

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

В.П. Бехтир

Е.Н. Коврижных

**ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ
И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА Ан-124-100**

Учебное пособие



Ульяновск 2007

ББК О53-014 я7

Б55

Бехтир В.П. Устойчивость и управляемость самолета Ан-124-100: учеб. пособие / В.П. Бехтир, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. – 70 с.

Рассмотрены характеристики устойчивости и управляемости ВС Ан-124-100. Дан пример заполнения центровочного графика и расчета центровки самолета.

Освещены вопросы продольного равновесия самолета, продольной устойчивости, продольной статической устойчивости по скорости, перегрузке. Подробно рассмотрена работа системы устойчивости и управляемости самолета СУУ-400.

Предназначено для летного и инженерно-технического состава, а также для курсантов УВАУ ГА специальности 160503.65.01 – Летная эксплуатация ВС.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава 1. Продольная устойчивость самолета Ан-124-100.....	3
Глава 2. Продольная управляемость	27
Глава 3. Путьевая устойчивость	43
и управляемость самолета	43
Библиографический список	50
Приложения.....	51

© Бехтир В.П.,

Коврижных Е.Н., 2007

© Ульяновск, УВАУ ГА, 2007

ГЛАВА 1

Продольная устойчивость самолета Ан-124-100

§1. Общие сведения об устойчивости

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 его вокруг трех взаимно перпендикулярных осей связанной системы координат $OXYZ$: OX , OY и OZ , проходящих через центр тяжести (рис. 1). Эти оси условно жестко связаны с самолетом:

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 OY – также расположена в плоскости симметрии самолета и направлена вверх перпендикулярно оси OX . Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг оси OY , называется *моментом рысканья* и обозначается M_y .

3. Поперечная ось OZ – направлена перпендикулярно плоскости симметрии самолета в сторону правого крыла. Момент, стремящийся повернуть самолет вокруг оси OZ , называется *моментом тангажа* и обозначается M_z . Момент, вращающий самолет против часовой стрелки, положителен, а по часовой стрелке – отрицателен (если смотреть с конца вектора).

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 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).

Обычно полет самолета происходит в беспокойном воздухе, где существуют порывы ветра различного направления, которые изменяют величину и точку приложения аэродинамических сил, а значит, 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.

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.

Способность самолета создавать восстанавливающие моменты, т.е. такие, которые стремятся вернуть 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 возникает восстанавливающих моментов, 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.

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 противодействия высокоскоростной воздушной среды и действуют при вращении самолета вокруг центра тяжести.

Для уравнивания самолета в определенном пространственном положении, а также для изменения его положения в пространстве необходимо такое свойство самолета, как управляемость.

Под *управляемостью* самолета понимают его способность изменять свое положение в пространстве при отклонении аэродинамических рулей.

Между равновесием, устойчивостью и управляемостью существует определенная взаимосвязь. Так, об устойчивости и управляемости самолета можно говорить только при наличии равновесия. Точно также самолет будет

нормально управляем лишь при наличии достаточной устойчивости. А рули управления самолетом являются одновременно и органами его уравновешивания.

Равновесие, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно осей самолета OX , OY и OZ и называются соответственно поперечными, путевыми и продольными в скоростной системе координат.

§2. Весовые и центровочные данные

Эксплуатация самолета Ан-124-100 производится с учетом следующих ограничений по массе:

– максимальная рулежная, т	398
– максимальная взлетная, т	392
– максимальная посадочная, т	330
– максимальная масса заправленного топлива, ограниченная емкостью топливных баков, т	270-276

Погрузка самолета производится с учетом следующих ограничений:

– максимальная масса загруженного самолета без топлива, т	293,5
– максимальная масса заправляемого топлива с плотностью $\rho = 0,775 \text{ г/см}^3$, ограниченная максимальной рулежной массой самолета, при полете без загрузки, т	224,45
– максимальная коммерческая загрузка, т	120
– максимальная масса моногруза, т	50
– максимальное количество сопровождающих, чел.	22
– центровка предельно передняя, % САХ	26,5
– центровка предельно задняя, САХ	42,5

Взлетная масса самолета складывается из:

- массы пустого самолета;
- массы служебной нагрузки;

- массы топлива;
- массы десантной нагрузки.

Во взлетную массу самолета не входит масса топлива, расходуемого на запуск, опробование силовых установок (СУ) и руление.

Масса и центровка пустого самолета записаны в формуляре самолета с учетом массы конструкции и оборудования, устанавливаемых в счет платной нагрузки.

К ним относятся:

– масса конструкции фюзеляжа для обеспечения десантирования, кг	400
– масса конструкций гидравлического управления грузолюком в полете, кг	100
– масса несъемной электросистемы обеспечения воздушного десантирования, кг	140
– масса дополнительного радиосвязного и навигационного оборудования, кг	1380
Всего, кг	2020

В состав снаряженного самолета входят:

– шесть членов экипажа, кг	480
– кислородные приборы для экипажа, кг	17,5
– кислород для экипажа, кг	67,5
– масло для силовых установок, кг	160
– бортпаек экипажа, кг	12,8
– вода для экипажа, кг	15
– вода и химжидкость для туалета, кг	16
– медикаменты, кг	6
– багаж экипажа, кг	30
– верхняя одежда экипажа, кг	30
Всего, кг	834

В платную загрузку входят:

- перевозимый груз;
- съемное погрузочное и швартовочное оборудование;
- спасательные средства;
- вода и химикаты;
- кислород для технического персонала.

При полетах самолета в различных вариантах масса дополнительной служебной загрузки включается в массу платной загрузки.

Таблица 1

Дополнительное снаряжение при полетах с обслуживающим персоналом над сушей

Наименование	Дистанция от оси шп. 20	Масса
Питьевая вода		
-одна канистра	40,13	20
- одна канистра	39,93	20
-четыре канистры	37,40	80
Химжидкость для туалетов	40,53	6,5
Кислород в стационарных баллонах	7,89	43,6
Кислородные приборы	29,03	61,11
Трап-лотки	39,13	197,7
Всего	34,227	428,91

Таблица 2

Дополнительное снаряжение при полетах с обслуживающим персоналом над водой

Наименование	Дистанция от оси шп. 20	Масса
Питьевая вода		
-одна канистра	40,13	20
-одна канистра	39,93	20
-четыре канистры	37,40	80
Химжидкость для туалетов	40,53	6,3

Наименование	Дистанция от оси шп. 20	Масса
Кислород в стационарных баллонах	7,59	43,6
Кислородные приборы	29,03	61,11
Трап-лотки	39,13	197,7
Жилеты АСЖ-63П	38,63	25,2
Плоты обслуживающего персонала	38,43	160,0
Всего		487,61

Пример перечня и координаты дополнительного снаряжения, съемного погрузочного и другого оборудования, устанавливаемого в счет десантной нагрузки, приведены в табл. 1-3.

Таблица 3

Дополнительное снаряжение при полетах с основным экипажем над водой

Наименование	Дистанция от оси шп. 20	Масса, кг
Жилеты АСП-74 основного экипажа в передней кабине	6,83	7,2
Плоты в средней кабине	2,13	131,13
Всего	8,96	138,33

§3. Расчет центровки самолета по способу моментов

Настоящий расчет производится в системе единиц МКГСС. При расчете центровки самолета приняты следующие системы координат (рис. 2).

1. Основная система XOY :

- ось X проходит по строительной горизонтали фюзеляжа от носовой части самолета к хвостовой;
- ось Y направлена перпендикулярно строительной горизонтали фюзеляжа вверх;

2. Крыльевая система $X_0O_0Y_0$:

- ось X_0 проходит от носка САХ по хорде;
- ось Y_0 направлена вниз перпендикулярно САХ;
- X_6 и Y_6 – координаты носка крыла в системе координат ХОУ;
- X_T и Y_T – координаты центра тяжести самолета в системе координат ХОУ;
- X_{T0} – координаты центра тяжести (ЦТ) в системе координат $X_0O_0Y_0$;
- α – угол в плоскости симметрии самолета между САХ и строительной горизонталью самолета.

Диапазон центровок самолета изображен на рис. 3.

При определении координат центра составляющих десантной нагрузки необходимо пользоваться схемой шпангоутов фюзеляжа самолета (рис. 4).

При определении координат центра тяжести топлива от его количества при стандартной заправке можно пользоваться графиками (рис. 5, 6).

Данные для заправки самолета топливом берутся из табл. 4.

Таблица 4

Емкость топливной системы

Очередь группы баков	Вес топлива, кгс ($\gamma = 0,775 \text{ гс/см}^3$)		X, м Y, м	
	полная эксплуатационная заправка	централизованная заправка		
Третья	71916	70282	30,885	3,173
Вторая	64758	64600	30,331	3,276
Первая	74590	74750	30,136	3,619
Нулевая	59012	55443	26,24	4,048
Всего:	270276	265075	29,531	3,512

Запишите массу пустого самолета, а также массу всех видов служебной и прочих нагрузок в таблицу по форме:

Наименование	$P \cdot X$, кгс м	X , м	P , кгс	Y , м	$P \cdot Y$, кгс м
--------------	---------------------	---------	-----------	---------	---------------------

Поставьте в таблице против каждого веса координаты X и Y со своими знаками.

Координата Y_T принимается равной 1,793 м, а X_T находим по формуле

$$X_T = \frac{X_{T0} \cdot B_{CAH}}{100 \cdot \cos \alpha} + X_B - (Y_B - Y_T) \cdot \operatorname{tg} \alpha$$

Подсчитайте статические моменты $P \cdot X$ и $P \cdot Y$, просуммируйте с учетом знаков моменты $P \cdot X$ и $P \cdot Y$ и массы, определите координаты X_T и Y_T центра тяжести загруженного самолета:

$$X_T = \frac{\sum P \cdot X}{\sum P}; \quad Y_T = \frac{\sum P \cdot Y}{\sum P}.$$

Определите координаты X_{T0} центра тяжести загруженного самолета в крыльевой системе координат:

$$X_{T0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \sin \alpha.$$

Пример расчета центровки

Допустим, в формуляре самолета даны:

- масса пустого самолета – 172500 кгс;
- центровка пустого самолета – 42,3 % САХ (шасси выпущено).

Для теоретического расчета центровки необходимо знать координаты центра тяжести пустого самолета X_T и Y_T .

Y_T принимаем равным 1,793 м (среднее теоретическое значение), а X_T находим по формуле

$$X_T = \frac{X_{T0} \cdot B_{CAH}}{100 \cdot \cos \alpha} + X_B - (Y_B - Y_T) \cdot \operatorname{tg} \alpha = \frac{38,8 \cdot 9,875}{100 \cdot 0,999037} + 27,291 - (3,358 - 1,793) \cdot 0,044 = 4,81 + 27,291 - 0,069 = 31,403 \text{ м.}$$

Данные для расчета взлетной центровки заносятся в табл.5

Таблица 5

Расчет центровки

Наименование	P·X, кгс · м	X,м	P,кгс	Y, м	P · Y, кгс·м
Взлетная масса самолета (шасси выпущено)	47400	3068	374000	2,031	748951
Масса пустого самолета (шасси выпущено)	35430	31,05	172500	1,793	297942
Служебная нагрузка:					
Экипаж:	112091	4	828,0	3,18	2706
- пилоты (2 чел.)	1168	13,35	160	3,9	624
- штурман	688,0	7,3	80	3,85	308,0
- бортинженер старш.	688,0	8,6	80	3,85	308,0
- радист	784,0	8,6	80	3,85	308,0
- бортинженер	784,0	9,8	80	3,85	308,0
Кислородные маски					
- пилотов (2 шт.)	42,49	9,8	5,82	3,90	22,70
- штурмана	25,03	7,30	2,91	3,85	11,20
- бортинженера старш.	25,03	8,60	2,91	3,85	11,20
- радиста	28,518	8,60	2,91	3,85	11,20
- бортинженера	28,518	9,80	2,91	3,85	11,20
Масло СУ:					
- корневых	1808,0	9,80	80	0,04	3,20
- консольных	21,61	22,60	80	-0,48	-38,40
Кислород экипажа:					
- левый борт	393	27,02	21,00	3,10	67,00
- правый борт	389	18,05	21,00	3,10	67,00
Сейф для документов	83,2	17,87	5,1	4,04	20,6
Медикаменты	74,4	16,32	6,0	4,7	28,2
Вода для основного экипажа	217,0	12,4	17,5	4,48	724
Вода и химжидкость для туалета	417,0	18,15	23,0	3,63	83,49
Багаж членов экипажа	510,3	18,51	30,0	4,8	144,0
Верхняя одежда членов экипажа	510,3	17,01	30,0	4,3	129,0
Бортпакет экипажа	275,0	17,01	14,5	3,72	54,0
Топливо	730376	18,9	121392	3,166	384327

Окончание табл. 5

Наименование	P·X, кгс·м	X, м	P, кгс	Y, м	P·Y, кгс·м
Нагрузка:	275197	30,73	79260		63276
- сопровождающие	70217	40,0	17600	3,85	6776
- груз I	202500	13,5	15000	0,4	7500
- груз II	1081880	29,24	37000	1,04	38480
- груз III	1020000	40,0	25500	0,44	11220

$$X_{T0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \cdot \sin\alpha = 30,683 - 27,291 + \\ + (3,358 - 2,033) \cdot 0,044 = 3,44 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T0} = \frac{X_{T0}}{B_{CAH}} \cdot 100\% = 34,924\%.$$

Таким образом, взлетная центровка самолета для данного примера равна 34,9 % САХ. Данные для расчета посадочной центровки запишите в табл. 6.

Таблица 6

Расчет посадочной центровки

Наименование	P·X, кгс·м	X, м	P, кгс	Y, м	P·Y, кгс·м
Посадочная масса самолета (шасси выпущено)	8070843	30,73	262608	1,484	390024
Масса пустого самолета (шасси выпущено)	5357400	31,403	172500	1,727	297942
Служебная нагрузка	11200		828		2706
Топливо	327000		10000		25400
Нагрузка:	70817		79000		63976
- сопровождающие	2375197	40,2	4500	3,85	6700
- груз I	202500	13,5	15000	0,5	7500
- груз II	1081880	29,24	37000	1,04	38480
- груз III	1020000	40	25500	0,44	11220

$$X_{T0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \cdot \sin\alpha = 30,73 - 27,291 + \\ + (3,358 - 1,484) \cdot 0,044 = 3,5214 \text{ м}.$$

$$\bar{X}_{T0} = \frac{X_{T0}}{B_{CAH}} \cdot 100\% = 35,66\%.$$

Таким образом, для данного примера посадочная центровка равна 35,66 % САХ.

§ 4. Учет влияния уборки шасси на центровку самолета

В формуляре самолета и в актах о взвешивании центровка указана при выпущенном шасси. Для учета влияния уборки шасси к статическим моментам $P \cdot X$ и $P \cdot Y$ массы пустого самолета (шасси выпущено) или взлетной массы самолета прибавьте соответственно $\Delta(P \cdot X) = -1817$ кгс·м и $\Delta(P \cdot Y) = 11804$ кгс·м. Эти данные для взлетной массы приведены в табл. 7.

Таблица 7

Наименование	$P \cdot X$, кгс · м	X, м	P, кгс	Y, м	$P \cdot Y$, кгс·м
Взлетная масса самолета (шасси убрано)	11472836	30,838	374000	2,064	761003
Взлетная масса самолета (шасси выпущено)	11470000		374000		749000
Изменение момента от уборки шасси	-1817				11804

§ 5. Расчет центровки самолета по центровочному графику

Перед полетом выполняется расчет центровки по центровочному графику.

Масса пустого самолета, кг	172520
Центровка пустого самолета, % САХ	38,8
Масса снаряжения, кг	828
Смещение центровки самолета за счет служебной нагрузки, % САХ	-0,8

Масса топлива, кг	120963
Нагрузка, кг:	
– груз на дистанции 3,43 м	15000
– груз на дистанции 19,17 м	37000
– груз на дистанции 29,33 м	25500
– обслуживающий персонал	2000

Порядок расчета

Определяем массу снаряженного самолета, для чего к массе пустого самолета 172520 кг прибавляем массу служебной нагрузки 828 кг.

Масса снаряженного самолета равна:

$$172520 + 828 = 173348 \text{ кг.}$$

Определяем центровку снаряженного самолета, для чего из центровки пустого самолета 38,3 % САХ вычитаем величину смещения центровки за счет служебной нагрузки (0,8 % САХ).

Центровка снаряженного самолета равна:

$$38,8 - 0,8 = 38,0 \text{ \% САХ}$$

Зная массу и центровку снаряженного самолета, на номограмме массы и центровки снаряженного самолета находим точку А.

Из точки А опускаем перпендикуляр на грузовую шкалу дистанции 3,43 м, откладываем по направлению стрелки (влево) количество делений, соответствующее массе груза 15000 кг, находим точку 1.

