

В. Г. Микеладзе

В. М. Титов

**ОСНОВНЫЕ
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ
И АЭРО-
ДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ
САМОЛЕТОВ
И РАКЕТ**

СПРАВОЧНИК

В. Г. МИКЕЛАДЗЕ, В. М. ТИТОВ

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ И РАКЕТ

СПРАВОЧНИК



МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1982

Scanned by Mo
Ru/Fin

ББК 39.52

М59

УДК 533.6(629.735.33+629.769)

Рецензент Г. Г. Муравьев

Микеладзе В. Г., Титов В. М.

М59 Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. — М.: Машиностроение, 1982. 149 с., ил.

50 к.

В справочнике даны определения и обозначения основных геометрических и аэродинамических характеристик самолетов и некоторых типов ракет с учетом ГОСТ 22833—77 «Характеристики самолета геометрические», ГОСТ 20058—80 «Динамика летательных аппаратов в атмосфере» и новой системы символов механики полета, разработанной Международной организацией по стандартизации (ИСО). Дано сопоставление определений и обозначений, принятых в СССР, с применяемыми в Англии, Франции, ФРГ и по ИСО. Приведены также общие сведения о новых понятиях аэродинамики самолета.

Книга предназначена для инженерно-технических и научных работников.

М 3606030000-213
038(01)-82 213-82

ББК 39.52
6Т5.1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Основной материал справочника построен на базе существующих и действующих в СССР ГОСТов, а также международных стандартов по терминам и обозначениям механики полета.

В книге значительно расширен раздел, посвященный определению терминов, вошедших в употребление в последнее время, таких, как вихрегенераторы, интегральная компоновка, эффект Коанда, концевые крылышки, технологические неровности поверхности самолета, механизация крыла и др. Кроме того, дан новый раздел о характерных аэродинамических точках и о параметрах устойчивости и управляемости.

Книга дополнена материалом по матрицам направляющих косинусов для пересчета коэффициентов сил и моментов с одной системы координат на другую.

В справочнике дано сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, принятых в СССР и других странах (Англия, Франция, ФРГ), а также рекомендованных ИСО.

Книга состоит из семи разделов и снабжена предметным указателем. В каждом разделе определение или толкование термина дано под своим номером, например, если оно обозначено под номером 3.103, то первая цифра указывает на номер раздела, где находится термин, а последующие цифры — порядковые номера терминов данного раздела.

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование опытных самолетов и ракет, обработка материалов испытаний моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах и материалов летных испытаний этих аппаратов, сравнительный анализ результатов испытаний моделей и натуральных объектов связаны с использованием геометрических и аэродинамических характеристик указанных выше летательных аппаратов и их элементов. Поэтому большое значение имеет однозначное определение этих характеристик, так как разное толкование одного и того же параметра может привести к серьезным ошибкам в расчетах и выводах.

К числу основных геометрических характеристик самолета и ракеты, которые используются в указанных случаях, могут быть отнесены:

- размах несущей поверхности (крыла);

- хорда несущей поверхности, например центральная хорда. Выбор той или иной хорды обычно связан с условиями задачи, так, например, при определении продольной устойчивости самолета за характерную хорду принимают среднюю аэродинамическую;

- углы стреловидности крыла, которые определяются или по передней кромке крыла или по линии $1/4$ хорд, а для случая самолета с изменяемой стреловидностью в полете — по передней кромке центроплана (неподвижной части крыла) и, кроме того, по передней кромке консоли крыла (подвижной части крыла);

- площадь несущей поверхности (крыла), определяемая как площадь проекции крыла на базовую плоскость (обычно берется с подфюзеляжной частью и наплывами);

- площади стабилизирующей и управляющей поверхностей. Например, площадь горизонтального оперения определяется как площадь проекции части горизонтального оперения, омываемого потоком, на базовую плоскость горизонтального оперения при неотклоненных подвижных поверхностях оперения;

- углы отклонения рулей, предкрылков, элеронов, закрылков, измеряемые в плоскости, перпендикулярной оси вращения указанных поверхностей, углы отклонения стабилизатора, которые отсчитываются в плоскости, параллельной плоскости симметрии самолета.

К числу основных аэродинамических характеристик самолета и ракеты, использующихся в тех же случаях, могут быть отнесены:

зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы $C_{y,1}$, характеризующая несущие свойства крыла, и зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{xa} , характеризующая сопротивление самолета или ракеты и отдельных их элементов, от числа Маха, числа Re , угла атаки α , угла скольжения β и углов отклонения управляющих и стабилизирующих поверхностей;

поляра самолета и ракеты, поляра крыла, аэродинамическое качество, которые широко используются в аэродинамических расчетах и при проектировании опытных самолетов и ракет;

зависимости коэффициентов аэродинамических моментов m_{xa} , m_{ya} , m_{za} от числа Маха, угла атаки α , угла скольжения β , углов отклонения управляющих поверхностей;

зависимости коэффициентов шарнирных моментов управляющих поверхностей от числа Маха, углов α и β , углов отклонения управляющих поверхностей; эти зависимости широко используются при проектировании управляющих поверхностей, при определении шарнирных моментов, действующих на управляющие поверхности, при определении усилий на штурвале управления самолетом или при выборе потребных тяг и мощностей бустеров.

Определение геометрических и аэродинамических характеристик самолета и ракеты связано с необходимостью уточнения наименования самих объектов и их элементов, являющихся предметом изучения, а потому в разд. 1 приведены определения основных понятий, используемых в данной книге.

Раздел 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. АЭРОДИНАМИКА

Аэродинамика — область механики сплошных сред, изучающая законы движения газов (воздуха) и взаимодействия между газом (воздухом) и движущимся в нем твердым телом. Аэродинамику обычно разделяют на теоретическую, экспериментальную и прикладную.

1.2. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

Раздел аэродинамики, использующий математические (численные) методы как основное средство исследования законов движения газов и взаимодействия между газом и движущимися в нем телами. В теоретической аэродинамике при разработке теории создаются так называемые модели явления, с помощью которых можно описать изучаемое физическое явление.

1.3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИКА

Раздел аэродинамики, использующий экспериментальные (физические) методы исследования, например испытания моделей самолетов в аэродинамической трубе.

1.4. ПРИКЛАДНАЯ АЭРОДИНАМИКА

Раздел аэродинамики, использующий результаты теоретических и экспериментальных исследований для решения вопросов прикладного характера.

Прикладную аэродинамику иногда представляют в виде отдельных частей, например, аэродинамика летательных аппаратов, аэродинамика несущей поверхности, аэродинамика органов управления, аэродинамика воздушных винтов, аэродинамика корпуса (фюзеляжа) и т. д.

1.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

При движении летательного аппарата в газовой среде на все его элементы, обтекаемые газом, действуют силы, вызываемые взаимодействием между газом и движущимся в нем летательным аппаратом. Эти силы принято называть аэродинамическими. Указанные силы могут быть сведены к одной, так называемой аэро-

динамической силе планера R_A (см. 4.3), приложенной в некоторой точке, называемой центром давления силы R_A (см. 1.52). В системе ИСО эта сила обозначается через R^A (см. 4.13).

При исследовании движения летательного аппарата обычно рассматривается не сила R_A , а проекции этой силы на оси прямоугольной декартовой правой системы координат, которая выбирается в зависимости от условий задачи (см. разд. 4).

1.6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ МОМЕНТЫ

Аэродинамическая сила планера R_A , приложенная в центре давления (см. 1.52), создает относительно центра масс летательного аппарата момент $\vec{M}$ (см. 4.20), называемый аэродинамическим моментом.

При $\vec{R}_A=0$ на самолет может действовать момент от пары сил (M_{z_0}). В этом случае центр давления уходит в бесконечность.

При исследовании движения летательного аппарата обычно берется не аэродинамический момент $\vec{M}$, а его проекции на оси прямоугольной декартовой правой системы координат, выбираемой в зависимости от условий задачи (см. разд. 4).

1.7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамическими характеристиками обычно принято называть безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и моментов, действующих на летательные аппараты или отдельные его элементы, например коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, коэффициент продольного момента и т. д. (см. разд. 5, 6).

1.8. БАРОМЕТРИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ

Барометрическим, или атмосферным давлением, называется давление в покоящейся газовой среде (статическое давление в неподвижной среде).

Барометрическое давление в большинстве случаев измеряется барометрами в миллиметрах ртутного столба. Стандартным барометрическим давлением на уровне моря (принимаемым за начало отсчета высоты, т. е. $H=0$) называется такое давление, при котором высота ртутного столба равна 760 мм на географической широте $\varphi=45^\circ 32' 40''$ (температура воздуха на уровне моря в этом случае принимается равной $T=288,15$ К). Давление измеряется также в миллибарах (мбар) и в кгс/м².

Стандартное барометрическое давление на уровне моря (т. е. при $h=H=0$), выраженное в указанных единицах, будет равно: 760 мм рт. ст.=1013 мбар=10332,3 кгс/м² при молярной массе воздуха $M_c=28,964420$ кг/кмоль.

1.9. СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ

Статическим давлением p называется давление в точке атмосферы, совпадающей с мгновенным положением движущейся точки (например, лежащей на поверхности крыла летящего самолета). В стандарте ИСО это давление обозначается p_s .

1.10. ПОЛНОЕ ДАВЛЕНИЕ (ДАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЯ)

Полным давлением p_0 называется давление изоэнтропически заторможенного газа. В стандарте ИСО оно обозначается p_i или p_t .

1.11. ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ

Под динамическим давлением p_d понимается разность между полным и статическим давлением газового (воздушного) потока, т. е.

$$p_d = p_0 - p,$$

где p_0 — полное давление; p — статическое давление.

Динамические давления подсчитываются для ряда значений скоростей и высот полета и даются в виде таблиц динамических давлений, используемых для градуировки пилотажно-навигационных приборов летательных аппаратов.

В стандарте ИСО динамическое давление обозначается в виде разности $p_i - p_s$ или $p_t - p_s$.

1.12. СКОРОСТНОЙ НАПОР

Скоростной напор q определяется как половина произведения плотности газа ρ на квадрат скорости:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

1.13. КОЭФФИЦИЕНТ ДАВЛЕНИЯ

При обработке результатов измерения распределения давления по поверхности тел, находящихся в потоке, пользуются не абсолютным значением давления, а безразмерным коэффициентом давления, который представляет собой отношение разности статических давлений в изучаемой точке p и в невозмущенном потоке p_∞ к скоростному напору невозмущенного потока q_∞ , т. е.

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty},$$

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}.$$

где

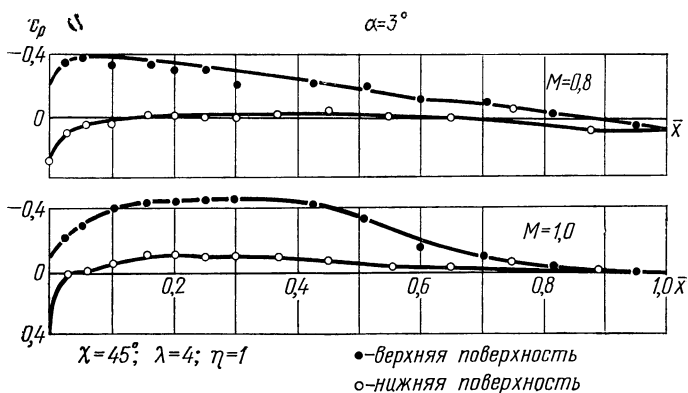


Рис. 1. Диаграмма $c_p = f(\bar{x})$

Таким образом, коэффициент давления c_p характеризует избыточное давление в изучаемой точке, т. е. показывает разность между давлением в данной точке поверхности тела, если давление измерялось на поверхности, и давлением в невозмущенном потоке, отнесенную к скоростному напору.

Результаты измерения давления по поверхности отдельных элементов летательного аппарата, например по сечению крыла параллельно плоскости симметрии аппарата, даются обычно в виде диаграмм $c_p = f(\bar{x})$, называемых эпюрами давления, где $\bar{x}$ — относительный линейный размер, а для приведенного примера — относительная хорда крыла в этом сечении (рис. 1), где верхняя кривая относится к верхней поверхности, нижняя кривая — к нижней поверхности крыла, в сечении которого (в отдельных точках) было измерено давление. Эпюра давления $c_p = f(\bar{x})$ на рис. 1 дана для чисел $M=0,8$ и $M=1,0$.

1.14. СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Аэродинамические характеристики летательных аппаратов в полете обычно измеряются при том состоянии атмосферы, которое было в период определения характеристик. Сравнение же этих характеристик производится лишь при одинаковых условиях, так как измерения аэродинамических характеристик одного и того же летательного аппарата, произведенные в разное время, даже в течение одного дня, дают различные результаты. Для приведения результатов измерения характеристик аппарата к одинаковым условиям пользуются так называемой стандартной атмосферой. Стандартная атмосфера заключена в таблицу численных значений физических параметров атмосферы для ряда высот, взятых на основе среднегодовых данных многолетних наблюдений. Ниже даны описание таблицы стандартной атмосферы по ГОСТ 4401—73 и выборочные значения стандартной атмосферы из этой таблицы для разных высот.

1.15. ОПИСАНИЕ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ ГОСТ 4401—73

В Советском Союзе разработана «Таблица стандартной атмосферы» ГОСТ 4401—73 взамен «Таблицы стандартной атмосферы» ГОСТ 4401—64. Новая стандартная атмосфера введена с 1 января 1975 г. ГОСТ 4401—73, соответствует международному стандарту (ИСО) и стандарту международной организации гражданской авиации (ИКАО) и устанавливает числовые значения основных параметров атмосферы в функции геометрической и геопотенциальных высот в диапазоне от минус 2000 до 50 000 м. Новая стандартная атмосфера представлена в табл. 1.1, 1.2 и 1.3.

В табл. 1.1 приведены значения температуры, давления, плотности и ускорения свободного падения.

В табл. 1.2 представлены отношения p/p_c , q/q_c , $\sqrt{q/q_c}$, скорость звука, вязкость и коэффициент теплопроводности.

В табл. 1.3 даны значения высоты однородной атмосферы (шкала высоты), удельного веса, концентрации частиц, скоростей частиц воздуха, частоты соударений и средней длины пробега частиц.

В таблицах указанные параметры даны в СИ в функции высоты (геометрической и геопотенциальной). В основу подсчета числовых величин указанной стандартной атмосферы положены ее физические характеристики на уровне моря, приведенные в табл. 1.4. В книге даны выборочные значения стандартной атмосферы для геометрических и геопотенциальных высот. Число, стоящее после значения параметра со знаком плюс или знаком минус, представляет собой показатель степени десяти сомножителей данного значения.

1.16. ЭЛЕМЕНТЫ САМОЛЕТА И РАКЕТЫ

Самолет и ракета обычно имеют следующие основные части: несущую поверхность (крыло) (на рис. 2 и 3 несущая поверхность заштрихована), корпус (фюзеляж), управляющие и стабилизирующие поверхности (органы управления, стабилизатор, киль, см. рис. 9), силовую установку (двигатели).

1.17. НЕСУЩАЯ ПОВЕРХНОСТЬ САМОЛЕТА

Несущей поверхностью самолета называется поверхность, создающая аэродинамическую подъемную силу. Такая поверхность называется крылом самолета. Несущая поверхность в зависимости от назначения летательного аппарата имеет различную форму в плане (см. рис. 2) и различную форму сечения в плоскости, параллельной плоскости симметрии летательного аппарата от плоской пластины с заостренными кромками (у ракеты) до сложной формы профиля крыла самолета. На рис. 4 показано одно из сечений крыла пассажирского самолета.

