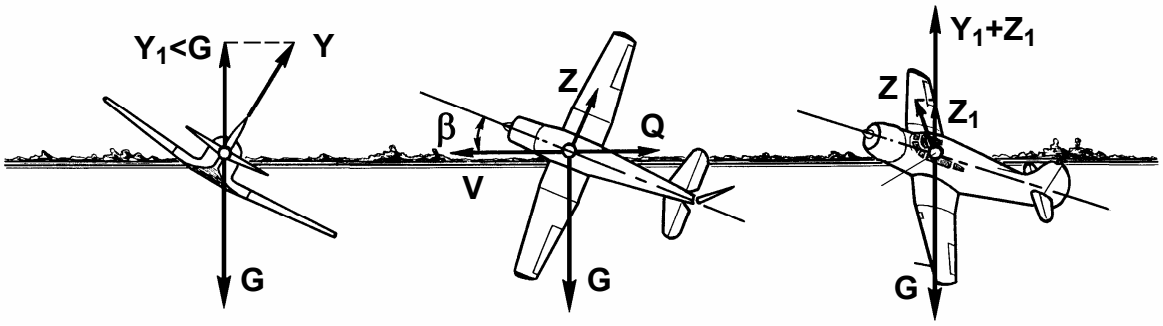


Рис. 63. Внутреннее скольжение

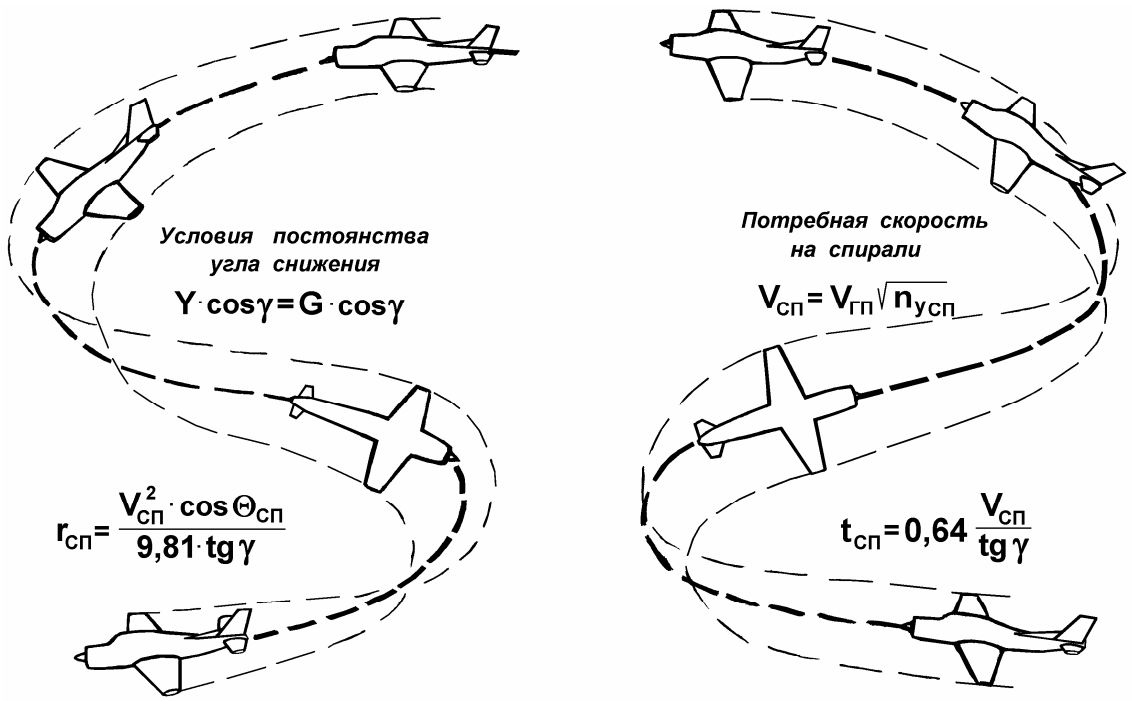


Рис. 64. Спираль самолета М-101Т

Учебное пособие

ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА М-101Т

БЕХТИР
Владимир Петрович
КОВРИЖНЫХ
Евгений Николаевич

Редактор Е.С. Дергилёва
Компьютерная верстка Ю.Ю. Романова

Подписано в печать .2008. Формат 60 х 90/16. Бумага газетная
Печать офсетная. Усл. печ. л. 8,70. Уч.-изд. л. 7,97.
Тираж Заказ

РИО и УОП УВАУ ГА. 432071. г. Ульяновск, ул. Можайского , 8/8