Из точки 1 опускаем перпендикуляр на грузовую шкалу дистанции 19,17 м, откладываем по направлению стрелки (влево) количество делений, соответствующее массе груза 37000 кг, находим точку 2.

Из точки 2 опускаем перпендикуляр на грузовую шкалу дистанции 29,33 м, откладываем по направлению стрелки (вправо) количество делений, соответствующее массе груза 25500 кг, и находим точку 3. Из точки 3

опускаем перпендикуляр на шкалу «Индекс» лицевой стороны графика, находим точку 4 и определяем индекс, соответствующий этой точке.

На шкале «Индекс» обратной стороны графика находим точку 4, соответствующую индексу точки 4 на шкале «Индекс» лицевой стороны графика.

Из точки 4 опускаем перпендикуляр на шкалу «Пассажиры» на количество пассажиров 21 человек. Откладываем на этой шкале одно деление по направлению стрелки (вправо) и находим точку 5.

Из точки 5 опускаем перпендикуляр на шкалу «Топливо», соответствующую количеству топлива «О» и на их пересечении находим точку Б, соответствующую значению массы и центровки груженого самолета без топлива.

Из точки Б проводим кривую пунктиром, равноудаленную от ближайшей кривой графика. На пересечении этой кривой с горизонтальной линией, соответствующей 120963 кг топлива, находим точку В.

Если точка Б попадает на начало кривой графика, точку В находим на пересечении этой кривой с горизонтальной линией, соответствующей количеству заправляемого топлива.

Из точки В опускаем перпендикуляр на номограмму массы и центровки самолета до пересечения с горизонтальной линией фактической взлетной массы самолета 374000 кг (без бортового подъемного крана) и на их пересечении находим точку Г. Оценивая положение точки Г относительно наклонных линий, определяем взлетную центровку самолета, которая для данного примера равна 35,0 % САХ.

Расчет посадочной центровки производим аналогично расчету взлетной центровки. Допустим, что до посадки выгорело 111390 кг топлива. Количество оставшегося топлива будет равно

$$121390 - 111390 = 10000 \text{ кг.}$$

На пересечении пунктирной кривой линии, проведенной из точки Б с горизонтальной линией, соответствующей 10000 кг топлива, находим точку В₁.

Из точки B_1 опускаем перпендикуляр на номограмму массы и центровки самолета до пересечения с горизонтальной линией фактической посадочной массы самолета, равной $374000 - 111392 = 262608$ кг, и на их пересечений находим точку Д.

Оценивая положение точки Д относительно наклонных линий, определяем посадочную центровку самолета, которая для данного примера равна 38,10 САХ.

Окончательные результаты расчета с учетом влияния на массу и центровку БПК (если он не учтен в расчете вместе со съемным погрузочным оборудованием), а также влияния на центровку выпуска закрылков записываем в соответствующие графы в конце графика.

§6. Продольное равновесие

Это такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет, и сумма моментов этих сил относительно поперечной оси OZ (центра тяжести) равны нулю.

Самолет Ан-124-100 имеет диапазоны центровок 26,5...42,5 %, а подъемная сила в практическом диапазоне скоростей прикладывается 25 % САХ (рис. 7). Продольное равновесие для передних центровок запишется:

$$\begin{aligned}\Sigma Y &= 0; Y_{кр} - Y_{см} - G = 0; \\ \Sigma M_z &= 0; -Y_{кр} X_1 + Y_{см} X_2 = 0.\end{aligned}$$

Для задних центровок продольное равновесие запишется:

$$\begin{aligned}\Sigma Y &= 0; Y_{кр} + Y_{см} - G = 0; \\ \Sigma M_z &= 0; Y_{кр} X_1 - Y_{см} X_2 = 0.\end{aligned}$$

При значительном изменении положения центра тяжести самолета Ан-124-100 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.

Рассматривая продольное равновесие, можно сделать вывод, что при задних центровках лобовое сопротивление самолета Ан-124-100, а значит, и расход топлива меньше и дальность и продолжительность полета больше.

Это объясняется тем, что при передних центровках подъемная сила больше, чем при задних при постоянной приборной скорости на величину Y_{cm} . Это требует создания большего угла атаки, больше будет лобовое сопротивление и расход топлива.

Поэтому при полете на большую дальность рекомендуются задние центровки.

При увеличении режима работы двигателей самолет Ан-124-100 поднимает носовую часть фюзеляжа.

При выпуске шасси (за счет его лобового сопротивления) опускает носовую часть фюзеляжа.

При выпуске закрылков самолет «вспухает», опуская носовую часть.

При выпуске интерцепторов самолет в воздухе кабрирует, а при их уборке пикирует, что парируется соответствующим отклонением штурвала.

§7. 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 случайным образом возможно как изменение угла атаки, так и скорости самолета.

Самолет, статически устойчивый в продольном отношении, стремится самостоятельно вернуться на заданный угол атаки (заданную перегрузку).

Если случайные возмущения, не вызывая изменения перегрузки, вызовут изменения 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 скорости.

Таким образом, продольная устойчивость обеспечивается за счет устойчивости по перегрузке, устойчивости по скорости, продольного демпфирующего момента и вмешательства демпфера тангажа системы СУУ.

При изменении углов атаки изменяется картина давления по крылу самолета, что изменяет величину и точку приложения подъемной силы, а значит, и величины аэродинамического момента тангажа самолета.

При увеличении угла атаки α подъемная сила Y_a растет и уходит вперед (рис. 8). Но на крыле существует точка, относительно которой момент от подъемной силы не изменяется. Момент остается неизменным, потому что несмотря на рост подъемной силы, уменьшается плечо от подъемной силы до точки А. Эта точка – фокус. Таким образом, фокусом называется точка, момент от подъемной силы относительно которой при изменении угла атаки α в диапазоне плавного обтекания остается величиной постоянной.

Если приложить прирост подъемной силы в фокусе, то момент также не изменится. Поэтому можно дать и другое определение. Фокусом называется точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла

атаки. Фокус профиля крыла и центр давления профиля крыла самолета Ан-124-100 совпадают, фокус крыла, набранного из профилей, уходит назад, с учетом фокуса фюзеляжа – вперед, а киля, стабилизатора – назад и занимает положение 50...55 % САХ. При включении системы улучшения устойчивости (СУУ) фокус равен 90 % САХ (табл. 8, 9).

При выпуске закрылков фокус уходит назад, увеличении скорости – назад, попадании во второй режим – вперед, с увеличением высоты – вперед, с увеличением режима двигателей – вперед.

При выполнении горизонтального полета и увеличении угла атаки на некоторую величину $\Delta\alpha$ прирост подъемной силы самолета ΔY дает относительно центра тяжести самолета восстанавливающий момент $\Delta M_B = \Delta Y(X_m - X_\phi)$, который возвращает самолет на исходный режим полета (рис. 8,а). Самолет будет в этом случае статически устойчив по перегрузке.

Из самого понятия фокуса очевидно, что при расположении центра тяжести в фокусе самолет имеет безразличное равновесие, так как моменты крыла и оперения растут в одинаковой степени и суммарный момент прироста подъемной силы самолета Y равен нулю (рис. 8,б).

Такое расположение центра тяжести называется нейтральным. Таким образом, при центровках 59 % САХ равновесие будет безразличным (см. рис. 8,б; табл. 8, 9).

Если центровка самолета больше нейтральной, то при увеличении угла атаки ($\Delta\alpha > 0$) прирост подъемной силы самолета ΔY относительно центра тяжести создает кабрирующий момент, под действием которого самолет будет продолжать и дальше увеличивать угол атаки α . А при уменьшении угла атаки будет продолжать уменьшать угол атаки, и самолет затягивается в пикирование (рис. 8,в).

Таблица 8

Координаты центровки самолета без системы СУУ

Конфигурация	Число М	$V_{пр}$, км/ч	Н, м	X_n , % САХ
Крейсерская, $\delta_3 = 0$	0,46		2000 4000	55
	0,6		8000	52
Промежуточная посадочная, $\delta_3 = 15^\circ$		340		61
		400		63
Взлетная, $\delta_3 = 30^\circ$		280	2500	66
		400	4000	

Таблица 9

Нейтральные центровки с СУУ

Конфигурация	Число М	V , км/ч	Н, м	X_n , % САХ
Крейсерская, $\delta_3 = 0$	0,45-0,6	340-400	2000-8000	90
Посадочная, $\delta_3 = 15^\circ$			2500-4000	95
Взлетная, $\delta_3 = 30^\circ$			2500-4000	88-92

Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость по перегрузке, является расположение центра тяжести впереди фокуса. Можно сказать, что предельно задняя центровка 42,5 % САХ выбрана из обеспечения минимального запаса продольной устойчивости самолета по перегрузке. Большую роль играет запас устойчивости. Чем центровка ближе к предельно передней, тем самолет лучше устойчив.

Для оценки продольной устойчивости рассматривается коэффициент продольного момента m_z . Продольный момент самолета записывается:

$$M_z = Y_c X = Y_c (X_m - X_d)$$

или

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

где коэффициент продольного момента

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

По данным зависимости коэффициента продольного момента от центровки, скорости, угла атаки строится график $m_z = f(\alpha)$ (рис. 9).

Точка пересечения кривой $m_z = f(\alpha)$ с осью α дает балансировочный угол, на котором коэффициент продольного момента m_z и сам момент M_z равны нулю. Из графика видно, что при увеличении α возникает момент пикирующий, возвращающий самолет на исходный угол атаки, а при уменьшении α – кабрирующий.

Причем видно, что при более передних центровках восстанавливающие моменты из-за большего плеча между центром тяжести и фокусом больше. Степень продольной статической устойчивости обычно выражается отношением приращения коэффициента продольного момента самолета Δm_z приращению угла атаки $\Delta \alpha$, т.е.

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} \text{ или } m_z^{C_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta C_y}.$$

Степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента продольного момента m_z , приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы c_y или на один градус изменения угла атаки самолета.

Степень продольной статической устойчивости удобно выразить, используя понятие фокуса.

$$m_z^{c_y} = \frac{X_T - X_\Phi}{b_{CAH}},$$

где

$$\frac{X_T - X_\Phi}{b_{CAH}} = \Delta X_T,$$

т.е. степень продольной устойчивости равна запасу центровки.

Анализируя кривые, можно сказать, что самолет устойчив при всех центровках менее нейтральной до $\alpha_{кр}$

$$m_z^{cy} = \frac{X_T - X_\Phi}{b_{САХ}} = \frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} < 0.$$

Появление неустойчивости на углах атаки, близких к критическому, и на углах атаки больше критического объясняется тем, что центр давления крыла перемещается вперед из-за срыва потока на концах крыла. Причем, по мере увеличения α , срыв потока усиливается и охватывает большую часть крыла.

Перемещение центра давления крыла вызывает появление кабрирующего момента, который растет особенно энергично ввиду выхода носовой части фюзеляжа в поток и работы стабилизатора в скошенном потоке за крылом. В результате этого на углах атаки, больших критического, самолет становится статически и динамически неустойчивым.

§8. Продольная статическая устойчивость по скорости

Под продольной статической устойчивостью по скорости понимается способность самолета сохранять скорость полета при постоянной перегрузке (рис. 10).

Для обеспечения продольной статической устойчивости по скорости необходимо, чтобы при увеличении скорости возникал кабрирующий момент, который бы стремился увеличить угол атаки самолета, перевести его в набор высоты и уменьшить скорость до заданной.

У самолета, устойчивого в продольном отношении по скорости, при уменьшении α за счет составляющей силы веса $G_2 = G \sin \Theta$ произойдет увеличение скорости, а при увеличении скорости возрастет подъемная сила

Y и вернет самолет на исходный режим полета. При выходе на $M > 0,81$ продольная устойчивость по скорости ухудшается, *восстанавливающие моменты* становятся меньше. Это объясняется наличием сверхзвуковых зон на крыле, ростом и уходом назад подъемной силы крыла.

Демпфирующие моменты возникают в процессе вращения самолета относительно поперечной оси. Суммарный продольный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, крылом, фюзеляжем (рис. 11).

При выполнении горизонтального полета и возникновении вращения самолета относительно центра тяжести от действия на носовую часть фюзеляжа восходящего порыва горизонтальное оперение дает демпфирующий момент.

Он возникает ввиду вращения самолета и наличия угловой скорости ω_z . Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает скорость вращения U_{z0} , направленную вниз и равную $\omega_z X_{z0}$, где X_{z0} – расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения (см. рис. 11).

Скорость вращения горизонтального оперения U_{r0} , складываясь с его истинной скоростью V_{z0} , вызывает прирост угла атаки $\Delta\alpha$ и ΔY стабилизатора.

Этот прирост дает дополнительную подъемную силу на стабилизаторе, которая на плече X_{z0} дает пикирующий момент $\Delta M_{z_{z0}} = -Y_{z0} \cdot X_{z0}$. Этот момент препятствует вращению и называется демпфирующим.

§9. Особенности продольной устойчивости самолета во втором режиме полета и на больших высотах

Второму режиму полета соответствуют углы атаки, больше наивыгоднейшего ($\alpha_{нв} \approx 8^\circ$) и скорости, меньше наивыгоднейшей ($V_{нв} = 465$ км/ч при $m = 392$ т), которая зависит от силы веса самолета. Как это следует из определения, полет во втором режиме происходит на больших углах атаки, а

это значит, что при полете в беспокойном воздухе самолет вследствие восходящих потоков может оказаться на больших углах атаки, близких к критическому. Продольная устойчивость самолета ухудшается, а на углах атаки, близких к критическому, он становится неустойчивым по перегрузке (по углу атаки) и возможен «подхват» самолета.

При выполнении полета во втором режиме и увеличении угла атаки сопротивление самолета X возрастает и становится больше силы тяги, самолет начинает терять скорость. 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 уменьшаться, так как $X > P_{ГП}$.

Если во втором режиме полета 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 будет неустойчив по скорости.

При выходе на большие углы атаки на малой скорости самолет становится неустойчивым как по скорости, так и по перегрузке. Если полет становится неустойчивым по скорости и углу атаки, то такой полет требует большего внимания со стороны пилота, требуются правильные действия штурвальной колонкой и своевременное изменение силы тяги, чтобы не допустить изменения скорости полета, угла атаки самолета, и высоты полета. Особую опасность представляет такой полет на предельно допустимых высотах полета в беспокойном воздухе, так как при этом избыток тяги небольшой и сохранять равновесие самолета тяжело, а при мощных порывах ветра почти невозможно.

Кроме того, при больших высотах полета самолет на всем диапазоне скоростей становится менее устойчивым. Это происходит потому, что при

той же истинной скорости на высоте горизонтальный полет происходит на больших углах атаки, поэтому самолет менее устойчив. На больших высотах меньше плотность воздуха, поэтому величина восстанавливающих аэродинамических сил меньше. При постоянных приборных скоростях на больших высотах истинные скорости больше, поэтому при вращении самолета, вызванном порывами ветра, приращение угла атаки стабилизатора будет меньшим, что дает меньшие демпфирующие моменты. Следовательно, при всяком изменении угла атаки на большей высоте процесс затухания продольных колебаний более длительный.

ГЛАВА 2

Продольная управляемость

§1. Балансировочные графики

Балансировочные графики показывают требуемые величины отклонения руля высоты $\delta_{pв}$ для обеспечения продольной балансировки самолета при различных скоростях полета, т.е. $\delta_{pв} = f(V)$ или углах атаки $\delta_{pв} = f(\alpha)$.

Балансировочными графиками можно также выражать требуемые усилия $P_{pв}$ на колонке штурвала, обеспечивающие продольную балансировку самолета на любой скорости полета или числе M , т.е.

$$P_{pв} = f(V) \text{ или } P_{pв} = f(M).$$

Балансировочные графики (рис. 12) строятся на основании летных испытаний самолета. При испытаниях замеряются угол отклонения руля высоты, требуемые усилия для его отклонения и скорость полета (число M), которую имеет самолет при заданном положении руля высоты. Такие данные можно получить и при испытании модели самолета в аэродинамической трубе.

На основании испытаний составляются таблицы для построения балансировочных графиков.

Балансировочные графики 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 $\delta_{pв} = f(\alpha)$ и $\delta_{pв} = f(V)$ можно воспользоваться кривыми, выражающими зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки при различных положениях руля высоты (см. рис. 9).

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 (см. рис. 9) $m_z = f(\alpha)$ это условие выполняется в точках пересечения каждой кривой $m_z = f(\alpha)$ с осью абсцисс, т.е. при балансировочных углах атаки ($\alpha_{бал}$). Каждому балансировочному углу атаки соответствует кривая $m_z = f(\alpha)$, указывающая положение руля высоты.

Используя кривую $\delta_{pв} = f(\alpha)$, можно вычислить скорости, соответствующие каждому углу атаки в положении балансировки самолета. Таким образом, для каждой скорости полета находим угол отклонения руля высоты $\delta_{pв}$, необходимый для балансировки самолета при заданной центровке. На основании этих данных и строится балансировочная кривая $\delta_{pв} = f(V)$.