Стандартная атмосфера и параметры по ГОСТ 4401-73 (взамен ГОСТ 4401-64)

Геометриче- ская высота h , м	Величины в функции геометрической высоты						Ускорение свобод- ного падения g , м/с ²
	Геопотенци- альная высота H , м	Температура		Давление		Плотность ρ , кг/м ³	
		T , К	t , °С	Па	мм рт. ст.		
0	0	288,150	15,000	1,01325+5	7,60000+2	1,22500+0	9,8066
500	500	284,900	11,750	9,54613+4	7,16019+2	1,16727+0	9,8051
1000	1000	281,651	8,501	8 98763+4	6,74128+2	1,11166+0	9,8036
2000	1999	275,154	2,004	7,95014+4	5,96310+2	1,00655+0	9,8005
3000	2999	268,659	—4,491	7,01212+3	5,25952+2	9,09254—1	9,7974
4000	3997	262,166	—10,984	6,16604+4	4,62491+2	8,19347+1	9,7943
5000	4996	255,676	—17,474	5,40483+4	4,05359+2	7,36429—1	9,7912
6000	5994	249,187	— 3,963	4,72176+4	3,54161+2	6,60111—1	9,7882
7000	6992	242,700	—30,450	4,11053+4	3,08315+2	5,90018—1	9,7851
8000	7990	236,215	—36,935	3,56516+4	2,67409+2	5,25786—1	9,7820
9000	8987	229,733	—43,417	3,08007+4	2,31024+2	4,67063—1	9,7789
10000	9984	223,252	—49,898	2,64999+4	1,98765+2	4,13510—1	9,7759
11000	10981	216,774	—56,376	2,26999+4	1,70264+2	3,64801—1	9,7728
12000	11977	216,650	—56,500	1,93994+4	1,45507+2	3,11937—1	9,7697
13000	12973	216,650	—56,500	1,65796+4	1,24357+2	2,66595—1	9,7667
14000	13969	216,650	—56,500	1,41703+4	1,06286+2	2,27855—1	9,7636
15000	14965	216,650	—56,500	1,21118+4	9,08459+1	1,94755—1	9,7605
16000	15960	216,650	—56,500	1,03528+4	7,76524+1	1,66470—1	9,7575
17000	16955	216,650	—56,500	8,84970+3	6,63782+1	1,42301—1	9,7544
18000	17949	216,650	—56,500	7,56521+3	5,67437+1	1,21647—1	9,7513
19000	18943	216,650	—56,500	6,46747+3	4,85100+1	1,03995—1	9,7483
20000	19937	216,650	—56,500	5,52929+3	4,14731+1	8,89097—2	9,7452
22000	21924	218,574	—54,576	4,04748+3	3,03586+1	6,45096—2	9,7391
24000	23910	220,560	—52,590	2,97174+3	2,22898+1	4,69377—2	9,7330
26000	25894	222,544	—50,606	2,18837+3	1,64141+1	3,42565—2	9,7269
28000	27877	224,527	—48,623	1,61619+3	1,21224+1	2,50762—2	9,7208
30000	29859	226,509	—46,641	1,19703+3	8,97843+0	1,84101—2	9,7147
35000	34808	236,513	—36,637	5,74592+2	4,30979+0	8,46334—3	9,6995
40000	39750	250,350	—22,800	2,87143+2	2,15375+0	3,99566—3	9,6844
50000	49610	270,650	—2,500	7,97787+1	5,98389+1	1,02687—3	9,6542

Стандартная атмосфера и параметры по ГОСТ 4401—73 (взамен ГОСТ 4401—64)

Геометрическая высота h , м	Величины в функции геометрической высоты						Теплопроводность λ , Вт/(м·К)
	p/p_c	ρ/ρ_c	$\sqrt{\rho/\rho_c}$	Скорость звука a , м/с	Вязкость		
					динамическая μ , Па·с	кинематическая ν , м ² /с	
0	1,00000	1,00000	1,00000	340,294	1,7894—5	1,4607—5	2,5343—2
500	9,42130—1	9,52876—1	9,76154—1	338,370	1,7737—5	1,5195—5	2,5087—2
1000	8,87010—1	9,07477—1	9,52616—1	336,435	1,7579—5	1,5813—5	2,4830—2
2000	7,84618—1	8,21676—1	9,06464—1	332,532	1,7260—5	1,7147—5	2,4314—2
3000	6,92042—1	7,42248—1	8,61538—1	328,584	1,6938—5	1,8628—5	2,3795—2
4000	6,08541—1	6,68854—1	8,17835—1	324,589	1,6612—5	2,0275—5	2,3273—2
5000	5,33415—1	6,01166—1	7,75349—1	320,545	1,6282—5	2,2110—5	2,2747—2
6000	4,66002—1	5,38866—1	7,34075—1	316,452	1,5949—5	2,4162—5	2,2218—2
7000	4,05677—1	4,81648—1	6,94008—1	312,306	1,5612—5	2,6461—5	2,1687—2
8000	3,51854—1	4,29213—1	6,55144—1	308,105	1,5271—5	2,9044—5	2,1152—2
9000	3,03979—1	3,81276—1	6,17475—1	303,848	1,4926—5	3,1957—5	2,0614—2
10000	2,61533—1	3,37559—1	5,80999—1	299,532	1,4577—5	3,5251—5	2,0072—2
11000	2,24031—1	2,97797—1	5,45708—1	295,154	1,4223—5	3,8988—5	1,9528—2
12000	1,91457—1	2,54643—1	5,04621—1	295,069	1,4216—5	4,5574—5	1,9518—2
13000	1,63628—1	2,17629—1	4,65507—1	295,069	1,4216—1	5,3325—5	1,9518—2
14000	1,39850—1	1,86004—1	4,31282—1	295,069	1,4216—5	6,2391—5	1,9518—2
15000	1,19534—1	1,58983—1	3,98727—1	295,069	1,4216—5	7,2995—5	1,9518—2
16000	1,02174—1	1,35894—1	3,68638—1	295,069	1,4216—5	8,5397—5	1,9518—2
17000	8,73398—2	1,16164—1	3,40829—1	295,069	1,4216—5	9,9902—5	1,9518—2
18000	7,46628—2	9,93034—2	3,15124—1	295,069	1,4216—5	1,1686—4	1,9518—2
19000	6,38290—2	8,48942—2	2,91366—1	295,069	1,4216—5	1,3670—4	1,9518—2
20000	5,45699—2	7,25793—2	2,69405—1	295,069	1,4216—5	1,5989—4	1,9518—2
22000	3,99456—2	5,26609—2	2,29480—1	296,377	1,4322—5	2,2201—4	1,9680—2
24000	2,93287—2	3,83165—2	1,95746—1	297,720	1,4430—5	3,0743—4	1,9847—2
26000	2,15975—2	2,79645—2	1,67226—1	299,056	1,4538—5	4,2439—4	2,0013—2
28000	1,59506—2	2,04704—2	1,43075—1	300,386	1,4646—5	5,8405—4	2,0179—2
30000	1,18137—2	1,50286—2	1,22591—1	301,709	1,4753—5	8,0134—4	2,0345—2
35000	5,67078—3	6,90885—3	8,31195—2	308,299	1,5287—5	1,8063—3	2,1170—2
40000	2,83388—3	3,26176—3	5,71119—2	317,189	1,6009—5	4,0067—3	2,2313—2
50000	7,87354—4	8,38264—4	2,89528—2	329,799	1,7037—5	1,6591—2	2,3954—2

Стандартная атмосфера и параметры по ГОСТ 4401—73 (взамен ГОСТ 4401—64)

Геометрическая высота h , м	Величины в функции геометрической высоты					
	Высота однород- ной атмосферы H_p , м	Удельный вес γ , Н/м ³	Концентрация частиц n , м ⁻³	Средняя скорость частиц v , м/с	Частота соударений ω , с ⁻¹	Средняя длина свободного пробега l , м
0	8434,5	1,2013+1	2,5471+25	458,94	6,9193+9	6,6328—8
500	8340,7	1,1445+1	2,4271+25	456,35	6,5560+9	6,9608+8
1000	8246,9	1,0898+1	2,3115+25	453,74	6,2079+9	7,3090—8
2000	8059,2	9,8647+0	2,0929+25	448,48	5,5558+9	8,0723—8
3000	7871,4	8,9083+0	1,8906+25	443,15	4,9591+9	8,9361—8
4000	7683,6	8,0249+0	1,7037+25	437,76	4,4144+9	9,9166—8
5000	7495,7	7,2105+0	1,5313+25	432,31	3,9183+9	1,1033—7
6000	7307,8	6,4613+0	1,3726+25	426,79	3,4674+9	1,2309—7
7000	7119,8	5,7731+0	1,2268+25	421,20	3,0586+9	1,3771—7
8000	6931,7	5,1432+0	1,0933+25	415,53	2,6889+9	1,5453—7
9000	6743,6	4,5674+0	9,7116+24	409,79	2,3556+9	1,7396—7
10000	6555,4	4,0424+0	8,5981+24	403,97	2,0559+9	1,9649—7
11000	6367,2	3,5651+0	7,5853+24	398,07	1,7872+9	2,2273—7
12000	6365,6	3,0475+0	6,4861+24	397,95	1,5278+9	2,6047—7
13000	6367,6	2,6037+0	5,5433+24	397,95	1,3057+9	3,0478—7
14000	6369,6	2,2247+0	4,7378+24	397,95	1,1160+9	3,5659—7
15000	6371,6	1,9009+0	4,0495+24	397,95	9,5386+8	4,1720—7
16000	6373,6	1,6243+0	3,4614+24	397,95	8,1533+8	4,8808—7
17000	6375,6	1,3881+0	2,9589+24	397,95	6,9696+8	5,7098—7
18000	6377,6	1,1862+0	2,5294+24	397,95	5,9580+8	6,6793—7
19000	6379,6	1,0138+0	2,1624+24	397,95	5,0934+8	7,8130—7
20000	6381,6	8,6645—1	1,8487+24	397,95	4,3546+8	9,1387—7
22000	6442,3	6,2827—1	1,3413+24	399,71	3,1735+8	1,2595—6
24000	6504,9	4,5685—1	9,7598+23	401,53	2,3195+8	1,7311—6
26000	6567,5	3,3321—1	7,1229+23	403,33	1,7005+8	2,3719—6
28000	6630,2	2,4376—1	5,2141+23	405,12	1,2503+8	3,2402—6
30000	6692,9	1,7885—1	3,8280+23	406,91	9,2197+7	4,4134—6
35000	6999,5	8,2091—2	1,7598+23	415,79	4,3310+7	9,6091+6
40000	7420,6	3,8696—2	8,3082+22	427,22	2,1037+7	2,0335—5
50000	8047,4	9,9136—3	2,1352+22	444,79	5,6213+6	7,9125—5

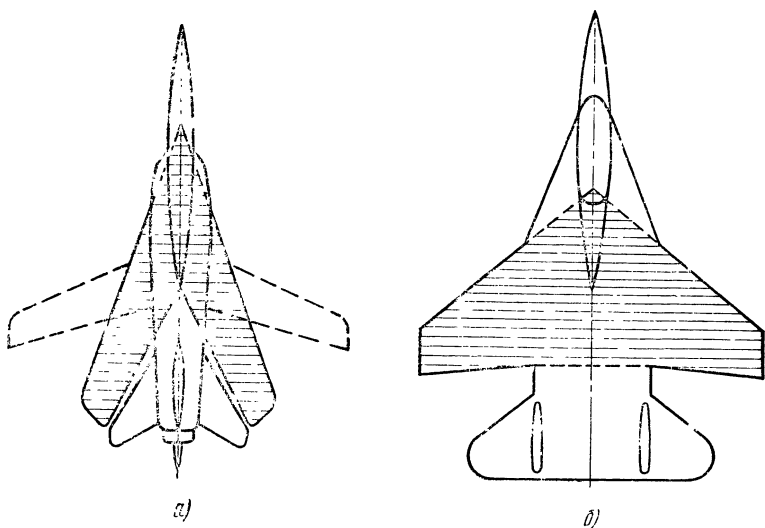


Рис. 2. Несущая поверхность самолета (крыло):

а—нормальная схема компоновки; *б*—интегральная схема компоновки

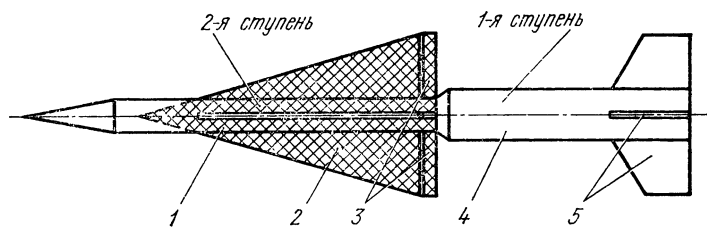


Рис. 3. Двухступенчатая ракета:

1—корпус 2-й ступени; *2*—крыло; *3*—руль; *4*—корпус 1-й ступени; *5*—оперение (стабилизирующие поверхности)

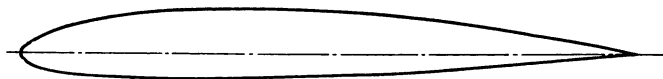


Рис. 4. Профиль крыла самолета

Физические характеристики стандартной атмосферы

Характеристика	Обозначение	Величина	Единица измерения
Стандартное давление воздуха	p_c	101325,0	Па
Стандартная плотность воздуха	ρ_c	1,2250	кг·м ⁻³
Удельный вес воздуха	γ_c	12,013	Н·м ⁻³
Стандартное ускорение свободного падения	g_c	9,80665	м·с ⁻²
Температура воздуха на среднем уровне моря по термодинамической шкале Кельвина	T_c	288,15	К
Скорость звука	a_c	340,294	м·с ⁻¹
Динамическая вязкость	μ_c	17,894·10 ⁻⁶	Па·с
Кинематическая вязкость	ν_c	14,607·10 ⁻⁶	м ² ·с ⁻¹
Молярная масса воздуха	M_c	28,964420	кг·кмоль ⁻¹
Теплопроводность	λ_c	25,343·10 ⁻³	Вт·м ⁻¹ К ⁻¹
Число Авогадро	N_A	602,257·10 ²⁴	кмоль ⁻¹
Концентрация частиц	n_c	25,471·10 ²⁴	м ⁻³
Средняя скорость частиц воздуха	v_c	458,94	м·с ⁻¹
Частота соударений частиц воздуха	ω_c	6,9193·10 ⁹	с ⁻¹
Высота однородной атмосферы	H_{pc}	8434,5	м
Средний диаметр молекул	σ	0,365·10 ⁻⁹	м
Средняя длина свободного пробега молекул	l	66,328·10 ⁻⁹	м
Универсальная газовая постоянная	R^*	8314,32	Дж/(К·кмоль)
Удельная газовая постоянная	R	287,05287	Дж/(кг·К)

Несущая поверхность современного самолета имеет в разных сечениях различные профили (рис. 5), которые, в свою очередь, могут иметь различные углы крутки, т. е. углы между местной хордой крыла и базовой плоскостью крыла. На рис. 6 показано изменение этих углов (обозначены через $\varphi_{кр}$) по полуразмаху крыла (полуразмах его обозначен через $l/2$). Начало координат лежит в базовой плоскости самолета (2.15). На рис. 6 показано также изменение относительной (максимальной) вогнутости $\bar{f}$ профиля крыла (3.102).

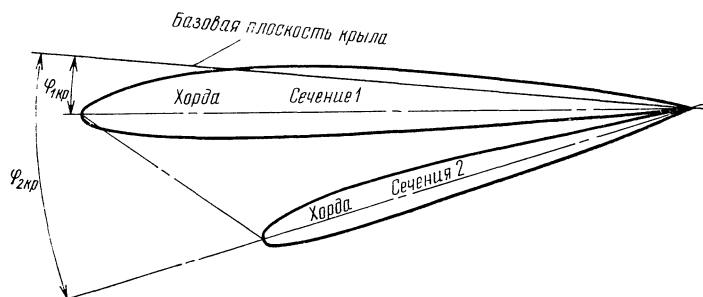


Рис. 5. Углы крутки крыла самолета

1.18. КОМПОНОВКА САМОЛЕТА С НЕСУЩИМ ФЮЗЕЛЯЖЕМ (ИНТЕГРАЛЬНАЯ СХЕМА КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА)

Компоновки самолета с несущим фюзеляжем, по зарубежным данным (интегральная схема компоновки самолета, см. рис. 2, б), характеризуется широким центропланом, в состав которого входит носовая часть фюзеляжа с кабиной летчика. Передние и задние

наплывы крыла вытянуты практически по всей длине самолета. На долю центроплана приходится значительная часть подъемной силы, и в целом компоновка самолета с несущим фюзеляжем обладает повышенными значениями аэродинамического качества и подъемной силы, сохраняя их до больших углов атаки α . Эта компоновка используется для самолетов с высокими маневренными свойствами.

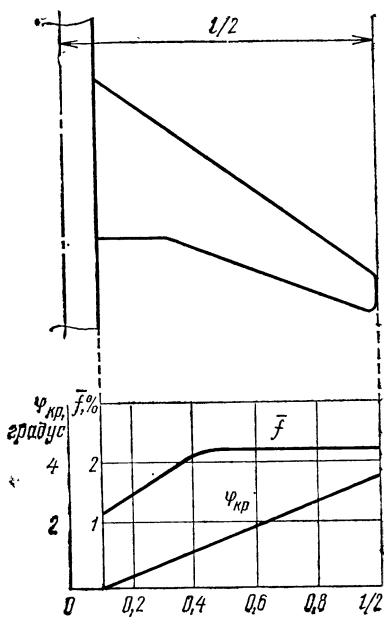


Рис. 6. Изменение $\varphi_{кр}$ и $\bar{F}$ вдоль полуразмаха крыла

1.19. КОНЦЕВЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ШАЙБЫ

Концевыми аэродинамическими шайбами (рис. 7) называют тонкие поверхности, размещаемые вдоль концевой хорды для увеличения эффективного удлинения крыла и уменьшения интенсивности концевых вихрей, сбегających с крыла.