Если на рис. 9 взять балансировочные углы атаки семейства кривых $\delta_{pв} = f(\alpha)$, которые имеют отрицательный наклон книзу и соответствующее им положение руля высоты, то получим балансировочные кривые по углу атаки $\delta_{pв} = f(\alpha)$ и по скорости $\delta_{pв} = f(V)$ для устойчивого самолета, так как в этом случае коэффициент продольной статической устойчивости по перегрузке отрицательный $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha} < 0$.

Такое расположение кривых $\delta_{pв} = f(\alpha)$ и $\delta_{pв} = f(V)$ 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 рассмотрения самих кривых $\delta_{pв} = f(\alpha)$ и $\delta_{pв} = f(V)$. 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 и числа M).

На рис. 12 изображен балансирующий график самолета, полученный в результате летных испытаний на высоте 10000 м при центровках 27 и 42 % САХ.

Кривые показывают требуемые величины отклонения руля высоты в градусах для обеспечения продольной балансировки самолета на каждом числе M полета (или приборной скорости).

По балансирующим графикам можно определить запас отклонения руля высоты при данной центровке самолета и числе M .

Наибольший запас руля будет при тех числах M , на которых самолет балансируется при нейтральном положении руля (точки пересечения балансирующих графиков с осью числа M). Наибольший угол отклонения руля высоты вниз будет при сбалансированном положении самолета, имеющем центровку 42 % САХ на больших скоростях полета самолета.

Наибольший угол отклонения руля высоты вверх будет при передней центровке 27 % на малых скоростях полета самолета.

По балансирующим графикам можно дать характеристику продольной устойчивости самолета по скорости полета. Из рис. 12 видно, что до $M = 0,81$ для увеличения скорости (уменьшения угла атаки) самолета необходимо отклонять руль высоты вниз. Это говорит о наличии продольной устойчивости самолета по скорости до этих чисел M .

Действительно, если самолет устойчив по скорости, то при всяком увеличении скорости он создает восстанавливающий (кабрирующий) момент, стремящийся увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной. Потребность отклонения руля высоты вниз на больших скоростях, особенно при задних центровках, в этом случае говорит о том, что самолет создает кабрирующий момент, т.е. самолет устойчив по скорости.

При числах $M > 0,81$ для увеличения скорости необходимо меньше отклонять руль высоты. Ухудшение устойчивости на этих числах M объясняется возникновением пикирующего момента крыла вследствие перемещения его центра давления назад. Такое перемещение центра давления крыла у несимметричного профиля происходит по причине уменьшения угла атаки. Кроме того, при числах $M > M_{кр}$ на верхней части профиля появляется и развивается сверхзвуковая зона со скачком уплотнения, в результате чего центр давления крыла смещается назад, появляется пикирующий момент, и самолет становится менее устойчивым по скорости.

Из графика (рис. 12) видно, что предельно передняя центровка самолета ограничивается с точки зрения продольной управляемости: руля высоты самолета должно хватать для балансировки самолета при взлете и посадке, уходе на второй круг, при «клевке», сдвиге ветра на малых скоростях полета.

Таким образом, на основании анализа балансировочных графиков можно сделать вывод, что самолет обладает достаточно хорошими продольной устойчивостью и управляемостью.

Система продольной устойчивости и управляемости транспортного самолета должна соответствовать следующим основным требованиям НЛГС (рис. 13).

1. Расход потребных отклонений колонки штурвала ΔX для создания единицы перегрузки $\Delta n_y = 1$ (градиент отклонения штурвальной колонки по перегрузке) должен быть не менее 50 мм и прямым, т.е. на себя.

2. Расход потребных усилий на колонке штурвала $\Delta P_в$ для создания единицы перегрузки $\Delta n_y = 1$ (градиент продольных усилий на штурвальной колонке по перегрузке) должен быть по абсолютной величине не менее 10 кг и прямым (на себя)

$$P_в^{ny} = \frac{\Delta P_в}{\Delta n_y} \geq 10 \text{ кг} .$$

§2. Система улучшения устойчивости и управляемости

При уменьшенных запасах устойчивости пилотажные характеристики самолета ухудшаются. Самолет становится более чувствительным к отклонению штурвала, что проявляется в уменьшении усилий и расходов штурвала на единицу перегрузки. Время выхода на установившееся значение перегрузки неприемлемо большое. Поэтому для обеспечения приемлемых характеристик устойчивости и управляемости на Ан-124-100 установлена четырехканальная автоматическая система улучшения устойчивости и управляемости (СУУ).

Улучшение характеристик устойчивости и управляемости обеспечивается путем автоматического отклонения руля высоты быстродействующими рулевыми агрегатами по специальному алгоритму, использующему сигналы датчиков нормальной перегрузки и угловой скорости тангажа.

Рулевые агрегаты СУУ включены в проводку управления после автомата изменения $K_{ув}$ через дифференциальную качалку, поэтому перемещения от них передаются только на бустер, а штурвал практически остается неподвижным.

СУУ работает по следующему алгоритму:

$$\Delta\delta_{рв\ СУУ} = 0,75\omega_z + 3\frac{1}{0,2P + 1}(n_y - 1),$$

где фильтр $\frac{1}{0,2P + 1}$ установлен для демпфирования высокочастотных колебаний перегрузки, в том числе при движении по ВПП.

Максимальные расходы руля высоты от СУУ на всех режимах полета не превышают:

- от себя $+9^\circ$;
- на себя -2° .

Передаточные коэффициенты СУУ по угловой скорости тангажа ($K\omega_y = 0,75 \frac{\text{град.руля}}{\text{град/с}}$) и по приращению перегрузки $Kn_y = 3 \frac{\text{град.руля}}{\text{ед.перегр.}}$ выбраны так, что обеспечивают приемлемые характеристики управляемости на всех режимах полета.

СУУ противодействует изменению перегрузки и угловой скорости тангажа как при действии внешних возмущений, так и при действиях пилота, но критерии управляемости при этом улучшаются.

Рассмотрим работу СУУ при взятии штурвала на себя. В этом случае развивается угловая скорость тангажа ω_z на кабрирование и возрастает перегрузка n_y . Рулевой агрегат СУУ по сигналам приращения перегрузки Δn_y и ω_z начинает перемещать руль высоты на уменьшение перегрузки и угловой скорости тангажа.

В результате этого пилоту необходимо, преодолевая работу СУУ, отклонять штурвал на большую величину и затрачивать при этом большее усилие при выходе на заданную перегрузку, чем без СУУ. Самолет при этом быстрее выходит на установившееся значение перегрузки. Динамические и статические характеристики устойчивости и управляемости при этом становятся такими же, как у самолета с увеличенным запасом устойчивости и увеличенным продольным демпфированием.

Так, запас статической устойчивости по перегрузке и продольное демпфирование увеличиваются в 2-3 раза по сравнению с исходным.

Значения (координаты) нейтральной центровки самолета с работающей СУУ представлены в табл. 10.

Таблица 10

Нейтральные центровки самолета

Конфигурация	Число М	$V_{пр}$, км/ч	Н, м	X_n , % САХ
В крейсерском полете, $\delta_3 = 0^\circ$	0,45-0,6		2000-8000	90

Конфигурация	Число М	V _{пр} , км/ч	H, м	X _н , % САХ
На посадке, $\delta_3 = 15^\circ$		340-400	2500-4000	95
На взлете, $\delta_3 = 30^\circ$		280	2500-4000	88
		340		92

Суммарное отклонение руля высоты состоит из двух частей:

$$\delta_{\Sigma} = K_{ув} \Delta X_{\epsilon} - \Delta \delta_{\epsilon \text{ СУУ}},$$

где $K_{ув} \Delta X_{\epsilon}$ – отклонение руля высоты пилотом;

$\Delta \delta_{\epsilon \text{ СУУ}}$ – отклонение руля высоты СУУ.

Из отклонения руля высоты пилотом вычитается отклонение руля от СУУ, в результате на самолет действует меньшее отклонение руля.

Значения критериев $X_{\epsilon}^{n_y}$ и $P_{\epsilon}^{n_y}$ при этом увеличиваются, но критерий $\delta_{\epsilon}^{n_y}$ не изменяется.

СУУ обеспечивает также самостоятельное (без вмешательства пилота) возвращение самолета к исходному углу атаки при воздействии восходящего порыва ветра на всех режимах полета.

§3. Допустимые углы атаки

и минимально допустимые скорости полета

Из опыта эксплуатации следует, что безопасность полета обеспечивается при запасе угла атаки от допустимого до предельного не менее 3° . Допустимые и предельные углы атаки и соответствующие им коэффициенты подъемной силы приведены в табл. 11.

Допустимые углы атаки

Конфигурация самолета	$\alpha_{\text{доп}}$	$C_{y \text{ доп}}$	$\alpha_{\text{пред}}$	$C_{y \text{ пред}}$
$\delta_3 = 2^\circ \delta_{\text{пр}} = 17^\circ$	16	1,21	20	1,5
$\delta_3 = 15^\circ \delta_{\text{пр}} = 17^\circ$	16	1,66	20	1,95
$\delta_3 = 30^\circ \delta_{\text{пр}} = 17^\circ$	15	1,97	19	2,25
$\delta_3 = 40^\circ \delta_{\text{пр}} = 17^\circ$	15	2,1	19	2,38

Запас по скорости от $\alpha_{\text{доп}}$ до $\alpha_{\text{пред}}$ составляет 15-30 км/ч.

Для предотвращения выхода за допустимые углы атаки и перегрузку самолет оборудован системой ограничения предельных режимов по углу атаки и перегрузке, которая включает индикацию и сигнализацию углов атаки и перегрузки: УДУА-7, механизм тряски штурвала МТШ, догружатель штурвала ДШ.

Устройство УДУА-7 обеспечивает вычисление и индикацию текущих значений угла атаки и перегрузки, их предельно допустимых значений, выдачу сигналов на светосигнальное табло при достижении предельно допустимых значений $\alpha_{\text{доп}}$, $n_{y \text{ доп}}$, а также выдачу сигналов в МТШ и ДШ.

Закон срабатывания сигнализации по углу атаки следующий:

$$\alpha_{\text{тек}} \geq \alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{ст}} - K_{\alpha},$$

где $\alpha_{\text{ст}} = 0,5$, $K_{\alpha} = 0$.

Пересчет местных углов атаки в истинные углы атаки крыла (текущие) производится по формулам, приведенным в табл.12.

Текущие углы атаки

Положение механизации	Расчетная формула $\alpha_{\text{тек}}$, град
$0^\circ < \delta_3 < 10^\circ$	$\alpha_{\text{тек}} = 0,5 (\alpha_{\text{мест.сп}} + 8^\circ)$
$10^\circ < \delta_3 < 20^\circ$	$\alpha_{\text{тек}} = 0,5 (\alpha_{\text{мест.сп}} + 6^\circ)$
$\delta_3 \geq 20^\circ$	$\alpha_{\text{тек}} = 0,425 (\alpha_{\text{мест.сп}} + 8^\circ)$

Система ограничительных сигналов СОС-3-8 предназначена для формирования и выдачи электрических сигналов в систему ОНР- α .

Система вычисляет максимальное значение местного угла атаки $\alpha_{\text{мест.ср}}$ по сигналам датчиков углов атаки, установленных на левом и правом бортах самолета.

Система обеспечивает выдачу следующих электрических сигналов:

- сигнал на тряску штурвала при $\alpha_{\text{ист}} = \alpha_{\text{доп}} - 1^\circ$;
- сигнал на догрузку штурвала усилием 10 кг при $\alpha_{\text{ист}} = \alpha_{\text{доп}} + 1^\circ - 0,3\alpha$.

Точность измерения местных углов атаки не ниже $\pm 0,25^\circ$. Диапазон измерения от 0 до 60° .

Система ограничения предельных режимов по углу атаки (ОНР- α) установлена для обеспечения автоматического возвращения самолета на углы атаки $\alpha < \alpha_{\text{доп}}$ в случае непреднамеренного вывода его пилотом или вертикальным порывом ветра на углы атаки $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$ и включает в себя:

- механизм тряски штурвала (МТШ), срабатывающий во всех конфигурациях при достижении угла атаки $\alpha = \alpha_{\text{доп}} - 1^\circ$;
- догрузатель штурвала, создающий на нем дополнительное усилие 10 кг (только в крейсерской конфигурации) при достижении угла атаки $\alpha_{\text{ист}} = \alpha_{\text{доп}} + 1^\circ - 0,3\alpha$.

При этом догрузка штурвала или снятие усилий со штурвала производится плавно за 0,4 с. Экипаж имеет возможность вручную отключить дополнительную загрузку в случае неотключения ее в автоматическом режиме.

§4. Особенности продольной устойчивости и управляемости при выпуске закрылков

При точном выполнении пилотом РЛЭ на взлете, заходе на посадку и при посадке самолет Ан-124-100 обладает достаточной продольной устойчивостью и управляемостью как в процессе выпуска закрылков, так и при полете с выпущенными закрылками.

В случае нарушения порядка выпуска закрылков или полета с выпущенными закрылками, а также при обледенении самолет может стать неустойчивым и неуправляемым в продольном отношении.

При потере продольной устойчивости в этих случаях самолет резко переходит на снижение, увеличивая угол и вертикальную скорость снижения, а при отклонении штурвала на себя не выходит из снижения, что свидетельствует о потере им продольной управляемости (рис. 14).

Вывести самолет из этого положения можно только частичной или полной уборкой закрылков с последующим взятием штурвала на себя.

Для установления причин возможной потери продольной устойчивости и управляемости, а также для объяснения и аэродинамического обоснования рекомендаций РЛЭ предварительно рассмотрим особенности работы горизонтального оперения в процессе выпуска закрылков и при полете с выпущенными закрылками.

На рис. 14,а изображен в общем виде график зависимости коэффициента c_y горизонтального оперения от угла атаки $c_{y_{zo}} = f(\alpha)$ при нейтральном положении руля высоты ($\delta_v = 0$). Из графика видно, что угол атаки нулевой подъемной силы равен нулю, так как профиль стабилизатора симметричный.

Критический угол атаки как положительный, так и отрицательный составляет около 20° . До этого угла атаки абсолютная величина $c_{y_{го}}$ увеличивается, а на больших углах атаки она уменьшается вследствие срыва потока с поверхности стабилизатора (с верхней – при $\alpha_{кр} > 0$ и с нижней – $\alpha_{кр} < 0$).

При изучении характера движения самолета в процессе выпуска закрылков необходимо рассмотреть работу стабилизатора на отрицательных углах атаки.

В этой же системе координат изображен в общем виде график зависимости $c_{y_{го}}$ от $f_{го}$ при отклоненном руле высоты вверх. В этом случае угол атаки нулевой подъемной силы положителен, так как при отклонении руля

высоты вверх профиль горизонтального оперения получает обратную кривизну. Абсолютная величина отрицательных значений коэффициента $c_{y_{го}}$ увеличивается, а критического угла атаки уменьшается.

В случае обледенения стабилизатора (рис. 14,б) абсолютная величина отрицательных значений коэффициента $c_{y_{го}}$ и критического угла атаки значительно уменьшается вследствие нарушения обтекания.

Если обледеневший стабилизатор в процессе выпуска закрылков выходит на отрицательные углы атаки, его подъемная сила и кабрирующий момент значительно уменьшаются, особенно на отрицательных закритических углах атаки.

Таким образом, обледеневшее горизонтальное оперение как орган продольной устойчивости и управляемости сильно снижает свою эффективность.

Рассмотрим поведение самолета в процессе выпуска закрылков с 30° до 40° в нормальных условиях полета при точном выполнении экипажем рекомендаций РЛЭ.

Закрылки с 30° до 40° выпускаются после четвертого разворота до входа в глиссаду на приборной скорости $300 \dots 320$ км/ч. В процессе выпуска закрылков с 30° до 40° коэффициент c_y и подъемная сила крыла $Y_{кр}$ увеличиваются. Самолет под действием избыточной подъемной силы переходит в набор высоты.

Для сохранения высоты полета на заданной скорости необходимо сохранить c_y и подъемную силу $Y_{кр}$. Это достигается уменьшением угла атаки самолета (отдачей штурвала от себя).

При выпущенных закрылках на 30° и массе самолета 270 т угол атаки горизонтального оперения определяется по формуле

$$\alpha_{го} = \alpha_{кр} + \varphi - \varepsilon,$$

где $\alpha_{кр} = 8^\circ$ – угол атаки крыла;

$\varphi = 4^\circ 30'$ – угол установки стабилизатора относительно хорды крыла;

$\varepsilon = -7^\circ$ – угол скоса потока за крылом

Отсюда $\alpha_{го} = 8^\circ - 4^\circ 30' - 7^\circ = -3^\circ 30'$.

При полете с закрылками, отклоненными на 40° на скорости 260 км/ч

$$\alpha_{го} = 6^\circ - 4^\circ 30' - 8^\circ = -6^\circ 30'.$$

До критического угла атаки -20° достаточно далеко, и самолет отлично устойчив и управляем (рис. 14).

«Клевку» способствует следующее.

1) закрылки, отклоненные на угол 40° . Это сдвигает центр давления назад, увеличивает угол скоса потока на крыле, переводит самолет на малые углы атаки;

2) обледенение горизонтального оперения. Оно уменьшает критические углы атаки до $-14 \dots -15^\circ$;

3) нарушенные предельно передние центровки;

4) завышение поступательной и вертикальной скоростей;

5) выпуск закрылков в один прием;

6) выпуск закрылков с вводом самолета в глиссаду.

Для вывода самолета из «клевка» и восстановления продольной устойчивости и управляемости необходимо немедленно уменьшить угол отклонения закрылков. Подъемная сила крыла снижается, а центр давления смещается к передней кромке, в результате чего уменьшается пикирующий момент крыла. Скос потока в области горизонтального оперения и его отрицательный угол атаки уменьшаются. Отрицательная подъемная сила и ее кабрирующий момент увеличиваются.

При таком изменении моментов крыла и оперения создается избыточный кабрирующий (восстанавливающий) момент, под действием которого самолет выходит из снижения.

Стабилизатор возвращается на докритические углы атаки, восстанавливается его плавное обтекание, и при отклонении руля высоты вверх, увеличивается кабрирующий момент самолета, обеспечивающий вывод из снижения. Самолет становится в продольном отклонении устойчивым и управляемым.

При «клевке» следует:

- подать команду на уменьшение угла отклонения закрылков;
- взять штурвал на себя;
- увеличить режим работы двигателей до взлетного, вписаться в глиссаду или выполнить уход на второй круг.

§5. Поперечное равновесие, устойчивость, и управляемость

Поперечное равновесие – это такое состояние самолета, когда сумма сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно продольной оси OX равны нулю. Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OY и сумма их моментов относительно оси OX равнялась нулю, т.е.

$$\begin{aligned}\Sigma Y &= 0; Y_{\text{лев}} + Y_{\text{пр}} - G = 0; \\ \Sigma M_x &= 0; Y_{\text{лев}}Z_{\text{лев}} - Y_{\text{пр}}Z_{\text{пр}} = 0.\end{aligned}$$

Поперечная устойчивость – это способность самолета самостоятельно (без вмешательства пилота) сохранять и восстанавливать заданное поперечное равновесие в полете. Если при крене самолета возникают моменты, восстанавливающие M_x , самолет статически устойчив в поперечном отношении.

Допустим, под действием восходящего порыва самолет накренился на правое полукрыло (рис. 15). За счет составляющей силы веса ($G_2 = G \sin \gamma$) возникает скольжение на опускающееся полукрыло. Скользящее крыло работает, как крыло с меньшим углом стреловидности ($\chi_{\text{эф}} = \chi - \beta$), поэтому составляющая скорости правого полукрыла больше, чем у левого. Кроме того, поднимающееся полукрыло затеняется фюзеляжем. В результате этого подъемная сила правого полукрыла увеличивается до $Y_{\text{пр}} + \Delta Y_{\text{пр}}$, а левого уменьшается – до $Y_{\text{лев}} - \Delta Y_{\text{лев}}$.

Вследствие этой разницы подъемных сил возникает восстанавливающий момент M_x , под действием которого самолет стремится уменьшить угол крена.

В процессе вращения самолета относительно продольной оси возникают демпфирующие восстанавливающие моменты ввиду увеличения угла атаки у опускающегося полукрыла и уменьшения у поднимающегося.

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. $m_x = f(\beta)$ (рис. 16).

$$m_x = \frac{M_x}{S\rho V^2 / 2 \cdot l},$$

где M_x – момент крена;

l – размах крыла.

Наклон кривой $m_x = f(\beta)$ характеризует степень поперечной статической устойчивости.

Степень поперечной статической устойчивости m_x^β выражается отношением прироста коэффициента момента крена Δm_x к приросту угла скольжения $\Delta\beta$, т.е. $m_x^\beta = \frac{\Delta m_x}{\Delta\beta}$. Из определения следует, что степень поперечной статической устойчивости m_x^β характеризует величину изменения коэффициента момента крена m_x , приходящуюся на один градус изменения угла скольжения β . На графике (см. рис. 16) видно, что при возникновении скольжения на правую половину крыла (крен вправо) возникает отрицательный момент M_x , вращающий самолет с правой половины крыла на левую и убирающий крен самолета; можно сказать, что самолет устойчив в поперечном отношении, если $m_x^\beta = \frac{\Delta m_x}{\Delta\beta} < 0$, т.е. степень поперечной устойчивости отрицательная.

В результате возникновения большого восстанавливающего момента самолета ввиду влияния стреловидности крыла χ° его поперечная устойчивость может стать избыточной. Это может привести к раскачке самолета типа «голландский шаг», особенно на больших высотах, где демпфирующие моменты малы, а углы атаки велики, а также при заходе на посадку. Уменьшает устойчивость отрицательное поперечное V , равное -6° .

Чтобы уменьшить лишнюю поперечную устойчивость самолета, в систему путевого управления вмешивается демпфер рысканья, уменьшающий поперечную устойчивость путем отклонения руля направления в сторону крена. Система СУУ отклоняет руль направления в зависимости от ω_k и ω_y .

С помощью элеронов (и интерцепторов в элеронном режиме) обеспечивается поперечное управление самолетом. Управление элеронами осуществляется от штурвалов, каждый элерон отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами.

При выполнении полета на больших скоростях и при отклонении элеронов возможно образование реверса элеронов. Отклонение элеронов вызывает смещение центра давления крыла в районе элеронов назад. Смещение центра давления крыла вызывает и закручивание крыла носками вниз. Вследствие этого подъемная сила, вызываемая опусканием элеронов, уменьшается за счет уменьшения угла установки профиля на конце носка крыла (рис. 17).

При определенной скорости полета отклонения элеронов начинают вызывать такое закручивание крыла и такой изгиб его, что момент $M_{x_{эл}}$, вызванный опусканием элеронов, полностью парируется моментом от деформации крыла. Скорость, на которой это происходит, называется реверсивной, она составляет $V \geq 600$ км/ч ПР.

В некоторых случаях при попадании самолета в восходящий порыв оба элерона за счет деформации тяг уходят вверх на $1-2^\circ$. Это вызывает

уменьшение $Y_{кр}$ там, где расположены элероны и дает дополнительный кабрирующий момент, ухудшающий устойчивость. Это явление называется всплыванием элеронов (рис. 18).

При заходе на посадку на малых скоростях при отклоненных закрылках самолет обладает лишней поперечной устойчивостью (если отключена система СУУ).

При отклонении элеронов самолет энергично кренится, но ввиду лишней поперечной устойчивости возникает момент, противодействующий кренению, и самолет зависает на 1,5-2 с, а затем снова кренится. Это явление, существующее вследствие лишней поперечной устойчивости, называется *зависанием по крену*.

Путевая устойчивость и управляемость самолета

§1. Путьное равновесие, устойчивость и управляемость самолета

Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось ОХ и сумма их моментов относительно оси ОУ равнялись нулю.

Если самолет под действием внешних сил разворачивается, то появляется угол скольжения на ту или иную половину крыла.

При скольжении эффективная стреловидность левой половины крыла уменьшается, а правой увеличивается, это приводит к увеличению скорости обтекания левой половины крыла и уменьшению правой, что даст разницу лобовых сопротивлений левой и правой половин крыла, а значит, восстанавливающий момент. Кроме того, при скольжении самолета на левую половину крыла за счет того, что площадь задней части фюзеляжа и киля больше передней части фюзеляжа, возникает сила Z_β (рис. 19), дающая восстанавливающий момент относительно оси ОУ. В процессе демпфирования возникают демпфирующие моменты киля и фюзеляжа. Для оценки путевого статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента рысканья самолета m_y от угла скольжения β , т.е. $m_y = f(\beta)$ (рис. 20, 21, 22).

Путевой управляемостью называется способность самолета создавать углы скольжения при отклонении руля направления. При отклонении руля направления возникает боковая сила вертикального оперения Z_H , которая относительно вертикальной оси ОУ создает момент рысканья $M_{yH} = Z_H X$, под действием которого самолет вращается в сторону отклоненного руля, создавая скольжение β на противоположную половину крыла.

В качестве характеристик путевой управляемости рассматривается зависимость $\Delta\delta_H/\Delta\gamma$ и $\Delta P_H/\Delta\gamma$ от скорости и высоты полета.

$\Delta\delta_H/\Delta\gamma$ – расход руля направления при создании крена в 1° , $\Delta P_H/\Delta\gamma$ – усилие на руле направления при создании крена в 1° .

Руль направления обеспечивает путевое управление самолетом. Управление рулем направления осуществляется двумя парами педалей ножного управления, соединенных между собой жесткой тягой. Руль направления разделен на верхнюю и нижнюю секции, каждая из которых отклоняется тремя совместно работающими рулевыми приводами. К проводке управления подключена рулевая машина автопилота. Рулевая машина отклоняет РН с передачей перемещения проводки на педали. При этом угол отклонения РН не превышает 25° . На малых скоростях до 320 км/ч его отклонение уменьшается до $12,5^\circ$, а на скорости 650 км/ч равно 4° .

§2. Особенности боковой устойчивости и управляемости

Характер бокового возмущенного движения определяется поперечной и путевой устойчивостью самолета.

Самолет будет устойчив в боковом отношении только тогда, когда он устойчив в поперечном и путевом отношении, и, кроме того, если между этими видами устойчивости существует определенное соотношение. При

наличии такого соотношения самолет при выходе из крена одновременно устранит и скольжение.

Если между путевой и поперечной устойчивостью такого соответствия не существует, то самолет будет неустойчив в боковом отношении.

В случае, если поперечная устойчивость значительно больше путевой, т.е. $m_x^\beta > m_y^\beta$, то это грозит самолету раскачкой.

Если $m_x^\beta < m_y^\beta$, т.е. путевой момент больше поперечного, то после накренения самолета крен сохраняется, а самолет, устраняя скольжение, уходит в спираль.

Эта взаимосвязь характеризуется отношением угловых скоростей крена

и рысканья $\chi = \frac{|\omega_x|}{|\omega_y|} = \frac{|m_x^\beta|}{|m_y^\beta|}$; для самолета Ан-124-100-100 $\chi = 0,6 \dots 1,5$.

Если между поперечной и путевой устойчивостью существует определенное правильное соотношение (0,6...1,5), то к моменту выхода из крена самолет не будет иметь скольжения, а значит боковое равновесие самолета (поперечное и путевое) восстановится.

Такое соответствие между поперечной и путевой устойчивостью у самолета существует на основном диапазоне летных углов атаки, но на больших углах атаки это соотношение нарушается.

Для обеспечения нормальной боковой устойчивости подбирают определенное соотношение между площадью киля и задней частью фюзеляжа и площадью передней части фюзеляжа, выбирают поперечное V (рис. 23).

§3. Работа системы улучшения устойчивости СУУ-400

СУУ предназначена для улучшения характеристик устойчивости самолета. СУУ выполнена в виде четырехканальной системы со встроенной

системой контроля (ВСК), обеспечивающей отключение отказавшего подканала или системы в целом.

Конструктивно каждая подсистема имеет:

а) по рулю высоты (рис. 24): датчики перегрузки (n_y), датчики угловой скорости (ω_z), вычислитель и привод – рулевой агрегат РА-81;

б) по рулю направления (рис. 25, 26): датчики угловой скорости (ω_x) и (ω_y), привод РА-81.

Принцип действия системы заключается в следующем: при эволюции самолета на датчиках возникают электрические сигналы, которые поступают на входы вычислителей. В вычислителях эти сигналы после преобразований суммируются с сигналами обратных связей рулевых агрегатов (обратных связей РА-81) и поступают на вход этих агрегатов.

Штоки РА-81 перемещают часть проводки управления на величину, пропорциональную поступающим сигналам. Движение штоков на рычаги управления не передается.

СУУ по каналу руля направления выполняет роль аварийной дистанционной системы управления.

Алгоритмы работы СУУ по каждому каналу следующие:

а) канал руля высоты:

$$\delta_\epsilon = K\omega_z \cdot \omega_z + \frac{Kn_y}{Tp + 1} (n_y - 1),$$

где $K\omega_z = 0,75 \frac{\text{град} \cdot \delta_\epsilon}{\text{град/с}}$;

$$Kn_y = 3 \frac{\text{град} \cdot \delta_\epsilon}{\text{ед.перегр.}}$$

$$T = 0,2 \text{ с.}$$

Максимальный угол отклонения руля высоты от СУУ составляет от 9 до -2° ;

б) канал руля направления:

при $\delta_3 \neq 0$

$$\delta_H = \frac{K\omega_y}{(T_{1P} + 1)^2} \cdot \frac{T_{2P}}{(T_{2P} + 1)} \omega_y + \frac{K\omega_X^H}{(T_{1P} + 1)(T_{3P} + 1)};$$

при $\delta_3 = 0$

$$\delta_H = \frac{K\omega_y}{(T_{1P} + 1)^2} \cdot \frac{T_{2P}}{(T_{2P} + 1)} \omega_y,$$

где $K\omega_y = 3 \frac{\text{град} \cdot \delta_H}{\text{град/с}}$;

$$K\omega_x = 1,5 \frac{\text{град} \cdot \delta_H}{\text{ед.перегр.}}$$

$$T_1 = 0,1 \text{ с};$$

$$T_2 = 5 \text{ с};$$

$$T_3 = 2 \text{ с}.$$

Максимальный угол отклонения руля направления от СУУ составляет $\pm 6^\circ$.

При полном отказе СУУ в продольном канале (активном или пассивном) градиент усилий на штурвале по его ходу автоматически увеличивается в 1,8 раза. При этом экипаж имеет возможность вручную установить $K_{шв \text{ min}}$.

Система изменения Кш (СКШ-400) предназначена для улучшения характеристик управляемости самолета по каналам руля высоты и руля направления.

Функционально система включает автомат изменения коэффициента передачи руля высоты и автомат изменения коэффициента передачи руля направления.

В состав системы входят два датчика «Д», два блока концевых выключателей, два вычислителя и два электропривода.

§4. Обратная реакция по крену на отклонение руля направления

При числах M более $0,81$ у самолета наблюдается обратная реакция по крену на отклонение руля направления.

Рассмотрим поведение самолета со стреловидным крылом при отклонении руля направления на малых и больших числах M . При отклонении руля направления вправо, вертикальное оперение создает боковую силу Z_{PH} , направленную влево. Под действием момента этой силы относительно вертикальной оси самолет разворачивается в сторону отклонения руля (вправо), создавая угол скольжения β на левое полукрыло (рис. 27). Тогда угол эффективной стреловидности левого полукрыла уменьшается, а правого – увеличивается.

В результате этого эффективная составляющая скорости V_1 левого полукрыла и его подъемная сила увеличиваются, а правого полукрыла – уменьшаются.

Вследствие разности подъемных сил возникает кренящий момент самолета на правое полукрыло.

Таким образом, при отклонении руля направления на малых числах M самолет вследствие скольжения кренился на то полукрыло, куда отклоняется руль направления.

Такую реакцию на отклонение руля направления самолет будет иметь, если он устойчив в поперечном отношении, т.е. при скольжении на левое полукрыло самолет кренился на правое и наоборот. Это движение называют прямой реакцией самолета по крену на отклонение руля направления.

При полете на числах M , больших критического ($M = 0,81$), наблюдается обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

Если в полете на числах M , близких к критическому, отклонить руль вправо, то в этом случае точно так же, как и при малых числах M появится

скольжение на левое полукрыло. Эффективная стреловидность и $M_{кр}$ левого полукрыла уменьшаются, а правого увеличиваются.

Так как полет происходит на числах $M > M_{кр}$, то над обоими полукрыльями существуют сверхзвуковые зоны. Но при скольжении число $M_{кр}$ левого полукрыла уменьшается и под ним образуется сверхзвуковая зона. Это приводит к уменьшению C_y и Y левого полукрыла.

Увеличение эффективной стреловидности правого полукрыла вызовет увеличение его $M_{кр}$. Поэтому правое полукрыло будет работать на докритических числах M и скачков уплотнения, замыкающих сверхзвуковые зоны, не будет.

Уменьшение подъемной силы левого полукрыла вызовет наклон самолета влево.

Таким образом, при отклонении руля направления вправо самолет кренится на левое полукрыло и наоборот.

Следует подчеркнуть, что чем больше угол отклонения руля направления, тем создается больший угол скольжения.

С увеличением угла атаки $M_{кр}$ уменьшается, следовательно, обратная реакция самолета по крену на отклонение руля будет появляться при меньших числах M . Это следует особенно помнить при полете в неспокойном воздухе, так как боковые восходящие потоки одновременно увеличивают угол атаки самолета и изменяет эффективную стреловидность правого и левого полукрыльев.