Аэродинамические шайбы 1 могут иметь различную форму в проекции на плоскость симметрии крыла 2, например форму эллипса или прямоугольника, одна из сторон которого имеет длину, равную длине концевой хорды крыла или превышающую ее (площадь шайбы при этом порядка квадрата длины концевой хорды).

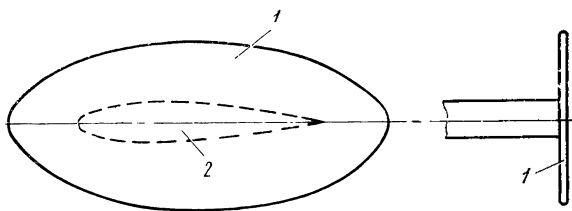


Рис. 7. Концевая аэродинамическая шайба:
1—шайба; 2—крыло

1.20. КОНЦЕВЫЕ КРЫЛЫШКИ

«Концевые крылышки» представляют разновидность концевых аэродинамических шайб (1.19), выполняемых в виде одной или нескольких поверхностей. Они устанавливаются на законцовке крыла и в общем случае располагаются под различными углами к плоскости симметрии крыла (2.18) или базовой плоскости само-

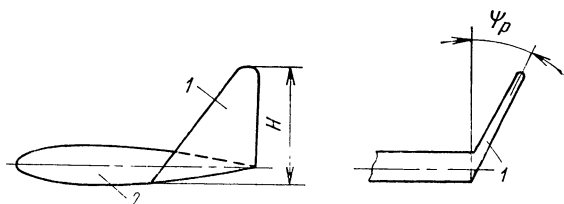


Рис. 8. Концевые крылышки:

1—крылышки; 2—крыло

лета (2.15). Эти углы называются углами развала. Площадь концевых крылышек невелика (порядка 2—4% от S крыла). Концевые крылышки 1 могут располагаться как над верхней поверхностью крыла 2 (рис. 8), так и под нижней, или же с обеих сторон поверхности крыла. Характерным размером для концевых крылышек является высота H — расстояние между крайними точками, взятое по перпендикуляру к базовой плоскости крыла (2.18). Поверхности крылышек в общем случае могут иметь крутку (по высоте H), которая определяется по аналогии с круткой крыла (1.17 и 3.76), тогда за угол развала крылышка принимается угол между осью крутки и плоскостью симметрии крыла или базовой плоскостью самолета.

1.21. ВИХРЕГЕНЕРАТОРЫ

Вихрегенераторы представляют собой устройства пластин, в частности в виде небольших поперечных размеров, намного меньших поперечных размеров обтекаемого тела (например, крыла самолета), размещаемых на поверхности тела с целью ослабления или устранения отрыва потока. В зависимости от заданных условий устанавливается от нескольких штук до нескольких десятков таких пластин, обычно по нормали к поверхности тела под небольшим углом к направлению полета. Вихрегенераторы обычно размещаются позади предметов, являющихся источниками срыва потока, например на крыле за гондолами двигателя. Они применяются в тех случаях, когда нет другой возможности ослабить влияние срыва потока на летные характеристики самолета.

1.22. ПЕРЕГОРОДКИ НА КРЫЛЕ

Перегородки на крыле представляют профилированные пластины, устанавливаемые параллельно базовой плоскости самолета

(2.15) вдоль осей или части длины хорды крыла (3.2). Перегородки служат для улучшения условий обтекания крыла самолета.

1.23. КРИВИЗНА КРЫЛА

Крыло может иметь не только переменную крутку (1.17 и 3.76), но и переменную кривизну по размаху крыла, т. е. отклонение средней линии профиля (см. рис. 95) от его хорды.

Кривизна характеризуется относительной вогнутостью профиля, т. е. отношением максимального отклонения средней линии от хорды к длине хорды крыла (3.102).

1.24. СРЕДИННАЯ ПОВЕРХНОСТЬ

Совокупность всех средних линий профилей крыла по размаху образует поверхность, называемую срединной поверхностью. Обычно эта поверхность задается некоторыми законами изменения вогнутости профиля (1.23) и крутки крыла по размаху (1.17). При постоянной величине крутки крыла и нулевой кривизне профилей, из которых составлено крыло, — срединная поверхность представляет собой плоскость.

1.25. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ НЕРОВНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА

Под технологическими неровностями поверхностей, например крыла, фюзеляжа, оперения самолета, понимаются выступающие в потоке такие детали, как, например, заклепки, швы, накладки листов, выступы, которые не воспроизводятся на моделях, изготовленных для испытания в аэродинамических трубах. Технологические неровности, а также другие детали, которые не воспроизводятся на модели, оказывают влияние прежде всего на лобовое сопротивление, а потому при переходе от модели к натуре следует учитывать влияние технологических неровностей.

Величина лобового сопротивления технологических неровностей обычно определяется при нулевой подъемной силе (при $c_{ya} = 0$).

1.26. УПРАВЛЯЮЩИЕ И СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА И РАКЕТЫ

Управляющие и стабилизирующие поверхности служат для выполнения полета на заданных режимах и осуществления маневра путем изменения аэродинамических сил и моментов относительно центра масс самолета или ракеты при их отклонении и делятся на следующие органы:

для обеспечения устойчивости и управляемости в продольном движении самолета или ракеты;

для обеспечения устойчивости и управляемости в боковом движении самолета или ракеты.

1.27. ОРГАНЫ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ САМОЛЕТА ИЛИ РАКЕТЫ

К таким органам относятся:

подвижной стабилизатор с рулем высоты (1.28);

неподвижный стабилизатор с рулем высоты (1.29);

управляемый стабилизатор (без рулей) (1.30);

дифференциальный стабилизатор (1.31) и другие устройства.

1.28. ПОДВИЖНОЙ СТАБИЛИЗАТОР (С РУЛЕМ ВЫСОТЫ)

Подвижной стабилизатор с изменяемым углом установки в полете. Он используется для балансировки самолета на всех режимах полета, а рули высоты используются для управления самолетом. Этот стабилизатор обеспечивает высокую безопасность полета и отличается простотой устройства.

Всережимный стабилизатор (рис. 9) выполняется в виде управляемого стабилизатора с осью вращения 7, кинематически связанного с рулем высоты. Стабилизатор отклоняется приводом. Всережимный стабилизатор используется для балансировки и управления на всех режимах.

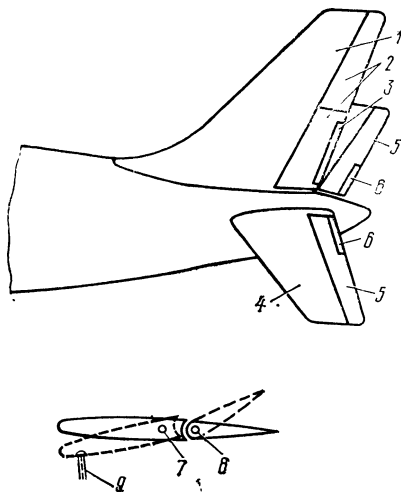


Рис. 9. Оперение самолета:

1—киль; 2—руль направления; 3—сервокомпенсатор руля направления; 4—стабилизатор; 5—руль высоты; 6—триммер руля высоты; 7—ось вращения всережимного стабилизатора; 8—ось вращения руля высоты, кинематически связанного со стабилизатором; 9—тяга привода для отклонения стабилизатора

1.29. НЕПОДВИЖНЫЙ СТАБИЛИЗАТОР (С РУЛЕМ ВЫСОТЫ)

Неподвижный стабилизатор с рулем высоты, угол установки которого фиксируется на самолете при его изготовлении и остается постоянным в полете. В этом случае на основных режимах полета угол отклонения руля высоты не равен нулю, что приводит к увеличению лобового сопротивления самолета по сравнению с полетом при неотклоненном руле.

1.30. УПРАВЛЯЕМЫЙ СТАБИЛИЗАТОР

Управляемый стабилизатор представляет собой целиком отклоняющееся в полете горизонтальное оперение под действием системы управления и обеспечивает балансировку самолета и его управление. Управляемый стабилизатор используется главным образом на сверхзвуковых самолетах.

1.31. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЙ СТАБИЛИЗАТОР

Дифференциальный стабилизатор состоит из двух половин, которые могут отклоняться в полете либо в одну сторону, либо в разные. При отклонении их в одну сторону они выполняют функции органа для обеспечения устойчивости и управляемости в продольном движении самолета, а при отклонении в разные стороны — функции органа для обеспечения устойчивости и управляемости в боковом движении.

1.32. ПЕРЕСТАВНОЙ СТАБИЛИЗАТОР С РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Переставной стабилизатор отличается от подвижного стабилизатора тем, что он используется для балансировки самолета не на всех режимах полета, как у подвижного, а только на определенных режимах. Перестановка этого стабилизатора осуществляется также в полете, но только на заданные углы, в то время как в подвижном она ведется непрерывно с целью балансировки на всех режимах полета.

1.33. ЭЛЕВОНЫ

Элевоны — органы управления и балансировки самолета, расположенные вдоль задней кромки крыла (рис. 10). При отклонении элевонов в одну сторону как на правой, так и на левой поло-

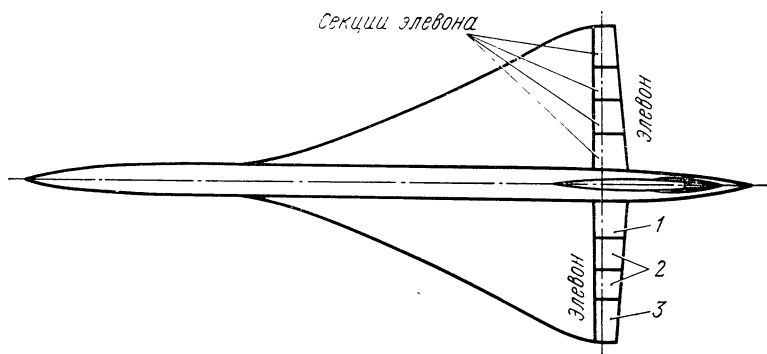


Рис. 10. Элевоны:

1—корневые секции; 2—средние секции; 3—концевые секции

винах крыла элевоны выполняют функцию органов обеспечения устойчивости и управляемости в продольном движении самолета. При отклонении элевонов в разные стороны они выполняют функцию органов обеспечения устойчивости и управляемости в боковом движении (органы управления креном). При разделении элевонов на секции возможно использование отдельных секций только в качестве органов управления тангажом или только для управления креном.

1.34. ОРГАНЫ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ В БОКОВОМ ДВИЖЕНИИ САМОЛЕТА

К таким органам относятся элероны и интерцепторы, элевоны (1.33), дифференциальный стабилизатор (1.31), киль, руль направления (см. рис. 9).

1.35. ЭЛЕРОНЫ, ИНТЕРЦЕПТОРЫ

Элероны и интерцепторы (рис. 11) относятся к органам поперечного управления самолетом. Элероны представляют собой подвижные части крыла, отклоняемые одновременно в противоположные стороны: вверх и вниз. За положительный угол отклонения элерона принимается угол, при котором задняя кромка элерона отклонена вниз. Интерцептор — поверхность, расположенная на крыле обычно на верхней поверхности крыла, служит для управления самолетом по крену. Эта поверхность выполняется в форме пластины относительно небольшой высоты, выступающей за поверхность крыла при ее выдвигении или отклонении. Интерцепторы размещаются вдоль размаха крыла и могут убираться внутрь крыла заподлицо с его поверхностью.

В качестве органов поперечного управления самолетов безхвостовой схемы используются элевоны (1.33).

В некоторых случаях в качестве органов управления может использоваться дифференциальный стабилизатор (1.31).

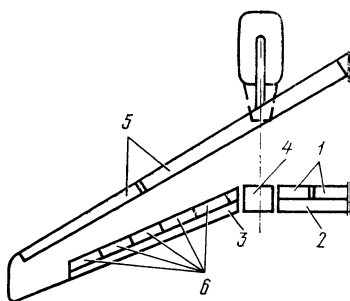


Рис. 11. Схема механизации крыла:

1—воздушные тормоза; 2—закрылок внутренний; 3—закрылок внешний; 4—элерон; 5—предкрылок; 6—интерцепторы

1.36. КИЛЬ, РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ

Киль — часть вертикального оперения, который используется для обеспечения устойчивости в боковом движении самолета, а при целиком поворотном варианте выполнения и для управления самолетом в боковом движении.

Подвижная часть вертикального оперения — руль направления используется в качестве органа управления самолетом по рысканию.

1.37. ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ

Органы управления крылатой ракеты выполняются либо в виде рулей (и элеронов) на неподвижном крыле (см. рис. 3), либо в виде рулей, размещаемых в хвостовой части ракеты (рис. 12) или в носовой части ракеты, спроектированной в схеме «утка» (рис. 13). Управление ракетой осуществляется также при помощи от-

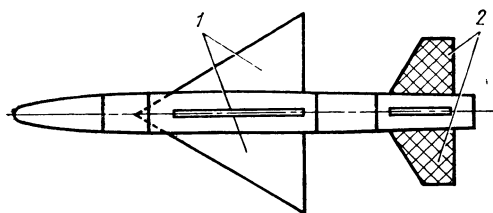


Рис. 12. Одноступенчатая ракета:

1—крыло ракеты; 2—рули

клонения консолей поворотного крыла ракеты (см. рис. 57). Для управления ракетой иногда используются интерцепторы, представляющие собой плоские тонкие пластинки, выступающие на небольшую высоту за поверхность крыла. Интерцепторы размещаются вдоль размаха крыла и могут убираться внутрь крыла заподлицо с его поверхностью.

Управление ракетой может осуществляться также с помощью газовых рулей, описание которых не входит в содержание данной книги.

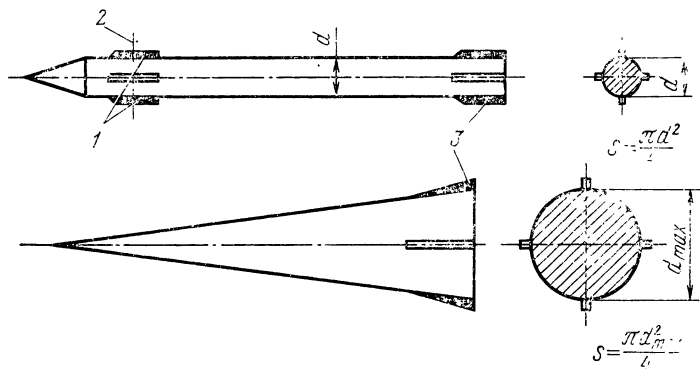


Рис. 13. Ракета с небольшой несущей поверхностью:

1—рули; 2—ось вращения рулей; 3—несущие поверхности

1.38. ТОРМОЗНЫЕ УСТРОЙСТВА

Тормозные устройства или аэродинамические тормоза применяются на самолете для быстрого уменьшения скорости полета при маневре, ограничения скорости пикирования, уменьшения скорости в воздухе при заходе на посадку и для уменьшения длины пробега при посадке. Тормозные устройства для уменьшения скорости полета самолета в воздухе выполняются в виде управляемых щитков, размещаемых на наружной поверхности фюзеляжа (фюзеляжные тормозные щитки), или же на крыле (крыльевые щитки) (см. рис. 11, поз. 1) и названных воздушными тормозами. В рабочем состоянии щитки, выступая за поверхность самолета, создают дополнительное аэродинамическое сопротивление самолета, уменьшающее его скорость полета. В нерабочем состоянии щитки располагаются заподлицо с поверхностью фюзеляжа или крыла.

Тормозные щитки проектируются так, чтобы они по возможности имели большое сопротивление при малом изменении подъемной силы и продольного момента самолета.

Щитки выполняются перфорированными и неперфорированными. Перфорация щитков применяется в некоторых случаях как средство для уменьшения дополнительных моментов, возникающих при открывании тормозных щитков.

Тормозные щитки характеризуются относительной площадью

$$\bar{S}_{т.щ} = \dot{S}_{т.щ} / S,$$

где $S_{т.щ}$ — площадь тормозных щитков; S — площадь крыла, относительной площадью перфорации, если она есть на щитке,

$$\bar{S}_{п.щ} = S_{п.щ} / S_{т.щ},$$

где $S_{п.щ}$ — площадь перфорации щитка, отклонением щитка на угол $\delta_{щ}$ и относительным размещением щитков на самолете.

К тормозным устройствам относятся и гасители подъемной силы (см. 1.40), служащие для уменьшения подъемной силы при заходе самолета на посадку и при пробеге по земле.

Для снижения скорости движения после приземления применяются также тормозные парашюты, реверс тяги (т. е. отрицательная тяга) и колесные тормоза.

1.39. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

Под термином «механизация крыла» понимается комплекс устройств (закрылки, предкрылки, щитки и др.), предназначенных для изменения аэродинамических характеристик крыла, например для увеличения подъемной силы на взлетно-посадочных режимах самолета с целью уменьшения величины скорости посадки, длины пробега и разбега самолета и на маневрах.