Реакцию самолета по крену при отклонении руля направления оценивают по знаку и величине угловой скорости ω_x , которая возникает при отклонении руля направления на 1° . При нормальной реакции самолета это отношение положительно, при обратной реакции отрицательно.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолета Ан-124-100-100: учеб. пособие / В.П. Бехтир, В.М. Ржевский, Е.Н. Коврижных. – Ульяновск, 2005.
2. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов / Л.Ф. Николаев. – М.: Транспорт, 1990.

Приложение 1

Протокол расчета массы и центровки снаряженного самолета Ан-124-100 № 82068

Наименование	P, кг	X, м	PX, кг	Y, м	PY, кг
Взлетная масса самолета (шасси выпущено)	392000				
Масса пустого самолета (шасси выпущено)	176630	31,0325	5481269	1,727	305040
Служебная нагрузка					
1. Экипаж					
- пилоты (2 чел.)	160	7,3	1168	3,9	624
- штурман и ст. бортинженер	160	8,6	1376	3,85	616
-радист и бортинженер АО	160	9,8	1568	3,85	616
2. Кислородные приборы					
- пилотов (2 шт.)	5,82	7,3	42,486	3,9	22,698
- старшего бортинженера	2,91	8,6	25,026	3,85	11,2035
- бортинженера	2,91	9,8	28,518	3,85	11,2035
- радиста	2,91	9,8	28,518	3,85	11,2035
3. Масло СУ					
- корневых	80	22,6	1808	0,04	3,2
- консольных	80	27	2160	-0,04	-38,4
4. Кислород для экипажа					
- левый борт	21,8	18,05	393,49	3,1	67,58
- правый борт	21,8	17,87	389,566	3,1	67,58
Прочие нагрузки					
Сейф для документов	5,1	16,32	83,232	4,04	20,604
Медикаменты	6	12,4	74,4	4,7	28,2
Вода для основного экипажа	17,5	18,15	317,625	4,48	78,4
Вода и химжидкость для туалета	23	18,15	417,45	3,63	83,49
Багаж членов экипажа	100	17,01	1701	4,8	480
Верхняя одежда членов экипажа	600	17,01	1020,6	4,3	258
Бортпаек экипажа	15	18,9	283,5	3,72	55,8
Дополнительное снаряжение КЭ					
Плоты ПСН-6АК 3 шт.	131	12,2	1598,2	3,9	510,9
Спасательные жилеты	7,2	17	122,4	3,7	26,64
GPS-100	1,5	8,1	12,15	3,9	5,85
Судовые документы	18	9,8	176,4	3,9	70,2

Продолжение табл.

Наименование	P, кг	X, м	PX, кг	Y, м	PY, кг
Чехлы на кресла	10,1	17	171,7	3,9	39,39
Постельные принадлежности	12	16,5	198	3,9	46,8
Дополнительное оборудование ГК					
Масло ИПМ, АМГ	120	17,5	2100	-0,5	-60
Чемоданы с инструментом	145	50,4	7308	3,4	493
Чемоданы со страх. приспособлениями	60	52,02	31121,2	3,4	204
Зап. колеса осн. 2 шт.	380	23,5	8930	-0,2	-76
Зап. колеса пер. 1 шт.	128	46	5888	-0,2	-25,6
Тормоза 1 шт.	85	39	3315	-0,75	-63,75
Водило	1296	30,5	39528	-0,2	-259,2
Фанера на полу 96 листов	1920	28,5	54720	-1,36	-2611,2
БПК со жгутами	1927	30,5	58773,5	2,75	5299,25
Лебедки	375	45,9	17212,5	0,5	187,5
Чемоданы со швартовочными узлами	97	30,6	2968,2	-1,3	-126,1
Погрузочные блоки	25	38,75	968,75	-0,2	-5
Швартовочные цепи	678	30,6	20746,8	0	0
Замки швартовочных цепей	353	30,6	10801,8	-1,1	-388,3
Балки грузовые	65,2	12,4	808,48	0,2	13,04
Швартовочные ремни	76	30	2280	-0,3	-22,8
Швартовочные сетки	144	34	4896	-0,3	-43,2
Швартовочные устройства сеток	180	27	4860	-0,3	-54
Стремянка для Д-18Т	11,2	35	392	-0,7	-7,84
Стремянка для чехления	38	24	912	0	0
Подставки под опоры гермотрапа	30	46	1380	-1	-30
Подставки под переднюю рампу	20	28	560	-1	-20
Чехлы и заглушки	16	24	384	-0,2	-3,2
Тормозные диски	58	43	2494	-0,7	-40,6
Упорные колодки	100	12	1200	-1	-100
Обслуживающий персонал и дополнительное оборудование КОП					
Верхняя одежда и личные вещи	80	43	3440	3,9	312
Обслуживающий персонал (8 чел.)	640	30	19200	3,5	2240
Бортпаек	20	45	900	3,5	70

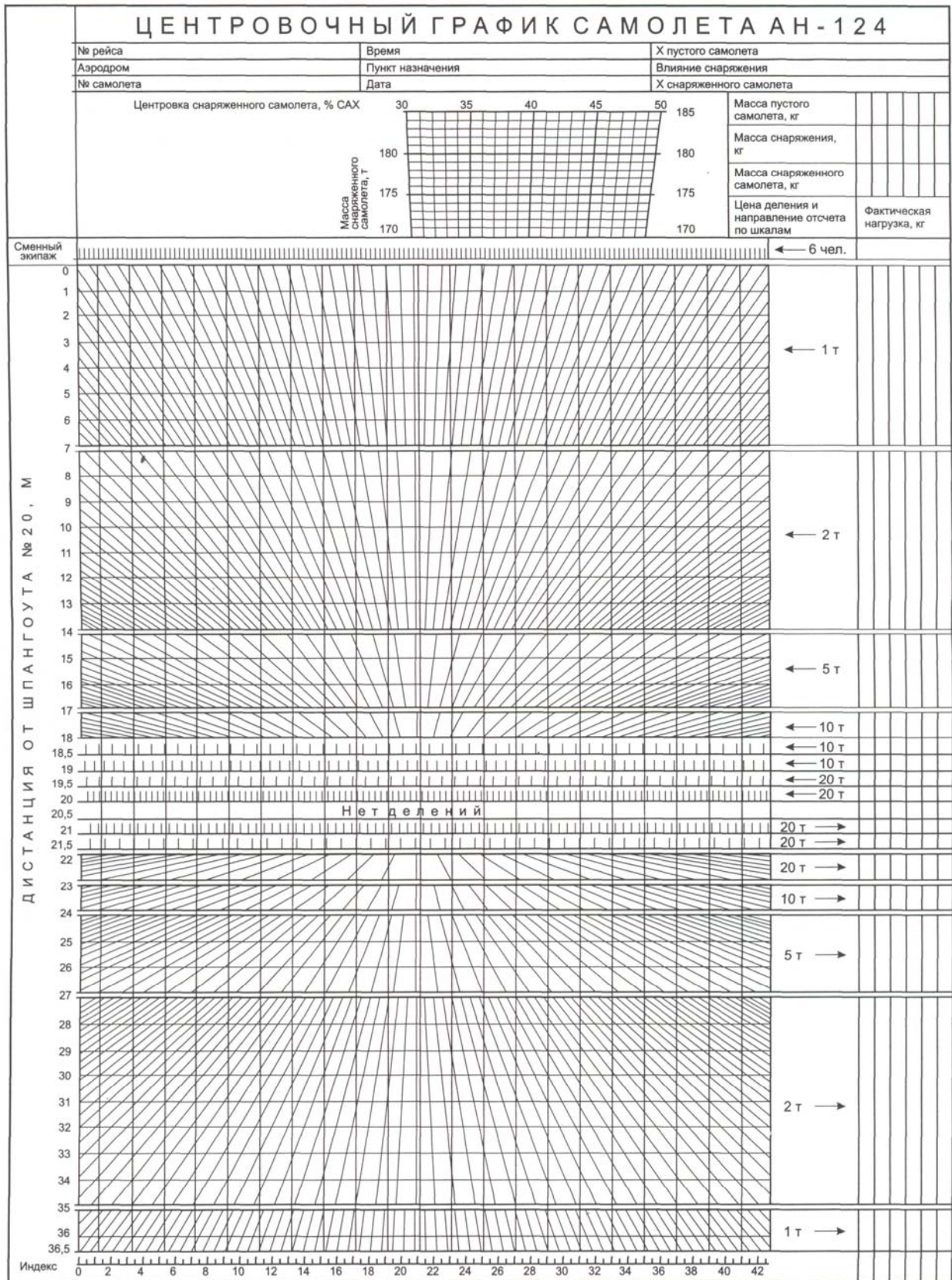
Окончание табл.

Наименование	P, кг	X, м	PX, кг	Y, м	PY, кг
ПСН-20АК (2 шт.)	230	48,5	11155	3,9	897
Питьевая вода	120	50	6000	4	480
Чемоданы с документами	65	52,5	3412,5	3,5	227,5
Медикаменты	4	46,4	186,4	4,1	16,4
Химжидкость для туалетов	6,5	50,6	328,9	3,63	23,595
Кислород в стационарных баллонах	43,6	17,96	783,056	3,1	135,16
Кислородные приборы	61,11	39,1	2389,4	3,8	232,218
Трап-лотки	197,7	49,2	9726,84	3,5	691,95
Итого	10902,8		16827,1		1326,82
Итого	187533	30,9841	5810529	1,68692	316354
% САХ снаряженного		38,126			

Расчет центровки

Исходные данные

Средняя аэродинамическая хорда (САХ)			
$V_{САХ}$			9,875
Центровка пустого самолета			38,58
$X_{ТО}, \% САХ$			27,291
X_B			3,358
Y_T			1,72
X_T			31,0325
Предельно передняя центровка			
X_{T1}	28,5		30,0361
Предельно задняя центровка			
X_{T2}	38		30,9752



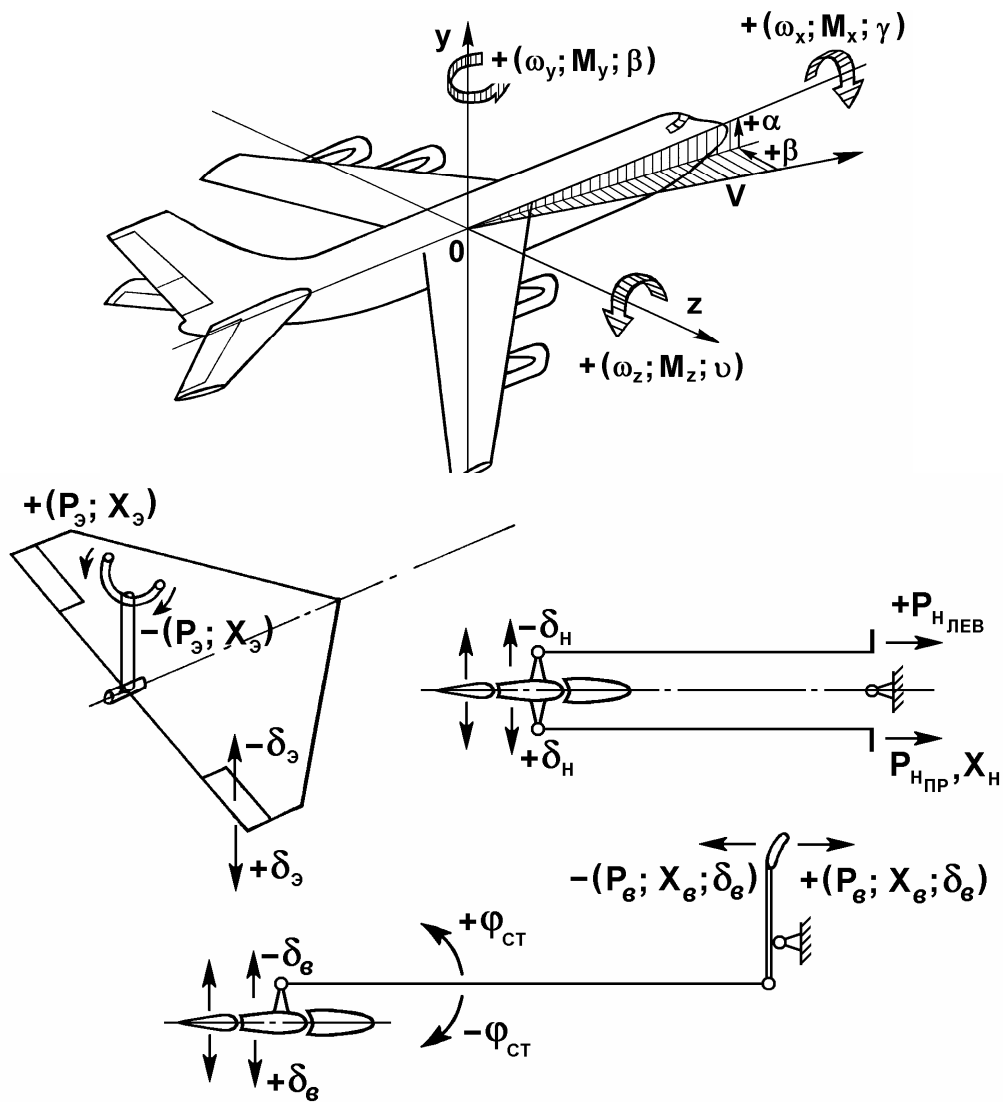


Рис. 1. Связанная система координат

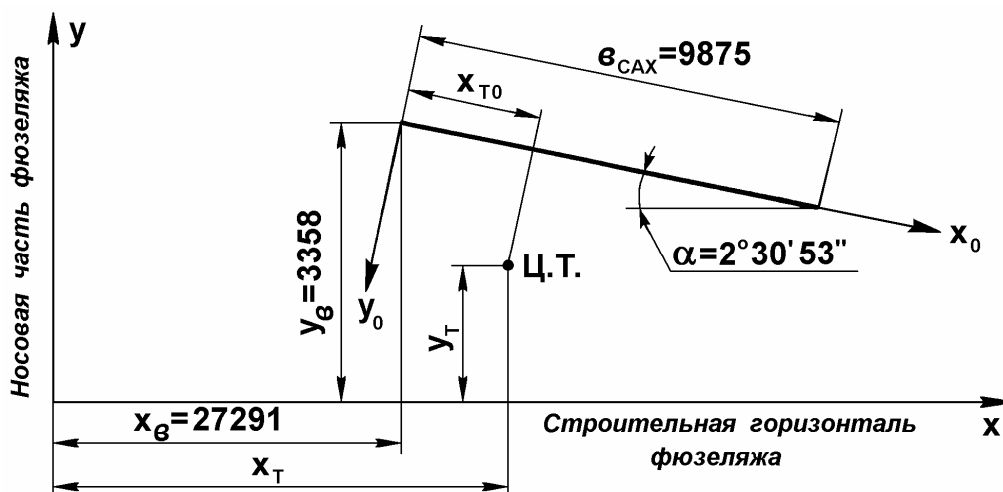


Рис. 2. Схема расположения средней аэродинамической хорды (САХ)

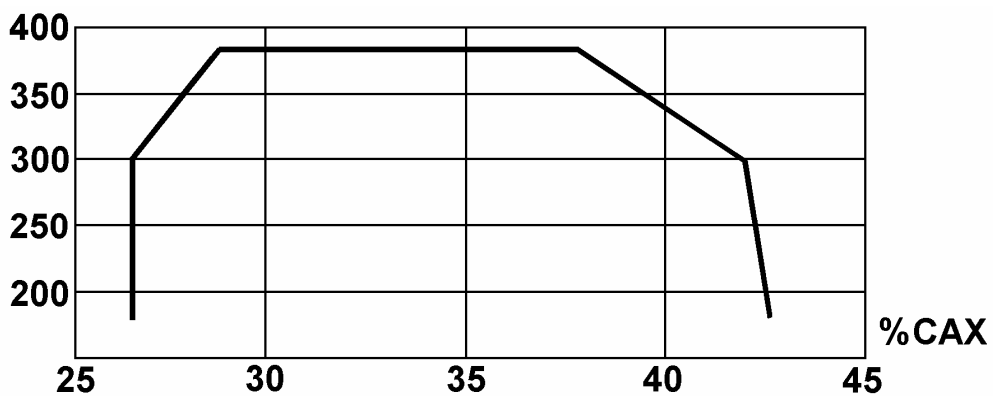


Рис. 3. Зависимость диапазона допустимых эксплуатационных центровок от массы самолета