Механизация крыла состоит из механизации передней кромки крыла и механизации задней кромки крыла.

Для механизации передней кромки крыла применяются устройства, размещаемые в передней части крыла (в области, примыкающей к передней кромке крыла).

На рис. 14 показана механизация передней кромки крыла самолета. Она может быть выполнена в виде скользящего или подвижного предкрылка, в виде носового щитка Крюгера либо в виде отклоняющегося носка, а также и в других вариантах.

Размещение предкрылков на крыле показано на рис. 11.

На рис. 15 даны различные виды механизации задней кромки крыла. Усложнение конструкции закрылков (переход к многошелевым закрылкам) связано с необходимостью в ряде случаев дальнейшего улучшения несущих свойств крыла. По своему размещению на несущей поверхности вдоль размаха закрылки делятся на внутренние и внешние. Впереди закрылков устанавливаются гасители подъемной силы и интерцепторы, используемые при пробеге (см. рис. 11, поз. 6), также в качестве гасителей подъемной силы.

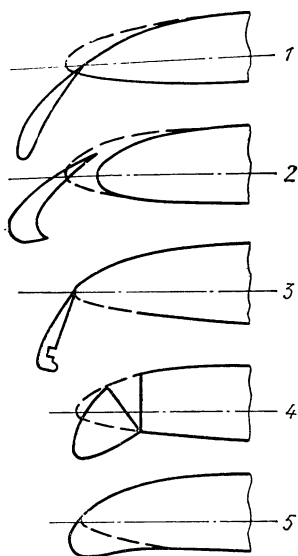


Рис. 14. Механизация передней кромки крыла:

1—скользящий предкрылок; 2—выдвижной предкрылок; 3—щиток носовой (Крюгера); 4—отклоняющийся носок; 5—неподвижный предкрылок

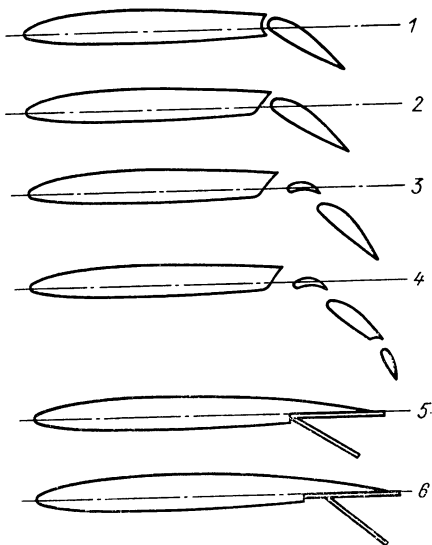


Рис. 15. Механизация задней кромки крыла:

1—простой закрылок; 2—однощелевой закрылок; 3—двухщелевой закрылок с дефлектором; 4—трехщелевой закрылок с дефлектором; 5—отклоняющийся щиток; 6—скользящий щиток

1.40. ГАСИТЕЛИ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Гасители подъемной силы выполняются в виде щитков и устанавливаются на верхней поверхности крыла перед закрылками в области, обслуживаемой ими. Гасители служат для резкого уменьшения величины подъемной силы крыла, а также используются для торможения самолета при посадке и пробеге по земле (1.38).

1.41. УСТРОЙСТВА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА КРЫЛЕ

Управление пограничным слоем (УПС) применяется для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета. При этом используются способы затягивания срыва пограничного слоя на несущей поверхности или устранения срыва, основанные на выдувании сжатого воздуха, отбираемого от ТРД. Тот же эффект достигается путем отсасывания воздуха через щели несущей поверхности. Затягивание срыва пограничного слоя при помощи указанных способов дает возможность отклонять закрылки на существенно большие углы и увеличивать в связи с этим несущие свойства крыла. На рис. 16, 17 и 18 показаны возможные устройства, основанные на способе выдувания сжатого воздуха. На рис. 16 приведено устройство, улучшающее работу закрылка путем выду-

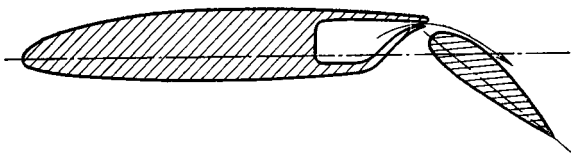


Рис. 16. Выдувание воздуха через щель крыла перед закрылком

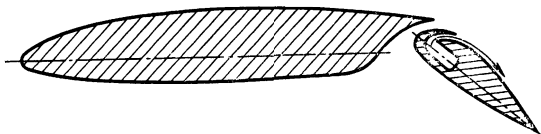


Рис. 17. Выдувание воздуха через щель на закрылке

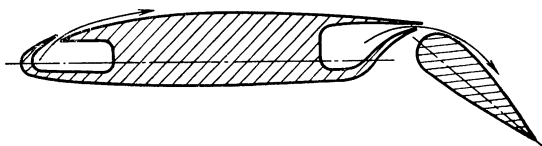


Рис. 18. Выдувание воздуха через щель передней кромки крыла и через щель перед закрылком

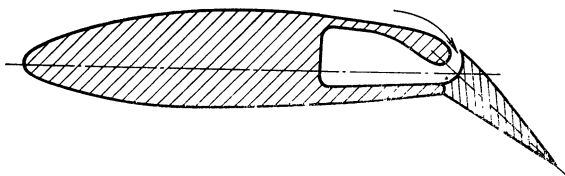


Рис. 19. Отсасывание пограничного слоя воздуха через щель в крыле перед закрылком

вания сжатого воздуха через щель, расположенную перед закрылком. На рис. 17 выдуваемый сжатый воздух поступает на закрылок из камеры, размещенной на самом закрылке. На рис. 18 показано устройство, обеспечивающее ослабление эффекта срыва пограничного слоя как у передней кромки несущей поверхности, так и у задней кромки.

На рис. 19 приведено возможное устройство, основанное на отсасывании пограничного слоя (в камере—разрежение).

1.42. ЭФФЕКТ КОАНДА

При управлении пограничным слоем на крыле в ряде случаев используется эффект Коанда.

Эффектом Коанда называется физическое явление, наблюдаемое при обтекании тела струей воздуха (газа) со скоростью, большей скорости полета в ограниченном пространстве. Струя, набе-

гающая на криволинейную поверхность, отсасывает воздух (газ) с этой поверхности, вследствие чего на ней возникает разрежение, которое прижимает струю к поверхности, и обтекание тела происходит почти без срыва потока.

Эффект Коанда используется для повышения несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки самолета, когда необходимо иметь наибольшую подъемную силу, что достигается обдувом закрылков или щитков крыла струей воздуха, отбираемого от двигателей. В этом случае угол отклонения закрылков можно увеличить до $\delta_3 \approx 90^\circ$.

1.43. КОЭФФИЦИЕНТ ИМПУЛЬСА СТРУИ

Для оценки эффективности устройств, используемых для повышения несущих свойств крыла путем выдувания воздуха, отбираемого, например, от двигателей самолета через щели или отверстия на поверхности крыла, используется так называемый коэффициент импульса струи.

Коэффициент импульса струи выдуваемого воздуха определяется из соотношения

$$c_p = R/q_\infty S_0,$$

где R — сила реакции струи выдуваемого воздуха через сопло устройства; q_∞ — скоростной напор набегающего воздуха; S_0 — площадь крыла, на которую распространяется выдувание.

1.44. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ

Для уменьшения аэродинамических шарнирных моментов, действующих на орган управления, применяется аэродинамическая компенсация. К аэродинамической компенсации относятся: осевая, внутренняя, роговая компенсация и сервокомпенсация.

1.45. ОСЕВАЯ И РОГОВАЯ КОМПЕНСАЦИЯ

Осевая компенсация широко используется в практике самолетостроения вследствие высокой эффективности и простоты устройства. На рис. 20 и 21 показаны органы управления с осевой и роговой компенсациями. В случае осевой компенсации (см. рис. 20) компенсатором является часть органа управления (руля, элерона), размещенная перед осью вращения. Площадь осевой компенсации заштрихована.

При отклонении органа управления на компенсирующей поверхности вследствие перепада давлений создается момент, обратный по знаку моменту от части органа управления, расположенной за осью вращения. К недостаткам осевой компенсации относится наличие уступов на профиле при отклонении органа управления, что приводит к увеличению сопротивления и уменьшению эффективности органа управления.

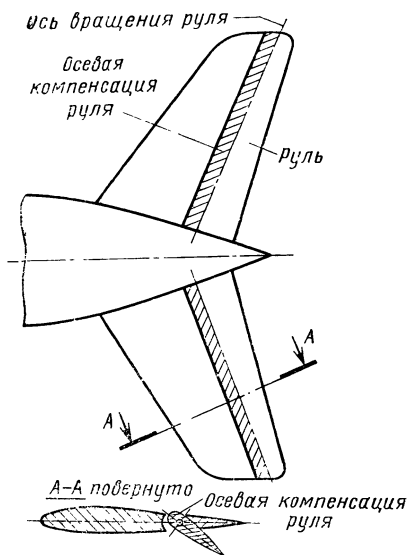
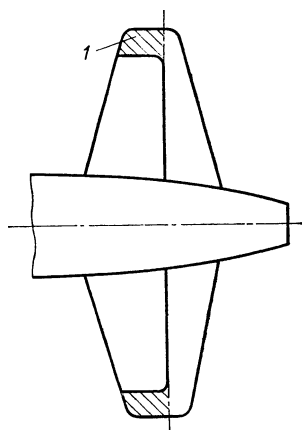


Рис. 20. Осевая компенсация

Рис. 21. Роговая компенсация:
I—площадь роговой компенсации



Другим простым видом компенсации является роговая компенсация (см. рис. 21); роговым компенсатором является часть поверхности руля или элерона, вынесенная также перед осью вращения и размещенная в концевой части руля или элерона.

1.46. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ВНУТРЕННЯЯ КОМПЕНСАЦИЯ

При внутренней аэродинамической компенсации компенсирующая поверхность руля и элерона перед осью вращения заключена в камеру с прорезями (рис. 22). Камера разделена на две части герметичным гибким устройством (сильфоном). При отклонении руля

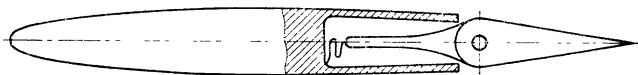


Рис. 22. Внутренняя аэродинамическая компенсация

между верхней и нижней камерами устанавливается перепад давлений, который создает на компенсирующей поверхности шарнирный момент, обратный по знаку моменту, создаваемому рулевой поверхностью за осью вращения.

Преимуществом внутренней компенсации по сравнению с другими видами компенсации является малое лобовое сопротивление. К недостаткам относятся ограничение углов отклонения органа управления и сложность в эксплуатации.

1.47. СЕРВОКОМПЕНСАЦИЯ

Сервокомпенсация является одним из эффективных средств уменьшения шарнирных моментов. В качестве сервокомпенсатора используется рулевая поверхность, составляющая часть поверхности основного органа управления, отклонение которой в сторону, противоположную отклонению основного органа управления, позволяет уменьшить шарнирный момент. Различные варианты сервокомпенсаторов показаны на рис. 23, 24, 25, 26.

1.48. КИНЕМАТИЧЕСКИЙ СЕРВОКОМПЕНСАТОР

В кинематическом сервокомпенсаторе угол отклонения вспомогательной рулевой поверхности кинематически связан с углом отклонения управляющей поверхности.

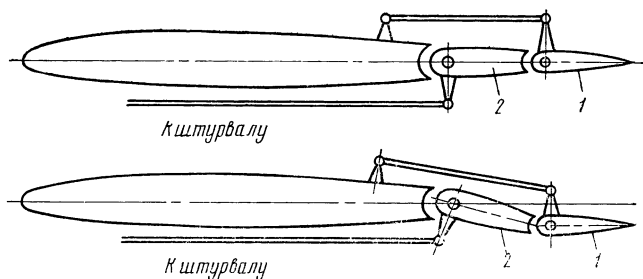


Рис. 23. Кинематический сервокомпенсатор:

1—руль; 2—сервокомпенсатор

При отклонении руля в потоке, например вниз, происходит автоматическое отклонение вспомогательной поверхности вверх. Возникающая на сервокомпенсаторе сила (аэродинамическая) способствует отклонению руля.

Таким образом, кинематический сервокомпенсатор уменьшает шарнирный момент основного руля летательного аппарата (рис. 23).

1.49. ПРУЖИННЫЙ СЕРВОКОМПЕНСАТОР

Пружинный сервокомпенсатор применяется не только как устройство, уменьшающее усилие, необходимое для отклонения руля, но и как устройство, компенсирующее увеличение усилия на тяге, вызванное увеличением скорости полета. Схема пружинного сервокомпенсатора показана на рис. 24. Усилие от летчика по тяге передается к качалке, шарнирно закрепленной на оси руля. При жесткой связи, осуществляемой в начальный момент при первоначальной затяжке пружины, основной руль вместе со вспомогательной рулевой поверхностью будет отклоняться на тот же угол, что и качалка. Однако по достижении некоторой величины шарнирного момента, определяемого начальной затяжкой пружины, связь становится упругой и качалка будет поворачиваться вокруг

оси как вокруг шарнира, и тогда вспомогательная рулевая поверхность будет работать как сервокомпенсатор. С увеличением шарнирного момента угол отклонения сервокомпенсатора будет уве-

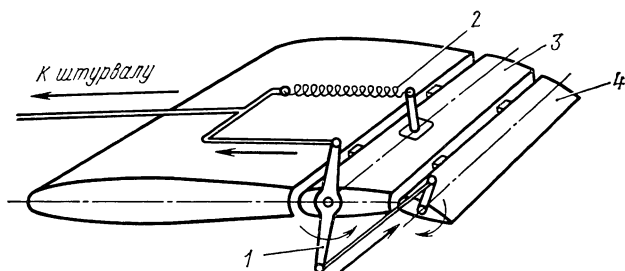


Рис. 24. Схема пружинного сервокомпенсатора:
1—качалка; 2—пружина; 3—руль; 4—сервокомпенсатор

личиваться и компенсировать увеличение усилия на тяге от основного руля, вызванное увеличением скорости полета или угла отклонения руля.

1.50. ТРИММЕР

Триммер (рис. 25) представляет собой вспомогательную поверхность относительно небольшой площади, размещенную на задней кромке рулевой поверхности (руля).

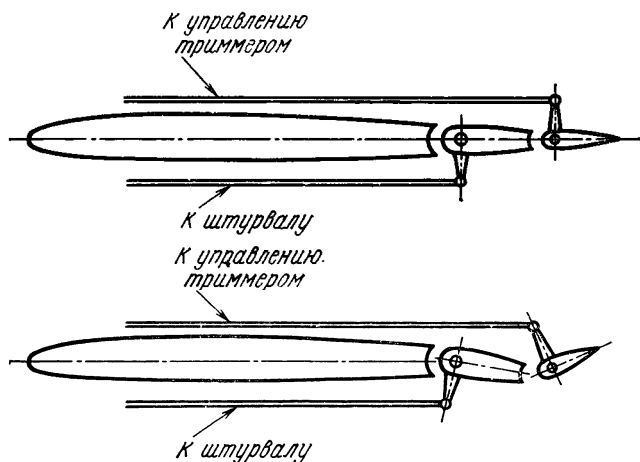


Рис. 25. Схема триммера

Триммер управляется летчиком отдельно от основного руля и служит для уменьшения шарнирного момента руля, отклоненного на заданный угол, а следовательно, для уменьшения усилий на штурвале управления.

1.51. СЕРВОРУЛЬ

Серворуль (рис. 26) представляет собой относительно небольшую поверхность, размещенную в области задней кромки управляющей поверхности (руля) и отклоняемую летчиком при помощи проводки системы управления, идущей к штурвалу. Под дей-

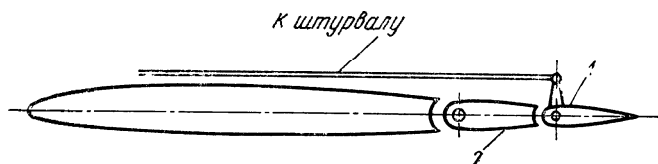


Рис. 26. Схема серворуля:

1—серворуль; 2—руль

ствием аэродинамических сил, возникающих на серворуле, отклоняется свободно навешенный на ось основной руль. Усилие, необходимое для поворота серворуля, значительно меньше, чем усилие, необходимое для поворота основного руля, площадь которого в несколько раз больше площади серворуля.

1.52. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ

За центр давления в аэродинамике принимается условная точка приложения аэродинамической силы $\vec{R}_A$ планера (1.5), определяемая как точка пересечения линии действия силы $\vec{R}_A$ с хордой крыла или с другой характерной для данного тела линией. Центр давления летательного аппарата (симметричного относительно плоскости симметрии) при угле скольжения $\beta=0$ лежит в плоскости симметрии. Аэродинамический момент относительно центра давления равен нулю.

1.53. ТЯГА (ПО ИСО 1151—75 И ГОСТ 20058—80)

Под тягой понимается главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны движителя в результате его работы.

1.54. ТЯГОВОООРУЖЕННОСТЬ

Тяговооруженностью самолета называется отношение тяги двигателей к весу самолета.

1.55. ПАРАМЕТРЫ ПОДОБИЯ

Параметры подобия используются при исследовании аэродинамических и других характеристик летательных аппаратов и различных объектов. С помощью параметров подобия осуществляется переход от результатов экспериментов с моделями или маке-

тами в аэродинамических трубах или на стендах к характеристикам натуральных объектов.

Параметры подобия представляют безразмерные величины, с помощью которых устанавливается подобие модели и натурального объекта. При помощи параметра подобия учитывается основной фактор, управляющий изучаемым явлением, например, сжимаемость газовой среды (воздуха) при полете на больших скоростях; если процесс имеет колебательный характер, то наряду с другими факторами учитывается периодичность явления. К параметрам подобия относятся число Рейнольдса, число Маха, число Фруда, число Струхали, число Прандтля, число Кнудсена и др.

1.55.1. Число Рейнольдса

Число Рейнольдса — безразмерный параметр, представляющий собой произведение характерной скорости V характерной длины, L деленное на кинематическую вязкость газа ν :

$$Re = VL/\nu \text{ или,}$$

заменяя ν через μ/ρ , где μ — динамическая вязкость газа, а ρ — плотность газа, имеем

$$Re = \rho VL/\mu.$$

Число Re характеризует соотношение инерционных и вязких сил газового (воздушного) потока, набегающего на тело.

1.55.2. Число Маха

Число Маха — безразмерный параметр, представляющий отношение скорости полета V_∞ к скорости звука a_∞ в невозмущенной среде:

$$M_\infty = V_\infty/a_\infty.$$

Число Маха характеризует сжимаемость газовой или воздушной среды и режим обтекания.

1.55.3. Число Фруда

Число Фруда — безразмерный параметр, представляющий отношение квадрата характерной скорости V к произведению ускорения свободного падения g на характерную длину L :

$$Fr = V^2/gL.$$

Число Фруда характеризует соотношение инерционных сил и сил тяжести в потоке газа.

1.55.4. Число Струхали

Число Струхали — безразмерный параметр, представляющий отношение характерной длины L к произведению характерной скорости V на характерное время нестационарного процесса T :

$$Sh = L/VT.$$

Число Струхала характеризует влияние нестационарности течения на газодинамические переменные.

1.55.5. Число Прандтля

Число Прандтля — безразмерный параметр, представляющий отношение произведения удельной теплоемкости газа при постоянном давлении c_p на динамическую вязкость μ к теплопроводности газа λ :

$$Pr = c_p \mu / \lambda.$$

Число Прандтля характеризует соотношение процессов молекулярного переноса импульса и тепла в газе.

1.55.6. Число Кнудсена

Число Кнудсена — безразмерный параметр, представляющий отношение длины свободного пробега молекул λ газа к характерному линейному размеру L :

$$Kn = \lambda / L.$$

Число Кнудсена характеризует степень разреженности газа. Если $Kn \gg 1$, то газовая (воздушная) среда сильно разрежена. Течение такого газа (воздуха) исследуется с помощью кинетической теории; если $Kn \ll 1$ течение такого газа (воздуха) исследуется с помощью теории сплошной среды.

1.55.7. Число Эйлера

Число Эйлера — безразмерный параметр, представляющий отношение характерного перепада давлений в потоке Δp к удвоенному скоростному напору ρV^2 :

$$Eu = \Delta p / \rho V^2.$$

Число Эйлера характеризует соотношение сил давления и инерционных сил в потоке газа (воздуха).

1.55.8. Число Коши

Число Коши — безразмерный параметр, представляющий отношение произведения плотности газа ρ на квадрат характерной скорости V газа к модулю упругости обтекаемого тела E :

$$Ca = \rho V^2 / E.$$

Число Коши характеризует соотношение между сжимаемостью газовой среды и упругостью тела, обтекаемого газом.

1.55.9. Число Стантона

Число Стантона — безразмерный параметр, определяемый по формуле

$$St = 1 / Pr,$$

где Pr — число Прандтля.

1.55.10. Турбулентное число Прандтля

Турбулентное число Прандтля — безразмерный параметр, представляющий отношение произведения удельной теплоемкости при постоянном давлении c_p на динамическую турбулентную вязкость μ_T к турбулентной теплоемкости λ_T :

$$Pr_T = c_p \mu_T / \lambda_T.$$

Турбулентное число Прандтля характеризует соотношение процессов турбулентного переноса импульса и тепла в потоке газа.

1.55.11. Температурный фактор

Температурный фактор — безразмерный параметр, представляющий отношение температуры поверхности обтекаемого тела T_w к адиабатической температуре для заданных условий обтекания T_r :

$$T_{wr} = T_w / T_r.$$

Температурный фактор характеризует режим теплообмена на поверхности тела.

1.56. ЛИНЕЙНЫЕ И УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ

Ниже будет дано определение линейных и угловых скоростей, которые входят в выражения для терминов аэродинамических характеристик самолетов и ракет.

1.56.1. Скорость летательного аппарата. Воздушная скорость

Под скоростью $\vec{V}$ летательного аппарата понимается вектор скорости начала O связанной системы координат относительно газовой среды, не возмущенной летательным аппаратом.

1.56.2. Земная скорость самолета или ракеты

Под земной скоростью $\vec{V}_k$ летательного аппарата понимается скорость начала O связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат.

1.56.3. Путевая скорость самолета или ракеты

Под путевой скоростью $\vec{V}_n$ понимается проекция земной скорости $\vec{V}_k$ на горизонтальную плоскость $OX_g Y_g$ нормальной системы координат.

1.56.4. Скорость ветра

Под скоростью ветра $\vec{W}$ понимается скорость среды относительно какой-либо из земных систем координат, невозмущенной летательным аппаратом.

1.56.5. Абсолютная угловая скорость самолета или ракеты

Под абсолютной угловой скоростью $\vec{\Omega}$ понимается угловая скорость связанной системы координат относительно инерциальной системы координат.

1.56.6. Угловая скорость самолета или ракеты и ее составляющие

Угловой скоростью $\vec{\omega}$ называется угловая скорость связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат. Составляющими угловой скорости $\vec{\omega}$ по осям OX , OY и OZ связанной системы координат являются: скорость крена ω_x , скорость рыскания ω_y и скорость тангажа ω_z .

1.57. ПЕРЕГРУЗКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Термин «перегрузка» летательного аппарата является одним из основных терминов, который используется в прикладной аэродинамике. Под перегрузкой $\vec{n}$ летательного аппарата понимается отношение результирующей силы $\vec{R}$ (4.1) к произведению массы

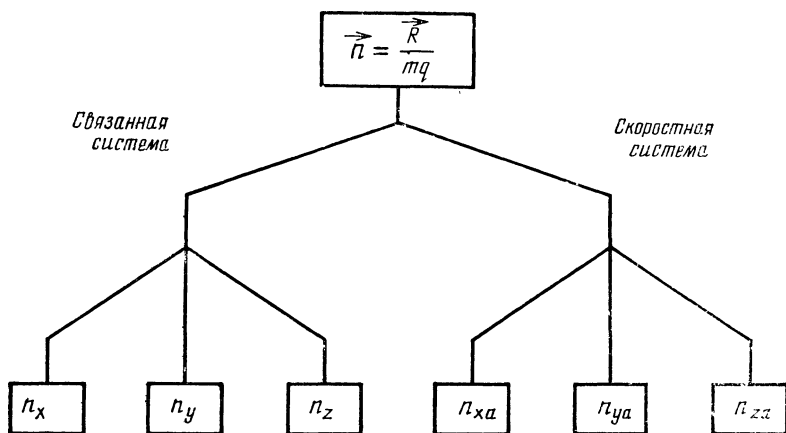


Рис. 27. Составляющие вектора перегрузки $\vec{n}$ по осям координат в связанной и скоростной системах координат:

n_x —продольная перегрузка; n_y —нормальная перегрузка; n_z —поперечная перегрузка; n_{xa} —тангенциальная перегрузка; n_{ya} —нормальная скоростная перегрузка; n_{za} —боковая перегрузка

летательного аппарата на ускорение свободного падения (за которое принимается $g=9,80665 \text{ м/с}^2$ у Земли), т. е.

$$\vec{n} = \vec{R}/mg.$$

На практике чаще всего пользуются составляющими перегрузки по осям координат в связанной или скоростной системах координат (рис. 27).

Указанные перегрузки получаются, если вместо $\vec{R}$ брать составляющие результирующей по осям соответствующей системы координат (4.4).

1.58. СИЛА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Силу лобового сопротивления иногда сокращенно называют сопротивлением или лобовым сопротивлением. За лобовое сопротивление принимается составляющая аэродинамической силы $\vec{R}_A$, направленная вдоль оси OX_a (в скоростной системе координат) в сторону отрицательного направления.

1.59. СИЛА СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Сопротивление давления X_d представляет проекцию на ось OX_a аэродинамических сил, нормальных к поверхности тела, обтекаемого потоком при $c_{ya}=0$, и составляет часть силы лобового сопротивления [в X_d не включается X_b (1.63)].

1.60. СУММАРНАЯ СИЛА СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ

Сопротивление трения X_F создается касательными силами, возникающими на поверхности тела при обтекании тела вязкой жидкостью или вязким газом (воздухом). Представляет проекцию этих сил на ось OX_a . Сопротивление трения X_F составляет часть силы лобового сопротивления (1.58).

1.61. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Индуктивное сопротивление X_i появляется в результате пространственного течения вокруг крыла конечного размаха и вызывается свободными вихрями, сбегаящими с концов крыла. Индуктивное сопротивление пропорционально квадрату подъемной силы и равно нулю у крыла бесконечного размаха. У крыла конечного размаха индуктивное сопротивление возникает на тех углах атаки, при которых подъемная сила отлична от нуля. Индуктивное сопротивление составляет часть силы лобового сопротивления (1.58).

1.62. ПРОФИЛЬНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Профильное сопротивление X_p представляет сумму двух сопротивлений: силы сопротивления давления X_d (1.59) и суммарной силы сопротивления трения X_F (1.64), т. е.

$$X_p = X_d + X_F.$$

1.63. ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Волновым сопротивлением X_b называется сопротивление, вызванное движением тела со сверхкритическими скоростями, при

которых возникают необратимые потери механической энергии в скачках уплотнения. Сопротивление X_b является составляющей полного сопротивления давления.

1.64. СОПРОТИВЛЕНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ

Сопротивление интерференции $X_{\text{инт}}$ возникает от дополнительных сил, появляющихся вследствие взаимодействия потоков, обтекающих смежные элементы самолета. Сопротивление $X_{\text{инт}}$ определяется экспериментальным путем.

1.65. ФОРМУЛА СОПРОТИВЛЕНИЯ

Лобовое сопротивление X_a может быть представлено как сумма сил

$$X_a = X_d + X_F + X_N + X_b + X_{\text{инт}}.$$

Разделив X_a и его составляющие на скоростной напор q и характерную площадь S (см. разд. 5), получим коэффициенты этих сил:

$$c_{xa} = c_{xd} + c_{xF} + c_{xN} + c_{xb} + c_{x\text{инт}}.$$

Раздел 2

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И УГЛЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ПОЛОЖЕНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО ЭЛЕМЕНТОВ

2.1. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ САМОЛЕТА, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В СССР, И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ИСО

Системы координат и углов, служащие для описания движения самолета, а также используемые при обработке результатов испытания моделей в аэродинамических трубах и в полете и в других расчетах по аэродинамике самолета, изложены на базе действующих в СССР ГОСТов, а также международных стандартов по терминам и обозначениям механики полета.

Международные стандарты широко используются при обработке зарубежной информации, в частности, одним из таких — является международный стандарт ИСО 1151—75, второе издание которого опубликовано на русском языке в 1977 г. под названием «Механика полета летательных аппаратов. Термины и обозначения, Часть I. Движение летательного аппарата относительно воздуха». В ИСО 1151 1977 г. дается описание систем координат и углов, принятых к использованию рядом зарубежных стран полностью или частично с учетом особенности каждой страны.

2.2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, ПРИНЯТЫЕ В СССР В ДИНАМИКЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Системы координат, применяемые в области динамики летательных аппаратов, представляют собой прямоугольные декартовы правые системы. В справочнике приведены две системы, одна из них дана в ГОСТ 20058—80 и используется при изучении движения летательных аппаратов в атмосфере Земли и других планет и для определения аэродинамических сил и моментов, а другая, так называемая базовая система координат, приведенная в ГОСТ 22833—77, используется в основном для изучения геометрических характеристик летательных аппаратов и их элементов.

2.3. ОПИСАНИЕ СИСТЕМ КООРДИНАТ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В СССР ПРИ ИЗУЧЕНИИ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Основными системами, которые используются при изучении динамики летательных аппаратов, являются: скоростная и связанная. Кроме скоростной и связанной систем применяются: земная, нормальная земная, стартовая, инерциальная, подвижная земная, нормальная, связанная с пространственным углом атаки, траекторная, подвижная ориентированная и полусвязанная. В табл. 2.1 приведены упомянутые системы координат по ГОСТ 20058—80.

Таблица 2.1

Системы координат, принятые в СССР

Термин и обозначение системы координат	Определение
<i>Инерциальная и земные системы координат</i>	
Земная $O_0X_0Y_0Z_0$	Оси этой системы и начало координат связаны с землей и выбираются из условий задачи
Нормальная земная $O_0X_gY_gZ_g$	Эта система отличается от системы $O_0X_0Y_0Z_0$ тем, что ось OY_g направлена по местной вертикали вверх
Стартовая $O_0X_cY_cZ_c$	Система отличается от нормальной земной системы тем, что начало координат у стартовой системы совпадает с характерной точкой летательного аппарата в начальный момент движения, например с центром масс
Инерциальная $O_nX_nY_nZ_n$	Направление осей относительно звезд неизменно. Начало координат O_n размещено в некоторой точке пространства либо движется с постоянной скоростью
<i>Подвижные системы координат</i>	
Подвижная земная $OX_0Y_0Z_0$	Система отличается от земной $O_0X_0Y_0Z_0$ тем, что начало координат размещается не на Земле, а на летательном аппарате, например в центре масс

Термин и обозначение системы координат	Определение
Нормальная $OX_gY_gZ_g$	Оси этой системы имеют то же направление, что и оси в нормальной земной системе координат $O_0X_gY_gZ_g$, но начало O размещается на летательном аппарате, например в центре масс
Связанная $OXYZ$	Система имеет продольную ось в плоскости симметрии, направленную вперед; нормальную ось в той же плоскости, перпендикулярную продольной оси и направленную вверх (к верхней части летательного аппарата); поперечную ось, перпендикулярную плоскости симметрии и направленную по правому борту летательного аппарата. Начало O обычно лежит в центре масс
Связанная с пространственным углом атаки $OX_nY_nZ_n$	Система имеет ось OX_n , совпадающую с продольной осью связанной системы $OXYZ$; ось OY_n лежит в плоскости, которая включает продольную ось и вектор воздушной скорости летательного аппарата (скорость начала O связанной системы координат относительно невозмущенной среды) и направлена противоположно проекции вектора воздушной скорости на плоскость, перпендикулярную продольной оси
Скоростная $OX_aY_aZ_a$	Система содержит скоростную ось OX_a , совпадающую с вектором воздушной скорости летательного аппарата; ось подъемной силы OY_a , лежащую в плоскости симметрии перпендикулярно оси OZ_a и направленную к верхней части летательного аппарата (при обычных условиях полета) и боковую ось OZ_a , перпендикулярную OX_a и OY_a и направленную по правому борту аппарата. Начало координат обычно лежит в центре масс
Траекторная $OX_kY_kZ_k$	Система содержит ось OX_k , совпадающую с вектором скорости летательного аппарата относительно земной поверхности (земная скорость летательного аппарата). Начало O координат лежит обычно в центре масс. Ось OY_k располагается в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k и направлена обычно вверх от поверхности Земли
Подвижная ориентированная $OX_nY_nZ_n$	Начало координат O размещается на летательном аппарате, обычно в центре масс. Направление осей системы координат неизменно относительно звезд
Полусвязанная $OX_eY_eZ_e$	Ось OX_e совпадает с проекцией скорости летательного аппарата V на плоскость OXY связанной системы, ось OY_e с осью OY_n , а ось OZ_e с поперечной осью

2.4. СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В скоростной подвижной системе координат $OX_aY_aZ_a$ (рис. 28) ось OX_a , называемая скоростной осью, направлена по вектору скорости $\vec{V}$ самолета. Ось OY_a , называемая осью подъемной силы, перпендикулярна оси OX_a и лежит в плоскости симметрии самолета. Ось OZ_a , называемая боковой осью, направлена в сторону правого крыла, нормально плоскости OX_aY_a . Система применяется в основном при определении и анализе летных характеристик.