Рис. 4. Схема разметки дистанций

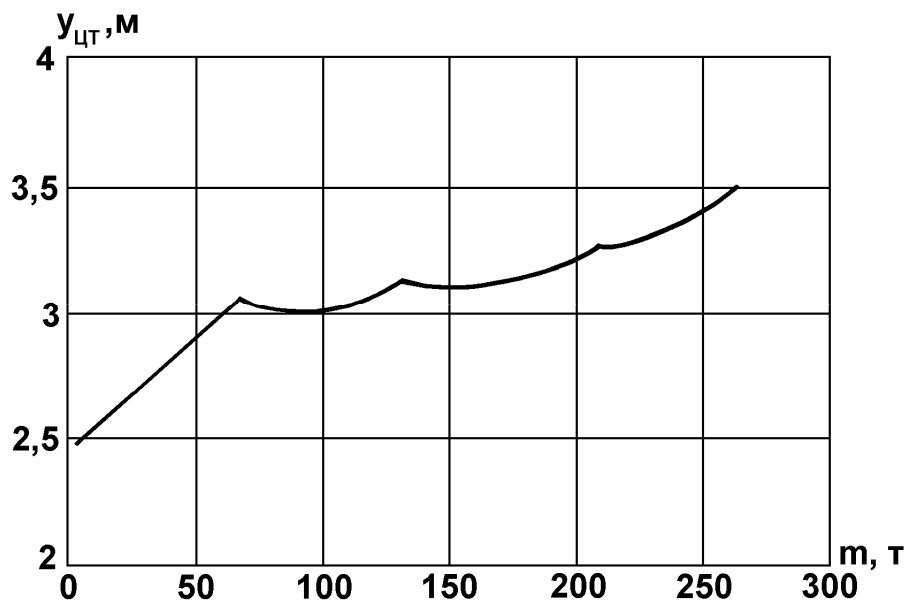


Рис. 5. Зависимость координаты центра тяжести топлива (Y_T) от его количества

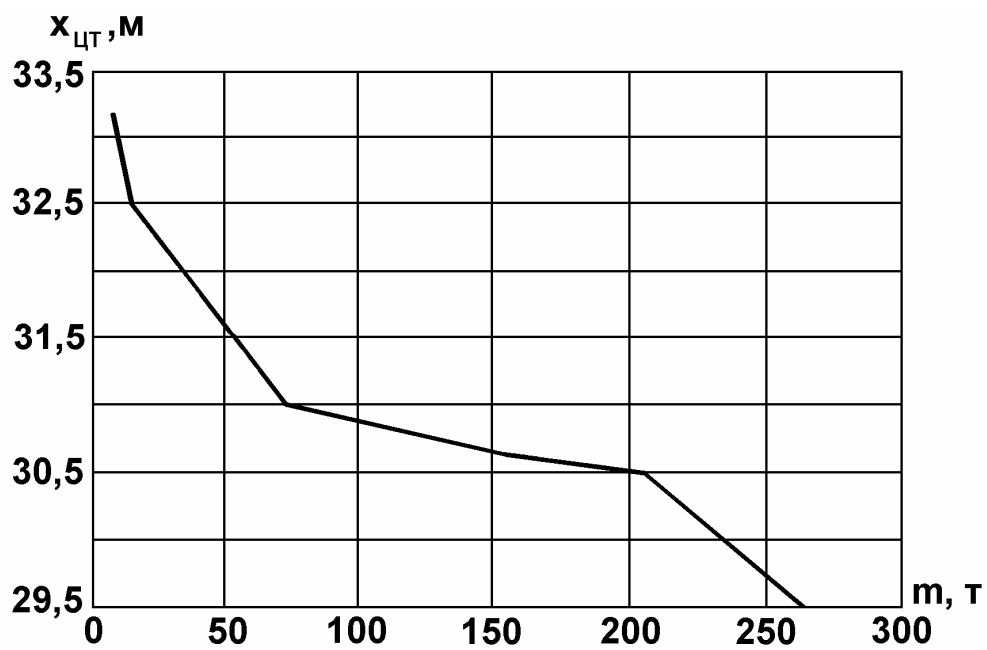


Рис. 6. Зависимость координаты центра тяжести топлива (X_T) от его количества

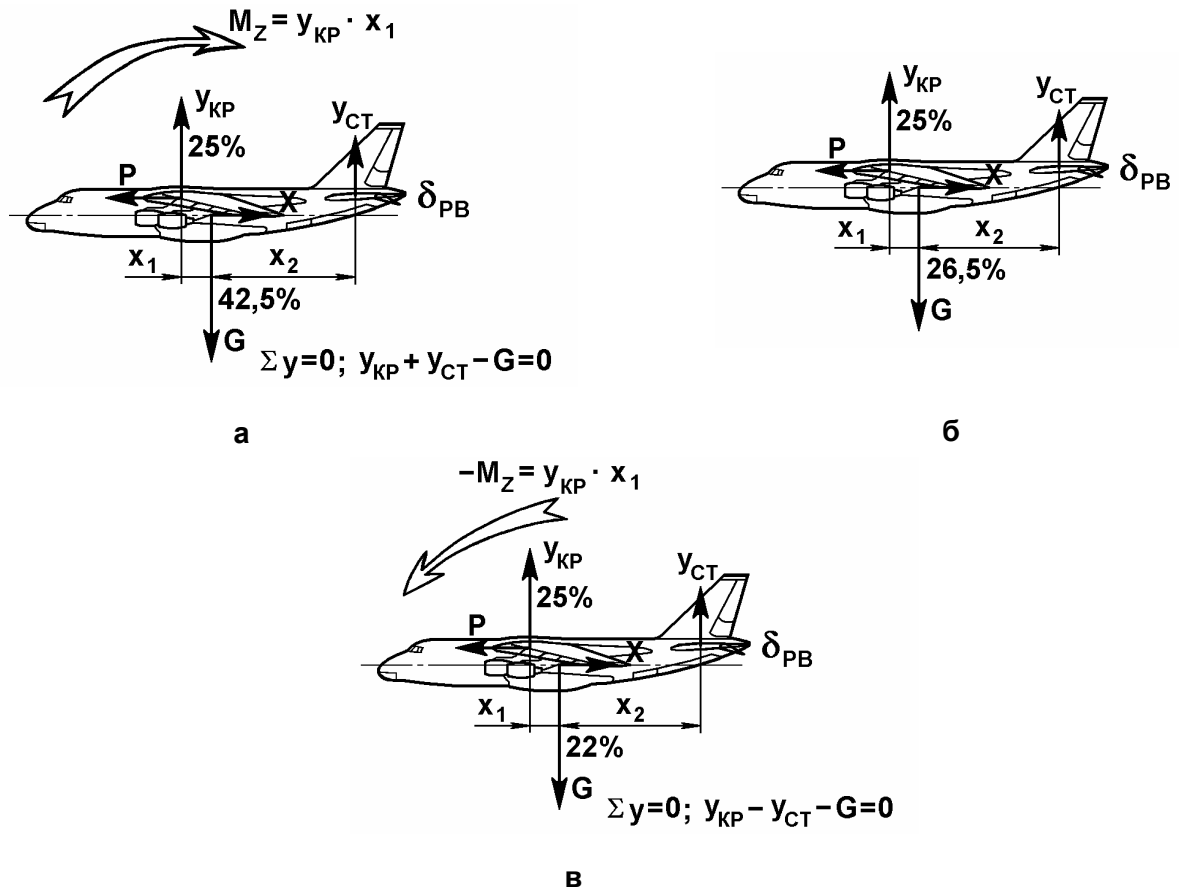


Рис. 7. Продольное равновесие самолета

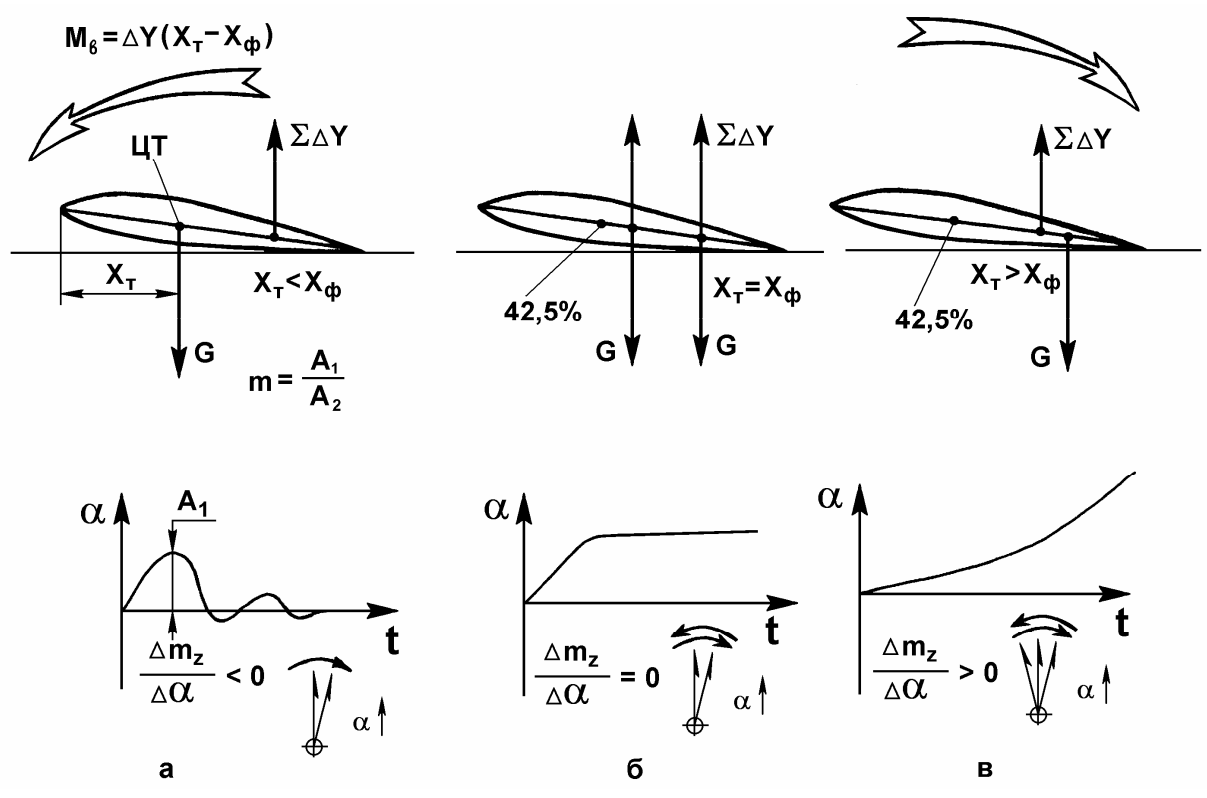
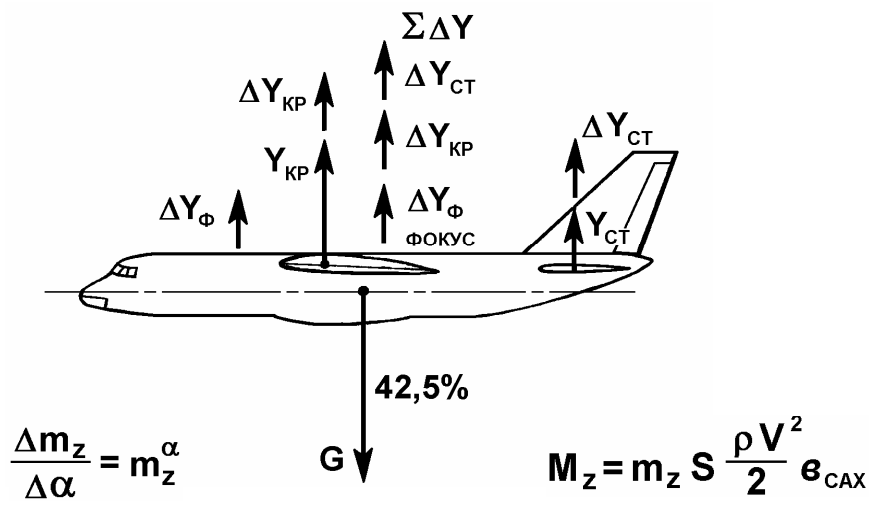


Рис. 8. Продольная устойчивость самолета по перегрузке

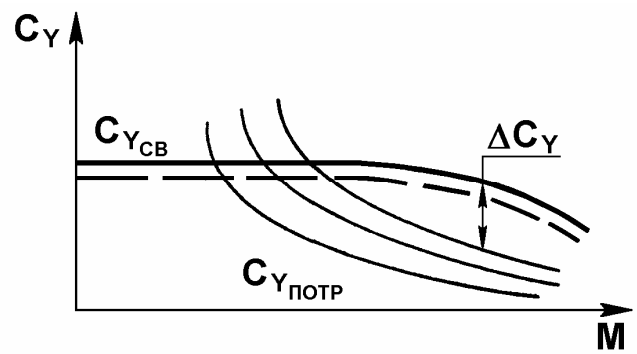
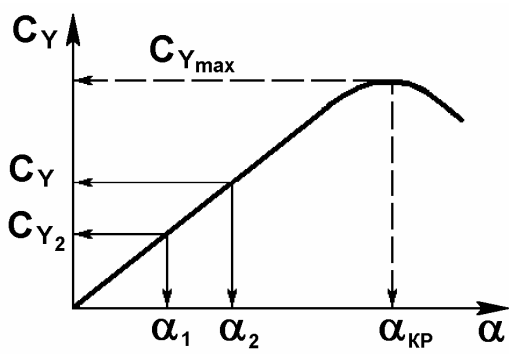
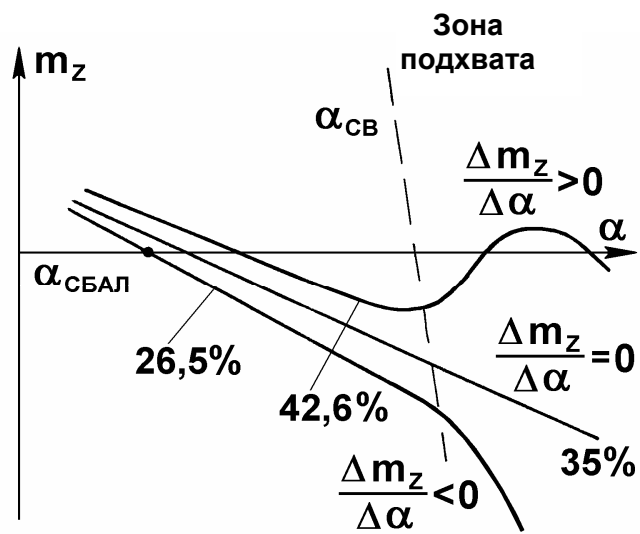
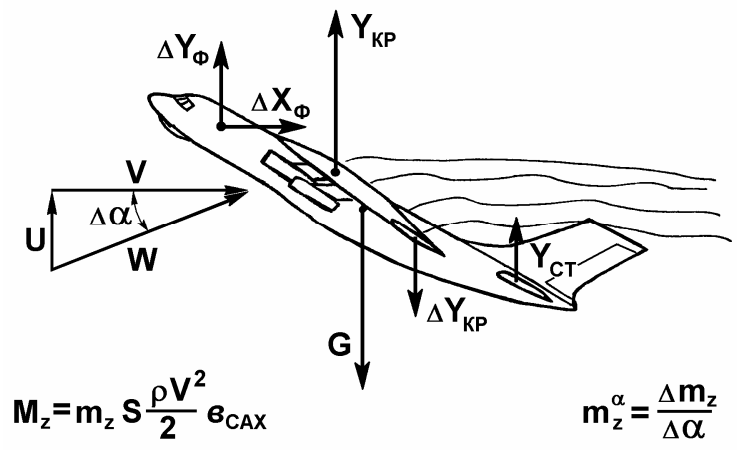