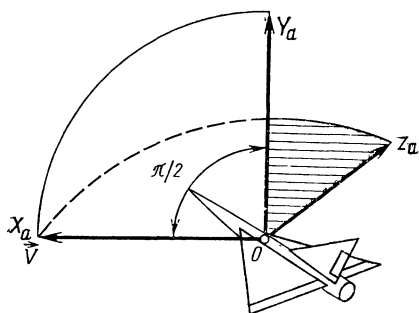


Рис. 28. Скоростная система координат $OX_aY_aZ_a$

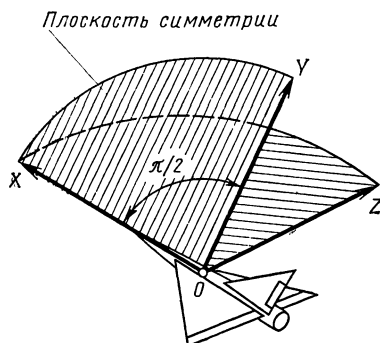


Рис. 29. Связанная система координат $OXYZ$

2.5. СВЯЗАННАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

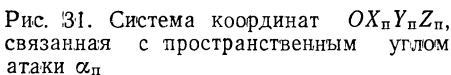
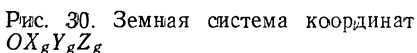
В связанной подвижной системе координат $OXYZ$ (рис. 29) ось OX , называемая продольной осью, направлена вперед, т. е. от хвостовой части к носовой вдоль главной оси инерции или параллельно средней аэродинамической хорде (см. 3.6), и лежит в плоскости симметрии самолета. Ось OY , называемая нормальной осью, расположена в той же плоскости, перпендикулярно оси OX . Ось OZ , называемая поперечной осью, направлена по правому крылу перпендикулярно плоскости OXY .

Связанная система координат широко используется при определении нагрузок в полете на самолеты и ракеты и на их элементы.

2.6. НОРМАЛЬНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В нормальной подвижной системе координат $OX_gY_gZ_g$ (рис. 30) ось OY_g направлена вверх по местной вертикали, направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачей, а начало координат помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс.

Нормальная система координат $OX_gY_gZ_g$ используется как исходная система, относительно которой ориентируется в пространстве летательный аппарат. Так, например, если с ним связана другая (подвижная) система координат, которая принимает различное положение относительно исходной, принимаемой за неподвиж-



2.7. СИСТЕМА КООРДИНАТ, СВЯЗАННАЯ С ПРОСТРАНСТВЕННЫМ УГЛОМ АТАКИ

В системе координат $OX_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ ось OX_{Π} совпадает с продольной осью OX летательного аппарата, а ось OY_{Π} лежит в плоскости, которая образована продольной осью и направлением воздушной скоростью. Ось OY_{Π} направлена в сторону, противоположную проекции воздушной скорости на плоскость, ортогональную продольной оси аппарата (рис. 31). Начало координат системы O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс. Ось OZ_{Π} перпендикулярна плоскости $OX_{\Pi}Y_{\Pi}$.

В системе координат $OX_K Y_K Z_K$ ось OX_K совпадает с земной скоростью летательного аппарата, а ось OY_K располагается в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_K и направлена вверх от поверхности Земли. Начало координат системы O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс.

В системе координат $Ox_{\Pi}y_{\Pi}z_{\Pi}$ направление осей системы неизменно относительно звезд. Начало координат системы O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс.

2.10. ПОДВИЖНАЯ ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $OX_0Y_0Z_0$ оси координат фиксированы относительно Земли и выбираются в соответствии с задачей. Начало координат системы O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс.

2.11. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $O_{\Pi}X_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ направление осей координат неизменно относительно звезд. Начало координат O_{Π} помещено в заданной точке пространства либо перемещается с выбранной постоянной скоростью.

2.12. ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $O_0X_0Y_0Z_0$ оси координат, как и начало координат O_0 , фиксированы относительно Земли и выбираются в соответствии с задачей.

2.13. НОРМАЛЬНАЯ ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $O_0X_gY_gZ_g$ ось O_0Y_g направлена вверх по местной вертикали, а направление осей O_0X_g и O_0Z_g выбирается в соответствии с задачей. Начало координат O_0 фиксировано относительно Земли.

2.14. СТАРТОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $O_0X_cY_cZ_c$ ось O_0Y_c направлена вверх по местной вертикали, а направление осей O_0X_c и O_0Z_c выбирается в соответствии с задачей. Начало координат O_0 в начальный момент совпадает с характерной точкой летательного аппарата, например с центром масс.

2.15. ОПИСАНИЕ СИСТЕМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 22833—77

Системы координат, приведенные в ГОСТ 22833—77, действуют наравне с системами координат, указанными выше, и используются в основном для более полного описания геометрических характеристик летательных аппаратов и их частей.

В этом ГОСТе введен ряд новых понятий и терминов. В частности, введены термины «базовая плоскость самолета», «базовая плоскость фюзеляжа», «базовая плоскость крыла» и др.

Под базовой плоскостью $O_RX_RY_R$ базовой системы координат самолета (2.16) понимается плоскость, относительно которой большинство элементов самолета расположено симметрично слева и справа от нее.

Термин «базовая плоскость самолета» соответствует понятию «плоскости симметрии самолета», используемой в системах координат, приведенных в табл. 2.1, например в связанной и скоростной системах координат.

Под базовой точкой O_R самолета понимается точка, расположенная в базовой плоскости $O_R X_R Y_R$ и выбираемая в соответствии с задачей. За эту точку можно, например, взять центр масс самолета.

Под базовой осью $O_R X_R$ самолета понимается прямая, расположенная в базовой плоскости $O_R X_R Y_R$, проходящая через базовую точку самолета и направленная вперед.

2.16. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ САМОЛЕТА

Система координат $O_R X_R Y_R Z_R$, как и описанные выше системы, представляет собой прямоугольную (декартову правую) систему координат. Базовая система координат фиксирована относительно самолета, имеет начало в базовой точке самолета O_R и базовую ось $O_R X_R$, направленную вперед. Ось $O_R Y_R$ направлена вверх, а ось $O_R Z_R$ дополняет систему.

2.17. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ ФЮЗЕЛЯЖА

В системе координат $O_F X_F Y_F Z_F$ ось фюзеляжа $O_F X_F$ может быть, например, расположена на строительной горизонтали, направлена вперед. Обычно базовая система координат фюзеляжа совпадает с базовой системой координат самолета $O_R X_R Y_R Z_R$.

Направления осей координат частей самолета ориентируют относительно фюзеляжа, для которого понятия «передний», «правый», «верхний» имеют обычный смысл.

Это понятие не зависит от направления движения самолета, его положения относительно Земли или от положения летчика на самолете. Таким образом, для каждой части самолета можно построить свою систему координат, ориентируемую относительно фюзеляжа.

2.18. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ КРЫЛА

В системе координат $O_{кр} X_{кр} Y_{кр} Z_{кр}$ плоскостью симметрии крыла $O_{кр} X_{кр} Y_{кр}$ называется плоскость системы, относительно которой контур крыла располагается симметрично справа и слева.

Плоскость симметрии крыла обычно совпадает с базовой плоскостью фюзеляжа, которая, в свою очередь, совпадает с базовой плоскостью $O_R X_R Y_R$ самолета. Ось крыла $O_{кр} X_{кр}$ совпадает с центральной хордой крыла, а начало координат крыла $O_{кр}$ обычно располагается в передней точке центральной хорды.

Базовой плоскостью крыла называют плоскость, содержащую центральную хорду крыла и перпендикулярную базовой плоскости самолета.

Базовая плоскость крыла играет большую роль при определении геометрических характеристик крыла таких, как средняя аэродинамическая хорда крыла, угол крутки крыла и других.

2.19. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

В системе координат $O_{г.о}X_{г.о}Y_{г.о}Z_{г.о}$ плоскостью симметрии горизонтального оперения по аналогии с определением этой плоскости для крыла является базовая плоскость фюзеляжа или базовая плоскость самолета (2.18).

В качестве примера на рис. 32 приведена схема горизонтального оперения, у которого базовой осью $O_{г.о}X_{г.о}$ является ось, направленная вперед с началом координат в точке $O_{г.о}$, лежащей в плоскости симметрии горизонтального оперения, как и ось $O_{г.о}X_{г.о}$. Ось $O_{г.о}Z_{г.о}$ перпендикулярна этой плоскости и проходит через точку $O_{г.о}$, а ось $O_{г.о}Y_{г.о}$ нормальна плоскости $O_{г.о}X_{г.о}Z_{г.о}$ и направлена вверх. Положение точки $O_{г.о}$ на оси $O_{г.о}X_{г.о}$ выбирается из условия задачи.

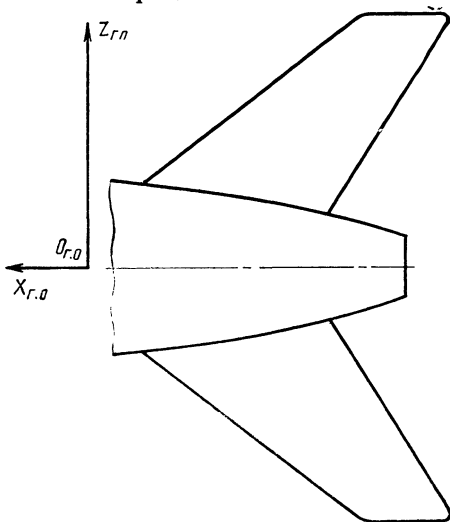


Рис. 32. Базовая система координат горизонтального оперения

2.20. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

В системе координат $O_{в.о}X_{в.о}Y_{в.о}Z_{в.о}$ ось $O_{в.о}X_{в.о}$ направлена вперед и проходит через точку $O_{в.о}$, расположение которой выбирается из соображения удобства отсчета координат элемента при определении размеров оперения (см. рис. 87). Ось $O_{в.о}X_{в.о}$ обычно расположена на строительной горизонтали. Ось $O_{в.о}Y_{в.о}$ перпендикулярна оси $O_{в.о}X_{в.о}$. Плоскость $O_{в.о}X_{в.о}Y_{в.о}$ называется базовой плоскостью вертикального оперения. Обычно плоскость $O_{в.о}X_{в.о}Y_{в.о}$ совпадает с базовой плоскостью самолета или параллельна ей. Ось $O_{в.о}Z_{в.о}$ дополняет правую систему координат. Система координат вертикального оперения $O_{в.о}X_{в.о}Y_{в.о}Z_{в.о}$ называется базовой системой координат вертикального оперения.

По аналогии указанные термины могут быть отнесены и к подвижному килю с рулем направления и к полностью поворотному килю.

2.21. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ ЭЛЕМЕНТА

Базовая система координат $O_iX_iY_iZ_i$ может быть распространена на любой элемент летательного аппарата, при этом точка O_i выбирается в соответствии с задачей, ось O_iX_i проходит через точку O_i и направлена вперед, а ось O_iY_i вверх. Ось O_iZ_i дополняет прямоугольную правую систему координат.

2.22. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 1075—41

До 1975 г. вся научно-техническая литература, учебники, справочники и вся документация в области механики летательных аппаратов использовала системы координат по ГОСТ 1075—41, а потому при использовании указанной выше литературы и документации ниже будут даны сравнительные таблицы, облегчающие переход от старых систем координат к новым.

Согласно ГОСТ 1075—41 для использования в расчетах в области механики полета летательных аппаратов были утверждены следующие правые прямоугольные системы координат: земная, связанная, полусвязанная и скоростная.

Начало координат обычно располагают в центре масс летательного аппарата.

2.23. ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $Ox_g y_g z_g$ оси Ox_g и Oz_g лежат в горизонтальной плоскости, при этом ось Ox_g выбирается произвольно, а ось Oz_g перпендикулярна оси Ox_g . Ось Oy_g направлена по нормали к плоскости $Ox_g z_g$ вверх. Ось Oy_g называлась вертикальной осью. В ГОСТ 1075—41 нет указания о месте положения центра масс. На практике термин «земная система координат $Ox_g y_g z_g$ », определенный по ГОСТ 1075—41, соответствовал в принятой новой системе координат термину «нормальная система координат $OX_g Y_g Z_g$ ». Согласно новой терминологии система $OX_g Y_g Z_g$ — система, начало которой (2.6) помещено обычно в центре масс летательного аппарата, а ось OY_g направлена вверх по местной вертикали; направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачами.

2.24. СВЯЗАННАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $Ox_1 y_1 z_1$ ось Ox_1 направлена вперед вдоль главной оси инерции или параллельно средней аэродинамической хорде, проходит через центр масс летательного аппарата и лежит в плоскости его симметрии. Ось Oy_1 перпендикулярна оси Ox_1 и лежит в той же плоскости. Ось Oz_1 направлена по правому крылу, перпендикулярно плоскости $Ox_1 y_1$. Термин «связанная система координат $Ox_1 y_1 z_1$ » по ГОСТ 1075—41 соответствует термину «связанная система координат $OXYZ$ » по новой терминологии.

2.25. ПОЛУСВЯЗАННАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $Ox_2 y_2 z_2$ ось Ox_2 (рис. 33) направлена вперед вдоль проекции вектора скорости на плоскость симметрии летательного аппарата, ось Oy_2 перпендикулярна оси Ox_2 и лежит в той же плоскости. Ось Oz_2 направлена по правому крылу, нормально плоскости $Ox_2 y_2$.

В практике аэродинамических лабораторий полусвязанной системой пользуются до настоящего времени, но все величины, относящиеся к полусвязанным осям, пишутся без индекса «2».

2.26. СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ

В системе координат $Oxuz$ ось Ox направлена по вектору скорости летательного аппарата, ось Oy перпендикулярна оси Ox и лежит в плоскости симметрии самолета. Ось Oz направлена в сторону правого крыла, нормально плоскости Oxu .

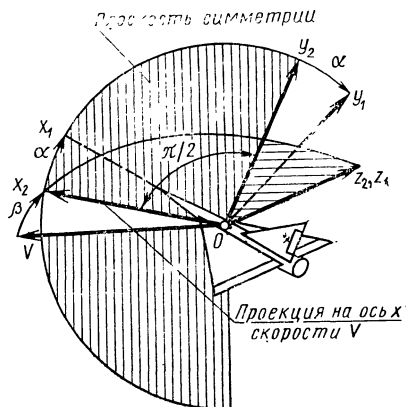


Рис. 33. Полусвязанная система координат $Ox_2y_2z_2$

Скоростная система координат $Oxuz$ соответствует скоростной системе координат $Ox_aY_aZ_a$, принятой в настоящее время.

Примечание. В практике для обозначения скоростной системы координат использовались: индекс V как символ скорости V и русская буква $с$ как начальная буква слова «скорость»; другие величины не имели никакого индекса.

2.27. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, РЕКОМЕНДОВАННЫЕ ИСО

Международная организация по стандартизации ИСО разработала рекомендации по терминам и символам механики полета. В 1975 г. был опубликован международный стандарт ИСО 1151—75 «Механика полета летательных аппаратов. Термины и обозначения. Часть I. Движение летательного аппарата относительно воздуха», а в 1977 г. опубликовано на русском языке второе издание этого стандарта, в которое было внесено дополнение, разосланное в октябре 1974 г. комитетам — членам ИСО, и было одобрено пятнадцатью странами, включая СССР.

Международный стандарт ИСО 1151—75 «Механика полета летательных аппаратов. Термины и обозначения. Часть I. Движение летательного аппарата относительно воздуха» входит в серию международных стандартов, относящихся к терминам механики полета.

В настоящее время в эту серию входят еще: международный стандарт ИСО 1152—74 «Механика полета летательных аппаратов. Термины и обозначения. Часть II. Движение летательного аппарата относительно Земли»; международный стандарт ИСО 1153—72, часть III; международный стандарт ИСО 2764, часть IV; международный стандарт ИСО 2765, часть V и разрабатываемый стандарт ИСО «Геометрия самолета. Термины, определения и обозначения», который сейчас находится в стадии утверждения и будет являться частью VI из этой серии.

2.28. ОПИСАНИЕ СИСТЕМ КООРДИНАТ, РЕКОМЕНДОВАННЫХ ИСО

Системы координат, рекомендованных ИСО, приняты в ряде стран, например во Франции, где они применяются почти без изменений; в ФРГ, где внесены некоторые изменения в обозначения, связанные с особенностями практики и языка, и добавлена полусвязанная система координат, отсутствующая в международном стандарте.