Рис. 9. Подхват самолета при попадании в восходящий порыв ветра более 18 м/с

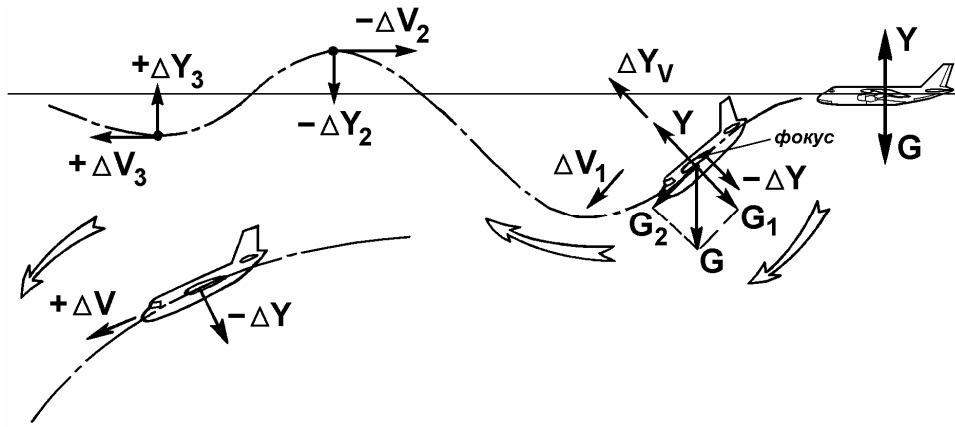


Рис. 10. Продольная устойчивость по скорости

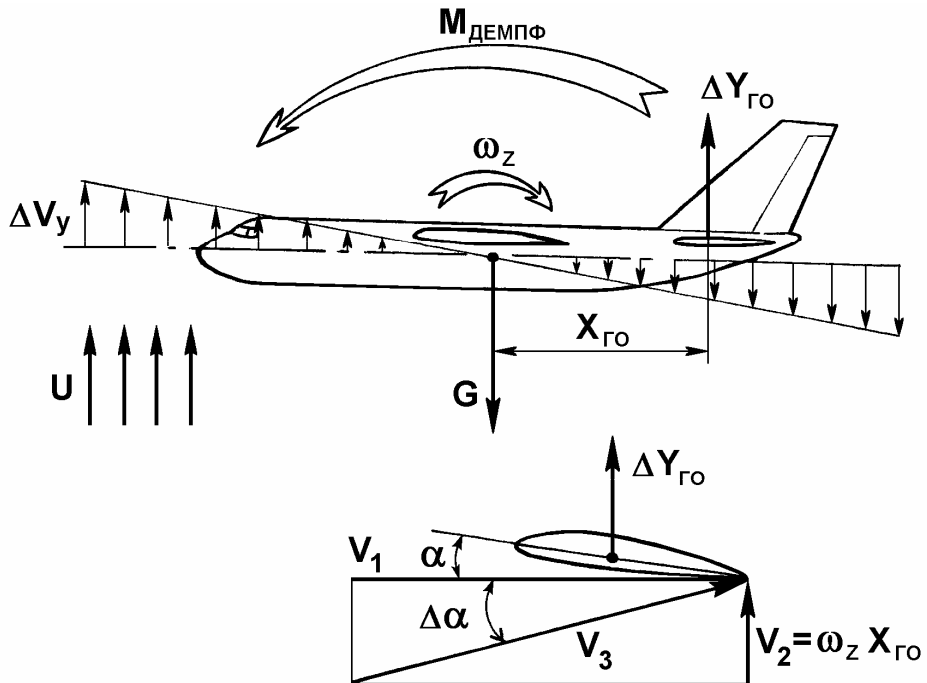


Рис. 11. Демпфирующие продольные моменты

$$\delta_e = K_{\omega_z} \cdot \omega_z + K_{n_y} \frac{1}{T_p + 1} (n_y - 1)$$

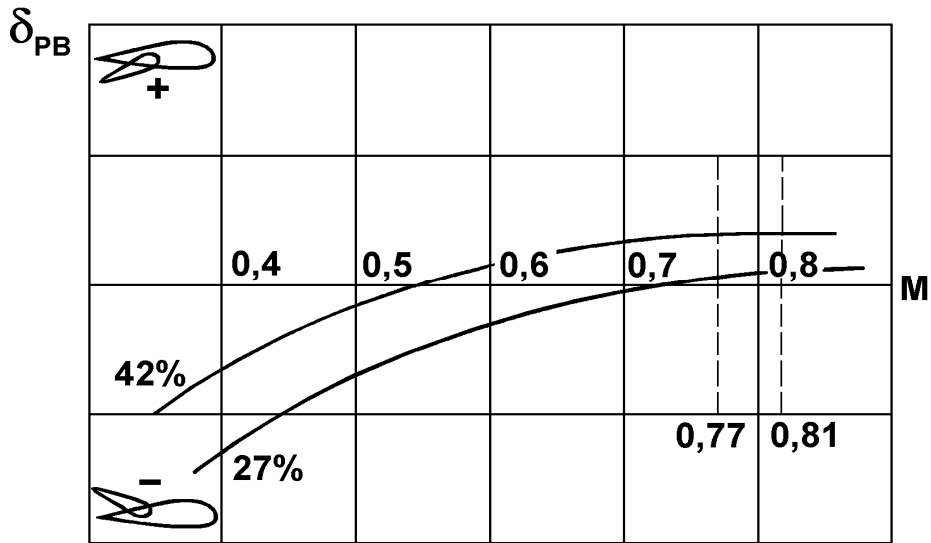


Рис. 12. Балансировочный график

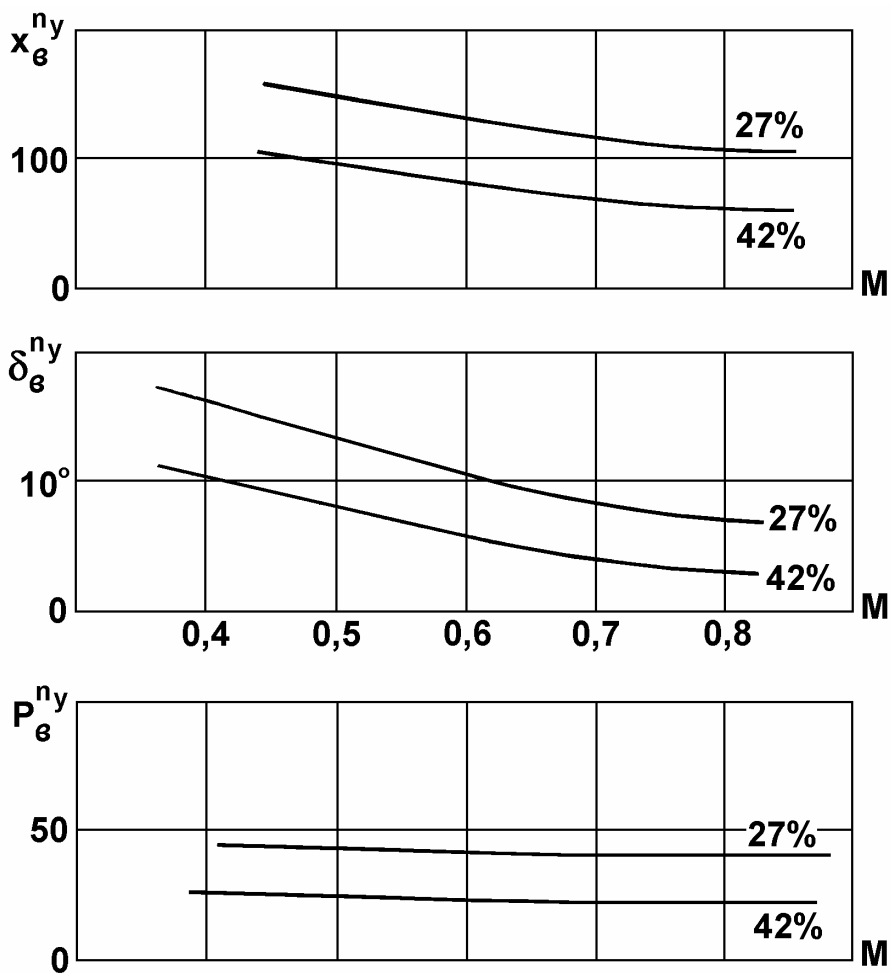
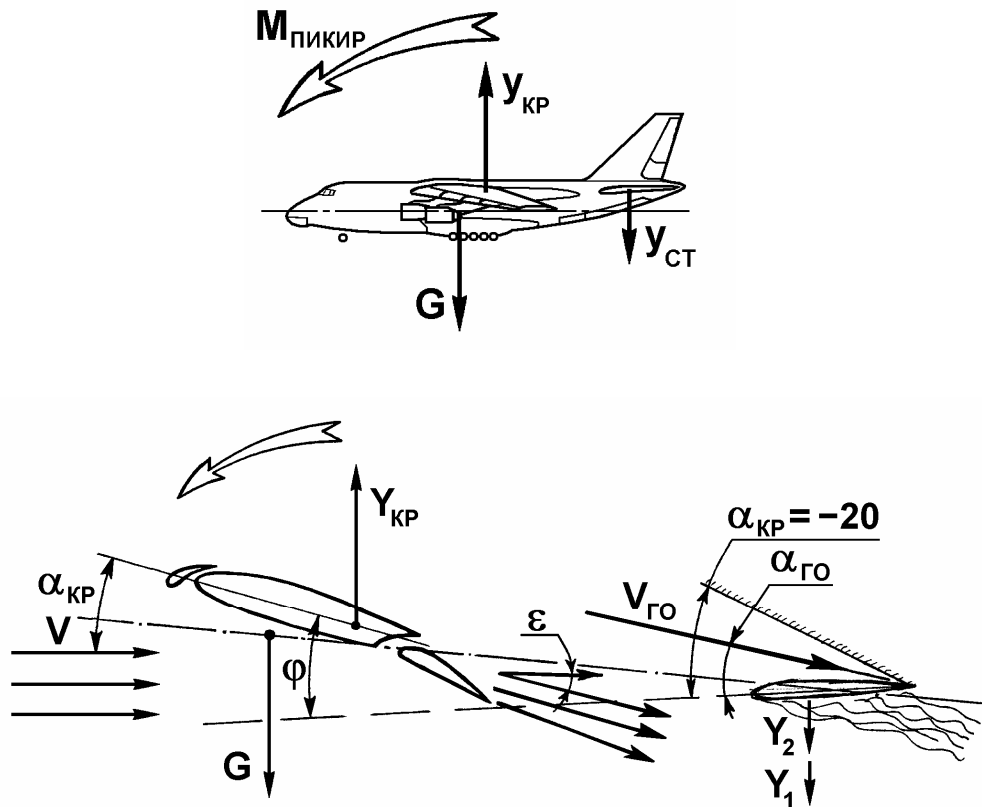


Рис. 13. Зависимость градиентов $\chi_b^{ny} \delta_b^{ny} P_b^{ny} = f(M)$ при различной центровке



$$\alpha_{ГО} = \alpha_{КР} + \varphi - \varepsilon \quad m = 270 \text{ т}; V = 260 \text{ км/ч};$$

$$\delta_3 = 40^\circ; \alpha_{ГО} = 6^\circ - 4^\circ 30' - 8^\circ = -6^\circ 30'$$

$$\delta_3 = 30^\circ; \alpha_{ГО} = 7^\circ - 4^\circ 30' - 7^\circ = -4^\circ 30'$$

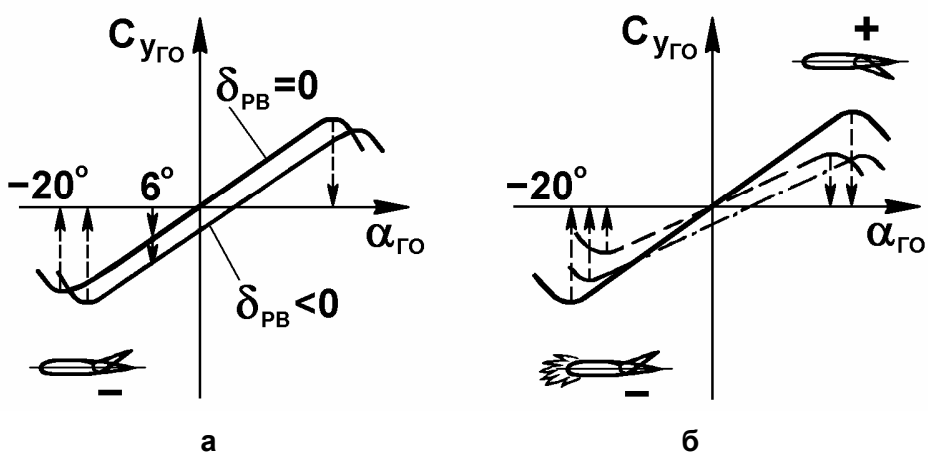


Рис. 14. Схема сил, действующих на самолет при выпуске закрылков и при полете с выпущенными закрылками