В ИСО 1151—75 рекомендованы следующие системы координат: скоростная, связанная, нормальная, связанная с пространством

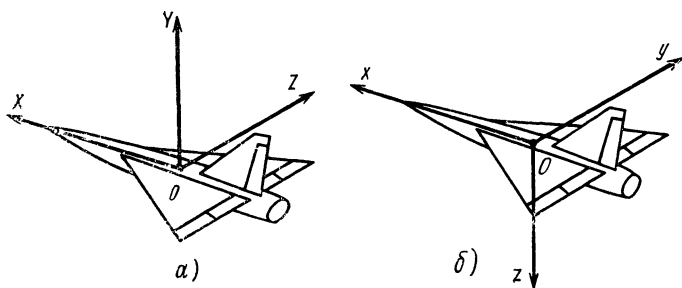


Рис. 34. Сравнение систем координат:

а—по ГОСТ 20058—74; б—по ИСО

венным углом атаки, траекторная, подвижная ориентированная система координат, подвижная земная система координат, инерциальная система координат, земная система координат, нормальная земная система координат, стартовая.

Все указанные выше системы являются прямоугольными декартовыми правыми системами координат.

Основное отличие систем координат, рекомендованных ИСО, от систем координат, принятых в СССР, состоит в том (рис. 34), что ось y по ИСО направлена по правому крылу, а ось z — вниз, в то время, как в стандартах СССР ось z направлена по правому крылу, а ось y направлена вниз, что будет отмечено ниже при определении указанных систем координат, рекомендованных ИСО.

2.29. СКОРОСТНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (THE AIR-PATH AXIS SYSTEM)

В скоростной системе координат $x_a y_a z_a$ по ИСО скоростная ось x_a совпадает по направлению с воздушной скоростью летательного аппарата (с вектором скорости V самолета). Ось y_a перпендикулярна скоростной оси x_a и оси z_a . Ось z_a лежит в плоскости симметрии (или в плоскости, параллельной плоскости симметрии, если начало координат находится вне плоскости симметрии) и направлена вниз (в обычных условиях полета).

2.30. СВЯЗАННАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (THE BODY AXIS SYSTEM)

В связанной системе координат $x y z$ по ИСО 1151—75 продольная ось лежит в плоскости симметрии (в плоскости, параллельной плоскости симметрии, если начало ее находится вне этой плоскости) и направлена вперед. Ось y , называемая поперечной осью, перпендикулярна плоскости симметрии и направлена в сторону правого крыла. Ось z , называемая нормальной осью, лежит в плоскости симметрии (или в плоскости, параллельной плоскости симметрии, проходящей через начало O , если начало координат O находится вне этой плоскости), перпендикулярна продольной оси x и направлена вниз.

2.31. ПОДВИЖНАЯ НОРМАЛЬНАЯ ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (AIRCRAFT-CARRIED NORMAL EARTH AXIS SYSTEM)

В системе координат $x_g y_g z_g (x_0 y_0 z_0)$ по ИСО начало координат O обычно выбирается в центре масс летательного аппарата, а ось $z_g (z_0)$ направлена вниз по местной вертикали. Оси $x_g (x_0)$ и $y_g (y_0)$ фиксированы по отношению к Земле и выбираются в соответствии с задачей, образуя правую прямоугольную систему.

2.32. ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (EARTH-FIXED AXIS SYSTEM)

В системе координат $x_0 y_0 z_0$ по ИСО начало координат O_0 и оси фиксированы по отношению к Земле и выбираются в соответствии с задачей.

2.33. НОРМАЛЬНАЯ ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (NORMAL EARTH-FIXED AXIS SYSTEM)

В системе координат $x_0 y_0 z_0 (x_g y_g z_g)$ ось z_0 направлена вниз по местной вертикали.

2.34. ПОДВИЖНАЯ ЗЕМНАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТ (AIRCRAFT-CARRIED AXIS SYSTEM)

В системе координат $x_0 y_0 z_0$ оси совпадают по направлению с соответствующими осями системы (2.32), но начало координат лежит на летательном аппарате, обычно в центре масс.

2.35. УГЛЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ НАПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ГОСТ 20058—80

К таким углам относятся: угол атаки, угол скольжения, пространственный угол атаки, аэродинамический угол крена.

2.36. УГОЛ АТАКИ

Угол атаки α — угол между проекцией скорости летательного аппарата (1.56.1) на плоскость OXY (2.5) и продольной осью связанной системы координат летательного аппарата. Угол считается

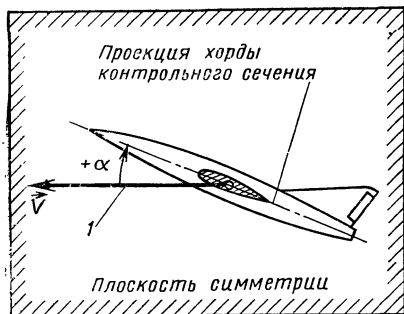


Рис. 35. Определение угла атаки α в горизонтальном полете:

1—проекция вектора скорости на плоскость симметрии

2.37. ИСТИННЫЙ УГОЛ АТАКИ

Истинный угол атаки, например несущей поверхности, определяется из выражения

$$\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \epsilon,$$

где ϵ — угол скоса потока (2.67); α — угол атаки.



Рис. 36. Определение угла атаки α в отвесном пикировании:

1—проекция вектора скорости на плоскость симметрии

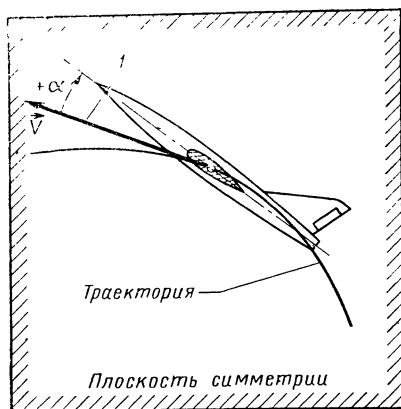


Рис. 37. Определение угла атаки α в криволинейном полете:

1—проекция вектора скорости на плоскость симметрии

2.38. УГОЛ СКОЛЬЖЕНИЯ

Угол скольжения β — угол между направлением скорости летательного аппарата и плоскостью OXY связанной системы координат. Угол β положителен, если проекция скорости летательного

аппарата на его поперечную ось положительна. Пример определения угла β показан на рис. 38.

2.39. ПРОСТРАНСТВЕННЫЙ УГОЛ АТАКИ

Пространственный угол атаки α_n — угол между продольной осью и направлением скорости летательного аппарата. Угол α_n всегда положителен.

2.40. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ УГОЛ КРЕНА

Аэродинамический угол крена φ_n — угол между нормальной осью и осью OY_n системы координат, связанной с пространственным углом атаки. Угол φ_n положителен, когда ось OY_n совмещается с нормальной осью путем поворота ее вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении продольной оси.

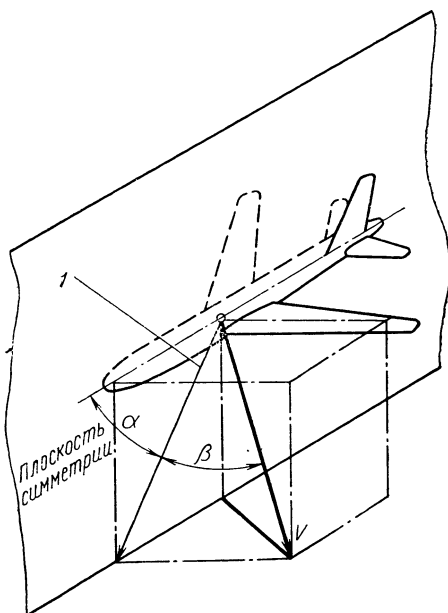


Рис. 38. Определение угла скольжения β :

I — проекция вектора скорости $\vec{V}$ на плоскость симметрии

2.41. УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СВЯЗАННОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

К таким углам относятся угол рыскания, угол тангажа, угол крена.

2.42. УГОЛ РЫСКАНИЯ

Угол рыскания ψ — угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси (связанной системы координат) на горизонтальную плоскость OX_gZ_g (рис. 39). Угол ψ положителен, когда ось OX_g совмещается с указанной проекцией продольной оси поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении оси OY_g .

2.43. УГОЛ ТАНГАЖА

Угол тангажа θ — угол между продольной осью и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат (см. рис. 39). Угол θ положителен, если продольная ось лежит выше горизонтальной плоскости.

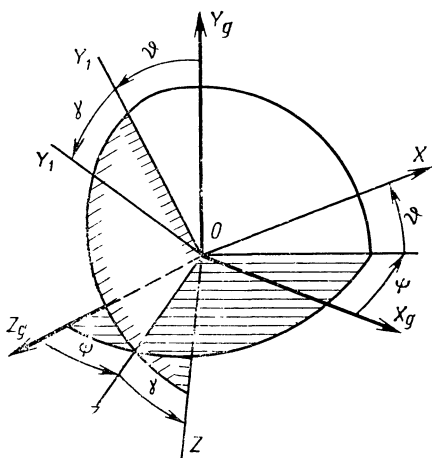


Рис. 39. Положение связанной системы координат в земной системе координат

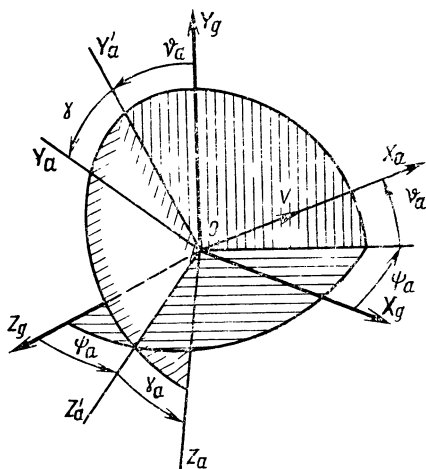


Рис. 40. Положение скоростной системы координат в земной системе координат

2.44. УГОЛ КРЕНА

Угол крена γ — угол между поперечной осью и осью OZ_g , смещенной в положение, соответствующее нулевому углу рыскания (см. рис. 39). Угол γ положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с поперечной осью поворотом по часовой стрелке, если смотреть в направлении продольной оси.

2.45. УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СКОРОСТНОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

К таким углам относятся скоростной угол рыскания, скоростной угол тангажа, скоростной угол крена.

2.46. СКОРОСТНОЙ УГОЛ РЫСКАНИЯ

Скоростной угол рыскания ψ_a (рис. 40) — угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скоростной оси OX_a на горизонтальную плоскость OX_gZ_g . Угол ψ_a положителен, когда ось OX_g совмещается с проекцией скоростной оси на горизонтальную плоскость OX_gZ_g поворотом по часовой стрелке вокруг оси OY_g , если смотреть в направлении этой оси.

2.47. СКОРОСТНОЙ УГОЛ ТАНГАЖА

Скоростной угол тангажа θ_a — угол между скоростной осью OX_a и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g (см. рис. 40). Угол θ_a положителен, когда скоростная ось OX_a располагается выше горизонтальной плоскости.

2.48. СКОРОСТНОЙ УГОЛ КРЕНА γ_a

Скоростной угол крена — угол между боковой осью и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, соответствующее нулевому углу рыскания (см. рис. 40). Угол γ_a положителен, когда смещенная ось OZ_g совмещается с боковой осью поворотом по часовой стрелке вокруг оси OX_a , если смотреть в направлении этой оси.

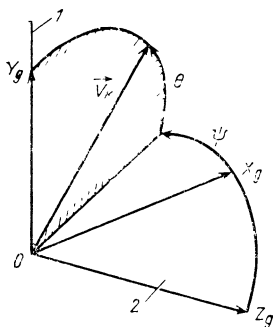


Рис. 41. Траекторные углы:

1—вертикаль; 2—горизонтальная плоскость

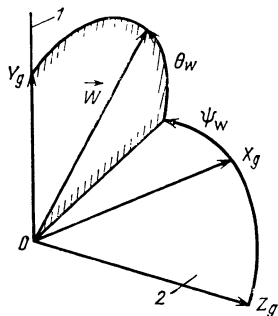


Рис. 42. Углы, определяющие направление ветра:

1—вертикаль; 2—горизонтальная плоскость

2.49. ТРАЕКТОРНЫЕ УГЛЫ ПО ГОСТ 20058—80

К траекторным углам относятся: угол пути ψ и угол наклона траектории θ (рис. 41).

2.50. УГОЛ ПУТИ

Угол пути ψ — угол между осью OX_g нормальной системы координат и направлением путевой скорости $\vec{V}_п$. Угол ψ положителен, когда поворот вокруг оси OY_g , приводящий ось OX_g к совпадению с направлением путевой скорости, осуществляется по часовой стрелке (см. рис. 41), если смотреть в направлении оси OY_g .

2.51. УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ

Угол наклона θ — угол между направлением земной скорости летательного аппарата $\vec{V}_к$ и горизонтальной плоскостью OX_g нормальной системы координат. Принимается положительным, когда проекция вектора земной скорости на ось OY_g положительна (рис. 41).

2.52. УГЛЫ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА ПО ГОСТ 20058—80

К углам, определяющим направление ветра, относятся: угол ветра и наклон ветра (рис. 42).

2.53. УГОЛ ВЕТРА

Угол ветра ψ_w — угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скорости ветра на горизонтальную плоскость OX_gZ_g . Принимается положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией скорости ветра на горизонтальную плоскость OX_gZ_g поворотом по часовой стрелке вокруг оси OY_g (см. рис. 42), если смотреть в направлении этой оси.

2.54. НАКЛОН ВЕТРА

Угол наклона ветра θ_w — угол между направлением скорости ветра и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g . Угол θ_w принимается положительным, когда проекция скорости ветра на ось OY_g положительна (см. рис. 42).

2.55. УГЛЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ НАПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

К ним относятся: угол атаки и угол скольжения.

2.56. УГОЛ АТАКИ

Угол атаки α — угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии летательного аппарата и его продольной осью (2.30). Угол положителен, если проекция вектора скорости на нормальную ось (2.30) положительна (сравните с определением угла α по 2.36). Величина угла α изменяется в пределах $-\pi \leq \alpha \leq \pi$.

2.57. УГОЛ СКОЛЬЖЕНИЯ

Определение угла скольжения β полностью совпадает с определением угла β по 2.38.

2.58. УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СВЯЗАННОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

К таким углам относятся угол рыскания, угол тангажа, угол крена (рис. 43).

2.59. УГОЛ РЫСКАНИЯ

Угол рыскания ψ — угол, поворот на который относительно оси $z_0(z_g)$ приводит к совпадению оси $x_0(x_g)$ с проекцией продольной оси на горизонтальную плоскость, проходящую через начало координат (см. рис. 43). Угол положителен, если ось x_g (или x_0) совмещается с указанной проекцией продольной оси поворотом вокруг оси z_g (или z_0) по часовой стрелке (сравните с 2.42).

2.60. УГОЛ ТАНГАЖА

Угол тангажа θ — угол, поворот на который в вертикальной плоскости приводит к совпадению смещенной оси x_g (или x_0) пос-

ле ее поворота на ψ с продольной осью x летательного аппарата (см. рис. 43). Угол положителен, если ось x лежит выше горизонтальной плоскости.

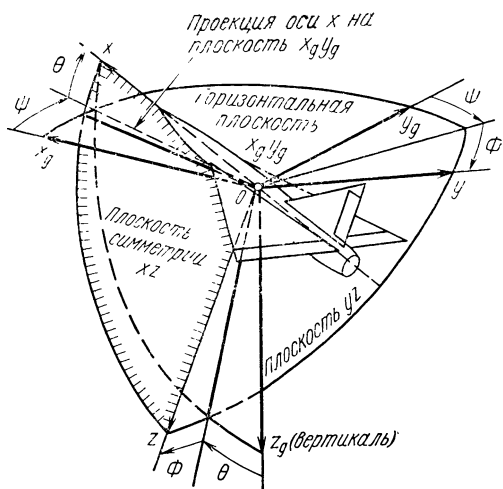


Рис. 43. Положение самолета относительно нормальной земной системы координат, определяемое по ИСО

2.61. УГОЛ КРЕНА

Угол крена Φ — угол, поворот на который вокруг продольной оси (связанной системы координат) приводит смещенную ось y_g (или y_0) из положения, которое она занимала после поворота на угол ψ (2.59), к положению оси y .

2.62. УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СКОРОСТНОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

К таким углам относятся скоростной угол рыскания (скоростной угол пути) χ_a , скоростной угол тангажа (скоростной угол наклона траектории) γ_a , скоростной угол крена μ_a (рис. 44).

Определение углов χ_a , γ_a и μ_a производится по аналогии с определением углов по 2.58.

В табл. 2.1 дано сравнение обозначений углов, принятых в СССР и по ИСО, определяющих положение самолета.