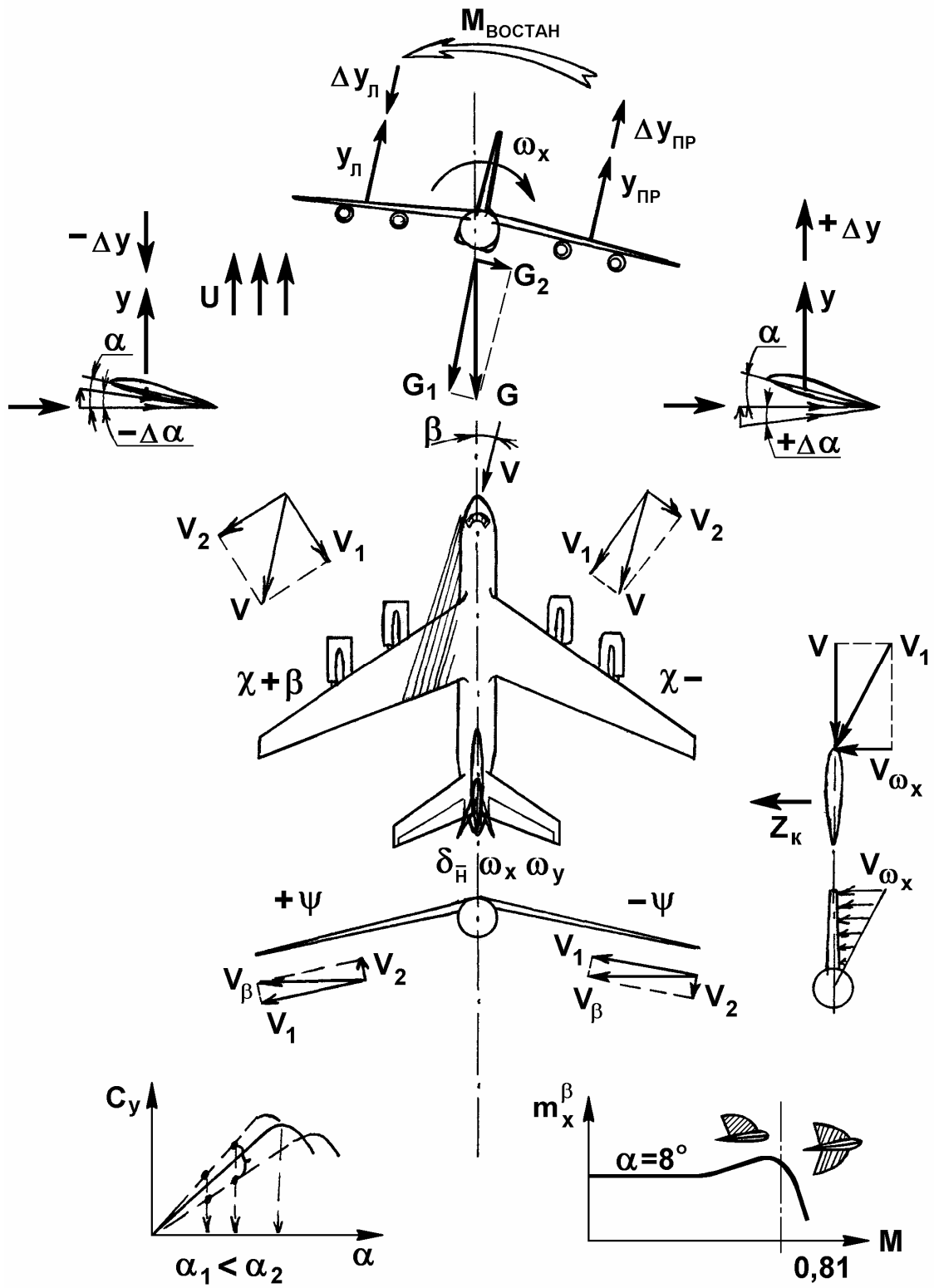


Рис. 15. Поперечная устойчивость самолета

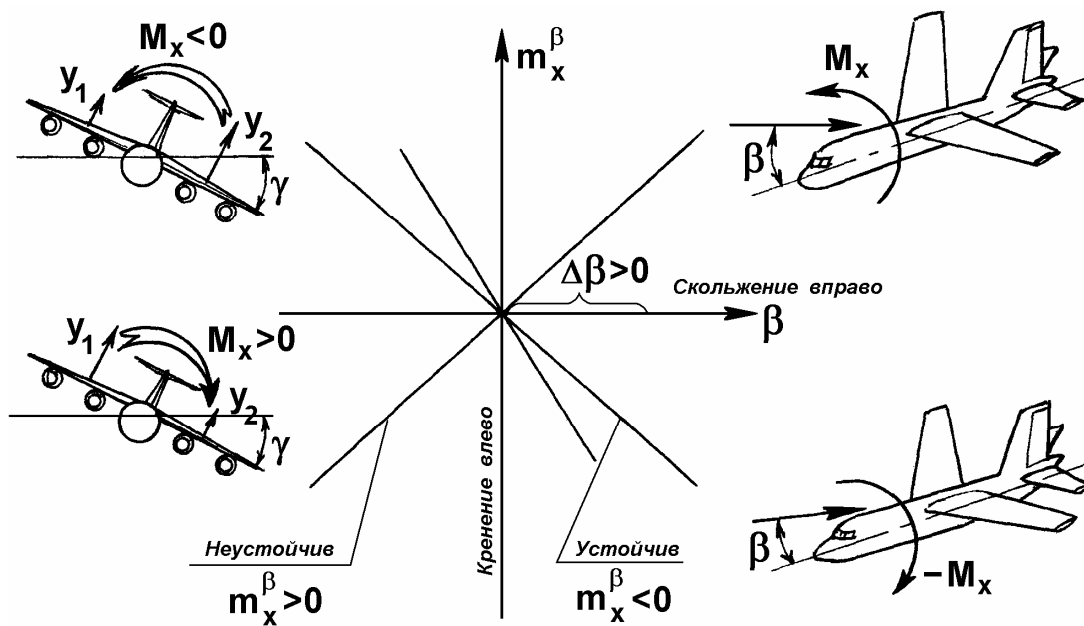


Рис. 16. Оценка поперечной устойчивости

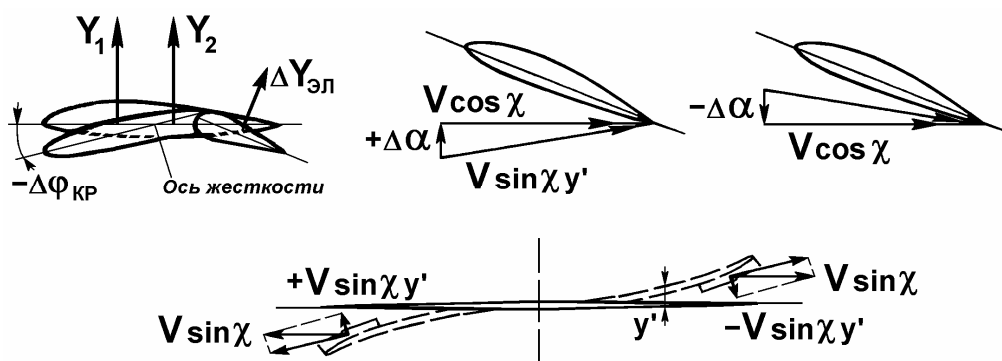


Рис. 17. Реверс элеронов

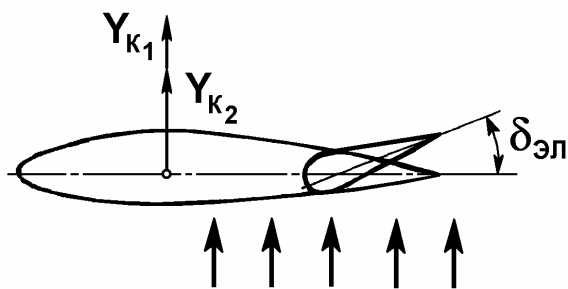
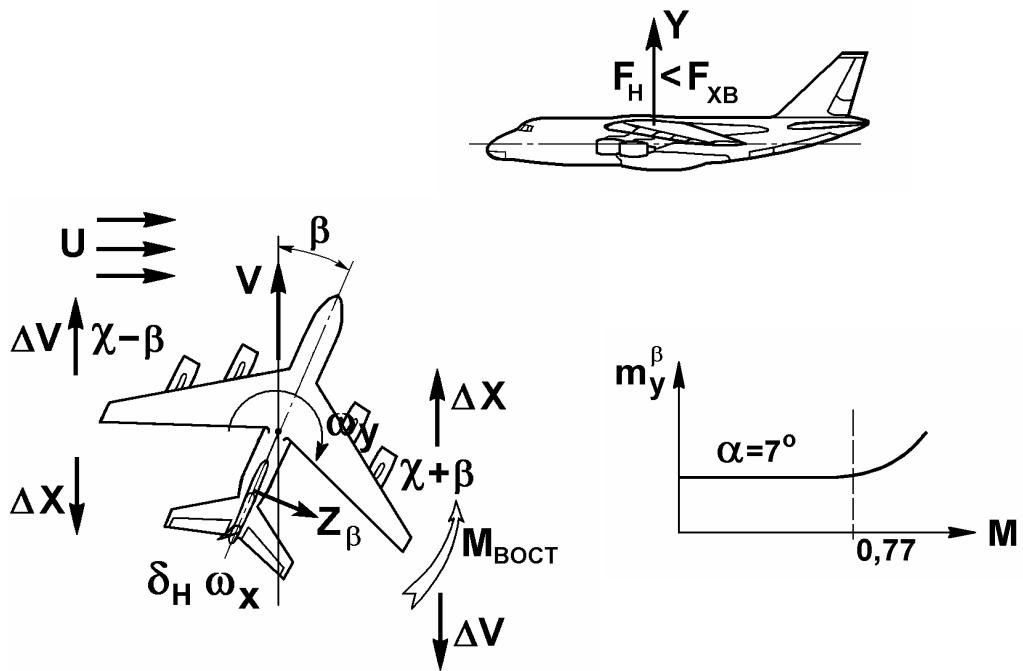


Рис. 18. Всплывание элеронов



$$\delta_H = \frac{K_{\omega_y}}{(\tau_{1P} + 1)^2} \cdot \frac{\tau_{2P}}{(\tau_{2P} + 1)} \omega_y + \frac{K_{\omega_x}}{(\tau_{1P} + 1)(\tau_{3P} + 1)} \omega_x$$

Рис. 19. Путьевая устойчивость самолета

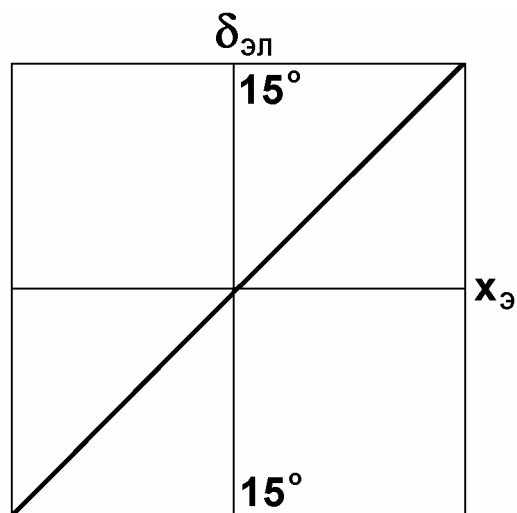


Рис. 20. Отклонение элеронов

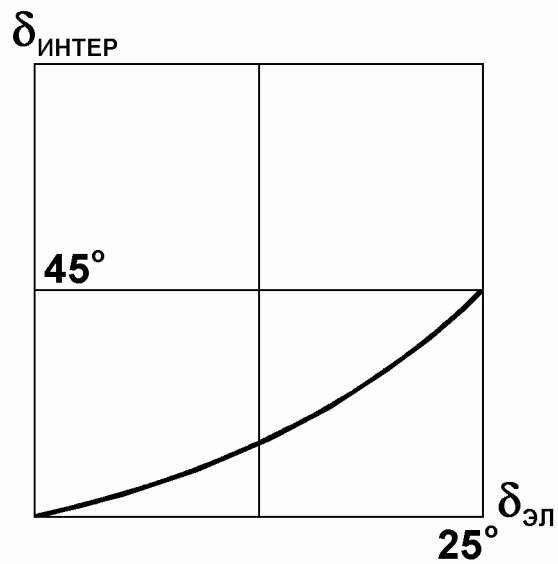


Рис. 21. Отклонение интерцепторов

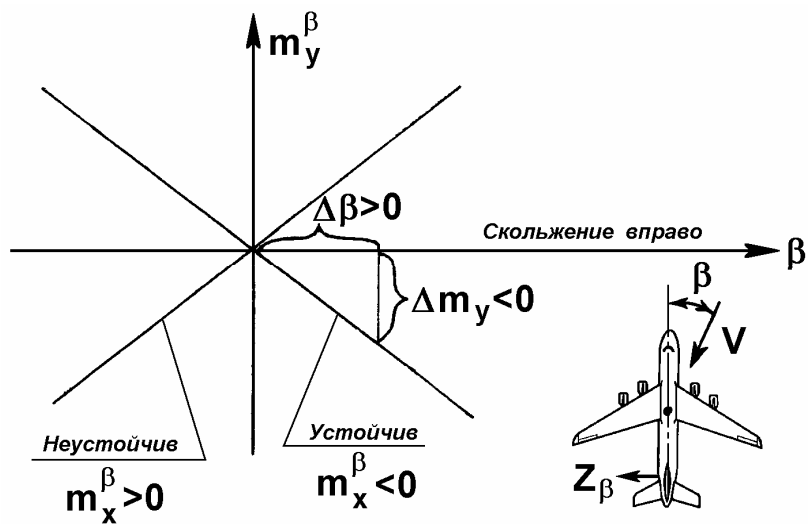


Рис. 22. Кривые зависимости коэффициента момента рысканья самолета от угла скольжения

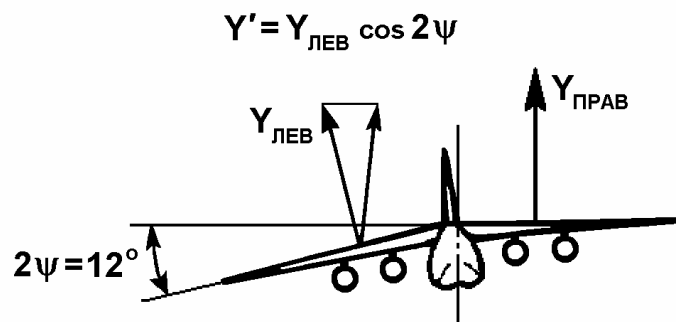


Рис. 23. Влияние поперечного V на восстанавливающий момент при скольжении

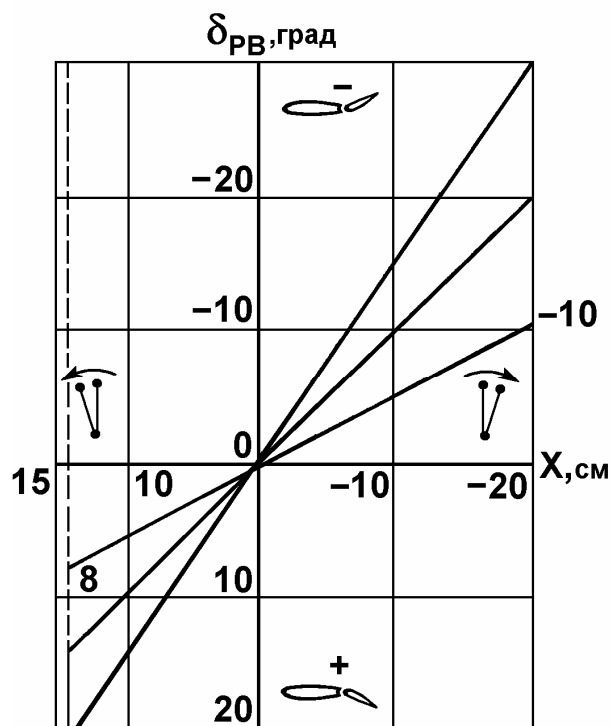


Рис. 24. Отклонение руля высоты в зависимости от скорости полета

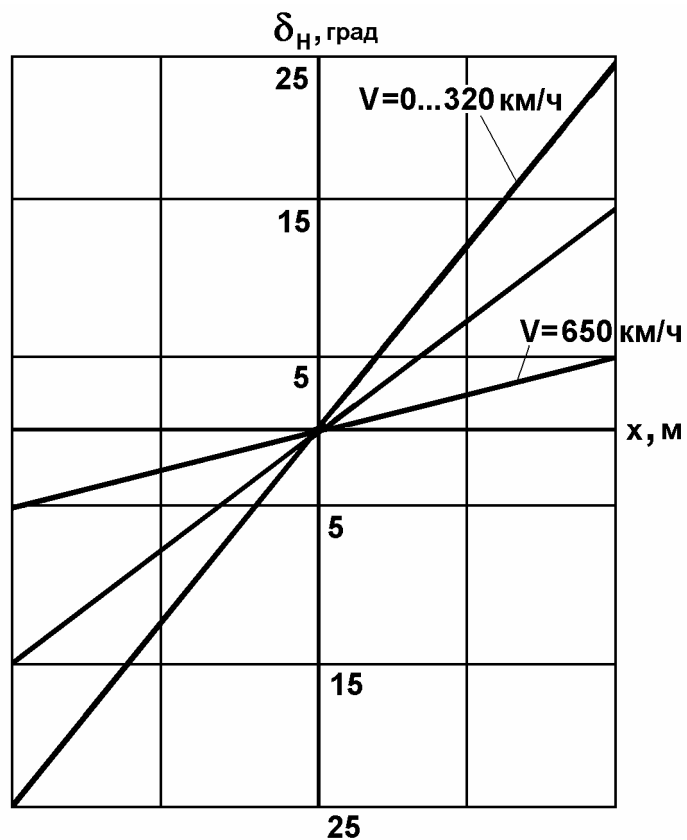


Рис. 25. Зависимость отклонения руля направления от скорости полета

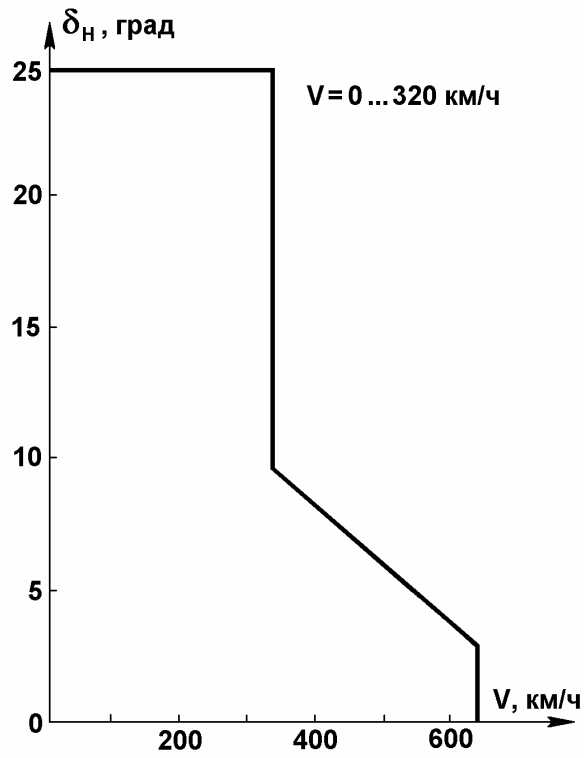


Рис. 26. Кинематическая схема системы управления рулем направления

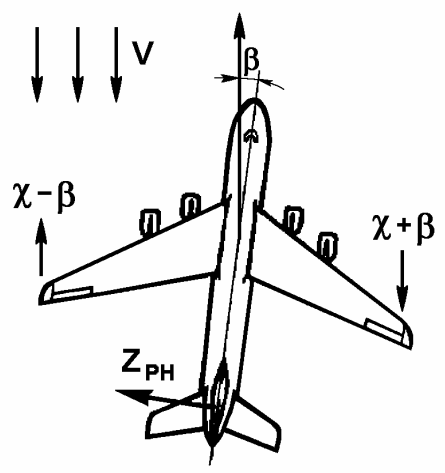
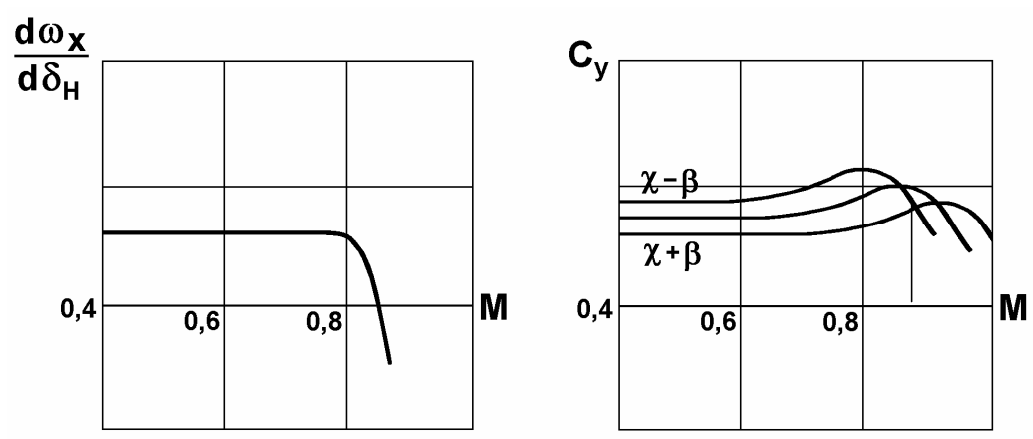


Рис. 27. Прямая и обратная реакции самолета по крену на отклонение руля направления

БЕХТИР
ВЛАДИМИР ПЕТРОВИЧ
КОВРИЖНЫХ
ЕВГЕНИЙ НИКОЛАЕВИЧ

**ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ
И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА АН-124-100**

Учебное пособие

Редактирование Т.В. Горшкова

Компьютерная верстка Н.П. Яргункина

Компьютерная обработка рисунков П.П. Муштатова

Подписано в печать .2007. Формат 60×90/16. Бумага газетная

Печать офсетная. Усл. печ. л. 4,37. Уч.-изд. л. 3,52.

Тираж Заказ

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