2.63. ТРАЕКТОРНЫЕ УГЛЫ ПО ИСО 1151—75

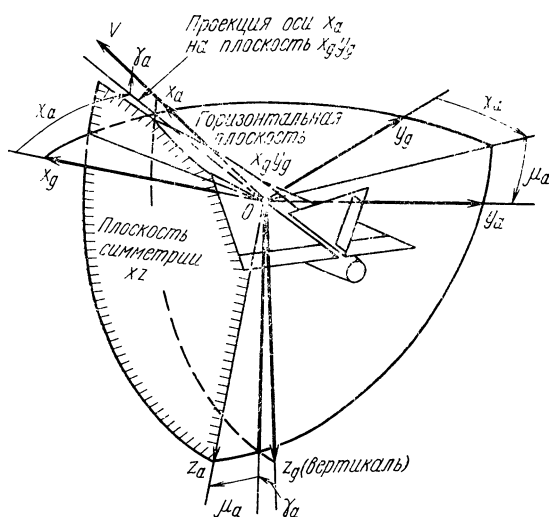
К траекторным углам относятся: угол пути χ и угол наклона траектории γ (рис. 45).

2.64. УГОЛ ПУТИ

Угол пути χ (Flight-path azimuth или angle of track) — угол между проекцией вектора земной скорости на горизонтальную плоскость и осью x_g (рис. 45). Угол χ положителен, если поворот оси x_g вокруг оси z_g до совпадения с указанной проекцией земной скорости совершается по часовой стрелке.

Сравнение обозначений углов, определяющих положение самолета

Система координат	Наименование углов	Обозначение по ИСО 1151—75	Обозначение по ГОСТ 20058—80
Связанная относительно нормальной	Угол рыскания	$-\psi$	ψ
	Угол тангажа	θ	ϑ
	Угол крена	Φ	γ
Скоростная относительно нормальной	Скоростной угол рыскания	$-\chi_a$	ψ_a
	Скоростной угол наклона траектории	γ_a	ϑ_a
	Скоростной угол крена	μ_a	γ_a

Рис. 44. Положение скоростной системы координат $Ox_a y_a z_a$ относительно нормальной земной системы координат $Ox_g y_g z_g$, определяемое по ИСО

2.65. УГОЛ НАКЛОНА ТРАЕКТОРИИ

Угол наклона траектории γ (Angle of climb или flight-path inclination) γ — угол между вектором земной скорости V_k и гори-

зонтальной плоскостью $x_g y_g$. Угол положителен, если вектор V_h направлен вверх от плоскости $x_g y_g$. Угол γ изменяется в пределах $-\frac{\pi}{2} \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2}$.

2.66. УГЛЫ НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА ПО ИСО 1151—75

К углам, определяющим направление ветра, относятся: азимут ветра (угол ветра) χ_w и наклон ветра γ_w (рис. 46).

Углы определяются по аналогии с определением траекторных углов (2.63).

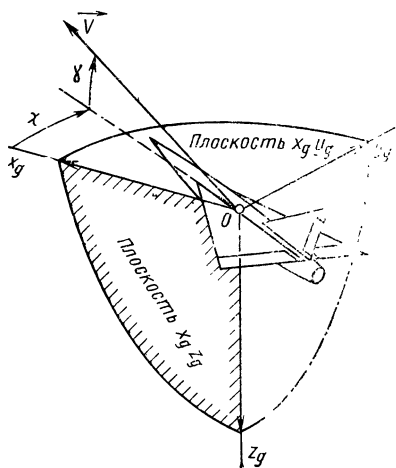


Рис. 45. Траекторная система координат по ИСО

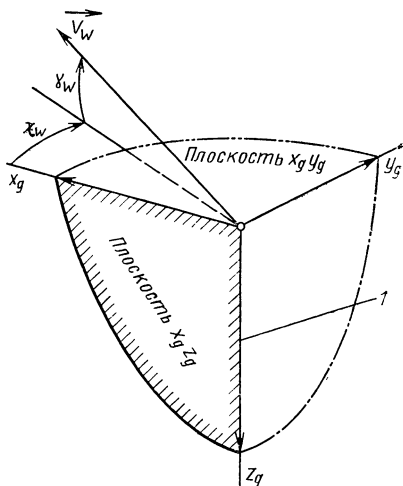


Рис. 46. Углы вектора скорости ветра по ИСО:
I—вертикаль

2.67. УГОЛ СКОСА ПОТОКА

Угол ε — угол между вектором скорости V_∞ невозмущенного потока и вектором скорости, измененным влиянием вихрей, сбегających с концов несущей поверхности (крыла) конечного размаха, либо вследствие других факторов.

2.68. УГОЛ СКОСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При движении воздуха со скоростью $\vec{W}_T$ в горизонтальной плоскости вектор скорости $\vec{V}_d$ летательного аппарата относительно Земли, принимаемой за неподвижную, будет составлять с вектором воздушной скорости $\vec{V}$ летательного аппарата некоторый угол ε_r , называемый углом сноса летательного аппарата (рис. 47). При полете в указанных условиях летательный аппарат обтекается потоком воздуха со скоростью $\vec{V}$ независимо от того, движется эта среда или находится в покое, а поэтому на летательный аппарат будут действовать такие же силы, как и в случае полета в неподвижном воздухе. Угол ε_r не входит в уравнения, определяющие

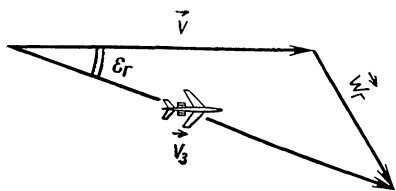


Рис. 47. Угол сноса самолета ϵ_r

влияние на аэродинамические характеристики, которые являются также функциями угла β , в то время как угол сноса ϵ_r совсем не влияет на эти характеристики.

2.69. УГОЛ МЕЖДУ ВЕКТОРАМИ $\vec{V}_в$ и $\vec{V}$ В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

При движении воздуха в вертикальной плоскости со скоростью $\vec{W}_в$ (под некоторым углом к горизонту), т. е. при наличии восходящих или нисходящих потоков, вектор скорости $\vec{V}_в$ самолета от-

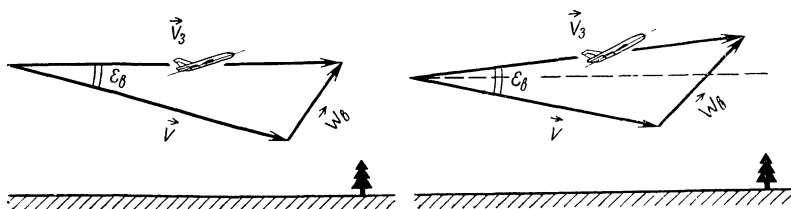


Рис. 48. Полет при наличии восходящего потока

носительно Земли будет составлять некоторый угол ϵ_v с вектором скорости $\vec{V}$ (рис. 48, 49). Видно, что при различных $\vec{W}_в$, но, например, при равных ϵ_v самолет летит горизонтально или снижается, но угол атаки α может не меняться, если самолет летит с одной и той же скоростью $\vec{V}$. Следовательно, и аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат, и его аэродинамические коэффициенты в обоих случаях одинаковы, хотя $\vec{V}_в$ различны.

С изменением угла ϵ_v при полете с постоянной скоростью $V = \text{const}$ аэродинамические характеристики тоже не меняются. Следовательно, наличие угла ϵ_v не влияет на аэродинамические характеристики аппарата.

Из рис. 48 видно, что при наличии восходящего потока возможен и горизонтальный полет летательного аппарата и полет со снижением, и полет с набором высоты.

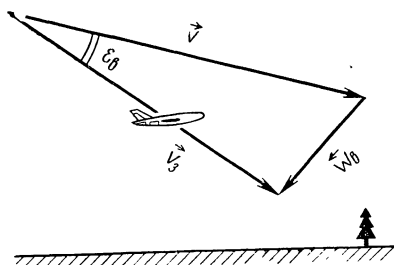


Рис. 49. Полет при наличии нисходящего потока

Раздел 3

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ И РАКЕТ

3.01. ХАРАКТЕРИСТИКИ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ГЕОМЕТРИИ САМОЛЕТА

В 1977 г. Государственный комитет стандартов Совета Министров разработал ГОСТ СССР 22833—77 «Характеристики самолета геометрические. Термины, определения и буквенные обозначения», который введен в действие с 1 января 1979 г. В этом ГОСТе приведены так называемые базовые системы (2.15), позволяющие более полно представить геометрические характеристики самолета и его частей. В ГОСТ 22833—77 введен ряд новых понятий и терминов. В частности, введены термины «базовая плоскость самолета» (2.15), «базовая ось самолета» (2.15), «базовая плоскость фюзеляжа» (2.17), «базовая плоскость крыла» (2.18) и другие, с помощью которых будут определены геометрические характеристики крыла, фюзеляжа, оперения и др. При определении геометрических характеристик самолета будет принят такой порядок, при котором будут объединены все однородные величины, например площади, хорды, размахи, углы и т. д., что позволит скорее отыскать необходимую характеристику.

3.1. ХОРДА НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ (КРЫЛА)

Хорда — условная линия, взятая в одном из сечений крыла (несущей поверхности летательного аппарата) плоскостью, параллельной базовой плоскости самолета (2.15). Хордой называют также длину отрезка этой линии, ограниченной передней и задней точками* профиля крыла. Подробно о профиле крыла см. ниже, в 3.102.

3.2. МЕСТНАЯ ХОРДА

Местная хорда $b(z)$ — отрезок условной линии на крыле, соединяющий переднюю и заднюю точки контура профиля крыла (3.102).

Длина местной хорды представляет собой длину указанного выше отрезка и обозначается $b(z)$, где величина в скобке условно показывает, в каком сечении по размаху взята местная хорда. На рис. 50 показан пример определения длин хорд разных профилей несущей поверхности и органов управления в произвольном сечении.

* Задней точкой профиля называется точка, представляющая собой середину отрезка прямой, которая соединяет угловые точки задней кромки профиля, а передней — наиболее удаленная от задней точки профиля.

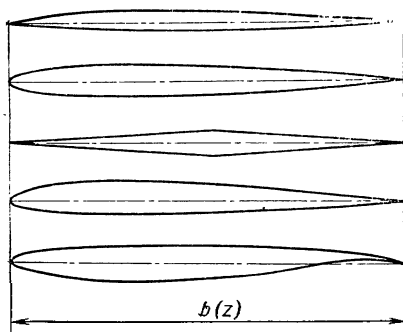


Рис. 50. Определение длины хорды $b(z)$ у разных профилей

фюзеляжа в сечении крыла, параллельном базовой плоскости самолета (рис. 53).

Длина бортовой хорды обозначается b_6 .

3.5. КОНЦЕВАЯ ХОРДА

Концевая хорда — хорда, взятая в концевом сечении крыла или органа управления (рис. 54). Длина концевой хорды обозначается b_K .

3.6. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА (САХ)

Средняя аэродинамическая хорда — отрезок, параллельный базовой плоскости самолета, длина которого определяется из соотношения

$$b_A = \frac{1}{S} \int_{z_1}^{z_2} b'(z) dz,$$

где z_1, z_2 — координаты по оси $O_R Z_R$ плоскостей, определяющих размах крыла; $b'(z)$ — длина проекции местной хорды на базовую плоскость крыла.

3.7. КООРДИНАТЫ НОСКА САХ

Координаты САХ для крыла сложной формы в плане определяются по формулам

$$x_A = \frac{1}{S} \int_{z_1}^{z_2} b'(z) x dz; \quad y_A = \frac{1}{S} \int_{z_1}^{z_2} b'(z) y dz.$$

3.3. ЦЕНТРАЛЬНАЯ ХОРДА

Центральная хорда крыла b_0 — местная хорда крыла в базовой плоскости самолета.

Длиной центральной хорды считают длину отрезка между передней и задней точками контура профиля крыла в этой плоскости самолета и обозначают ее через b_0 (рис. 51). Примеры определения центральной хорды с наплывами показаны на рис. 52.

3.4. БОРТОВАЯ ХОРДА

Бортовая хорда крыла — хорда по линии разъема крыла и

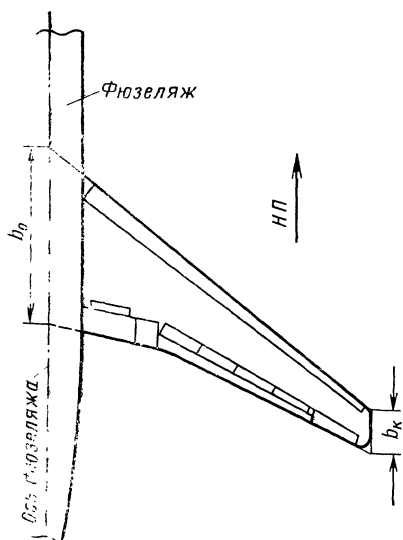


Рис. 51. Центральная b_0 и концевая b_k хорды крыла

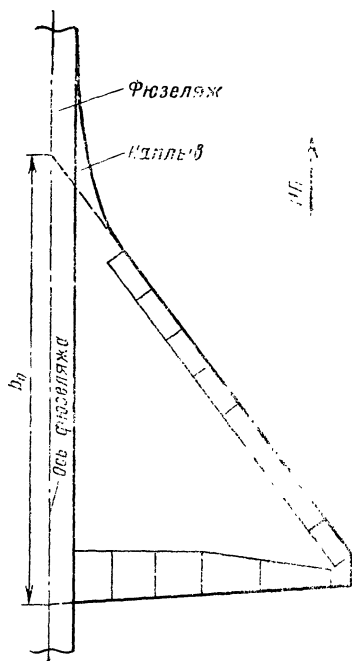


Рис. 52. Центральная хорда b_0 крыла с наплывом

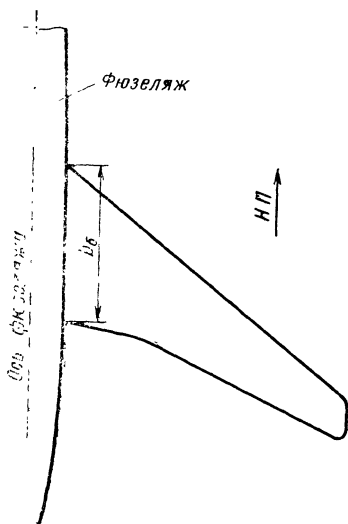


Рис. 53. Бортная хорда b_k крыла

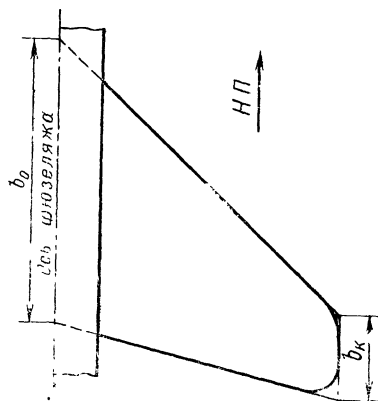


Рис. 54. Концевая хорда b_k крыла

Если крыло в плане симметрично относительно плоскости симметрии крыла, то

$$x_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b'(z) x dz; \quad y_A = -\frac{2}{S} \int_0^{l/2} b'(z) y dz,$$

где $l/2$ — полуразмах крыла; при $y_A = 0$ САХ принимается размещенной на линии центральной хорды крыла, а при $y \neq 0$ — параллельно этой линии.

3.8. САХ ТРАПЕЦИЕВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

В практических расчетах при определении длины САХ для трапециевидного крыла пользуются формулой

$$b_A = \frac{4}{3} \left[\frac{\eta(\eta+1)+1}{(\eta+1)^2} \right] \sqrt{\frac{S}{\lambda}},$$

где η — сужение крыла; λ — удлинение крыла; S — площадь крыла.

Для того же крыла длину САХ можно определить через центральную и концевую хорды b_0 и b_k по формуле

$$b_A = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_k - \frac{b_0 b_k}{b_0 + b_k} \right).$$

Положение САХ для указанного трапециевидного крыла определяется из выражения

$$z_A = \frac{l}{6} \left[1 + \frac{1}{\eta + 1} \right]$$

(рис. 55) или через b_0 и b_k по формуле

$$z_A = \frac{b_0 + 2b_k}{b_0 + b_k} \frac{l}{6},$$

где l — размах крыла (3.36).

Расстояние от носика b_A до носика центральной хорды вычисляется по формуле

$$x_A = z_A \operatorname{tg} \chi_{п.к.},$$

где $\chi_{п.к.}$ — угол стреловидности крыла по передней кромке (3.78).

На рис. 56 показана САХ ракеты с неподвижным крылом. Определение b_A проводилось для габаритной площади крыла ракеты (на рисунке заштрихована). На рис. 57 показано определение площади крыла для ракеты с поворотным крылом. В этом случае b_A определялась для площади S_1 или S_2 , омываемой потоком (площадь заштрихована), каждая из которых обозначена на

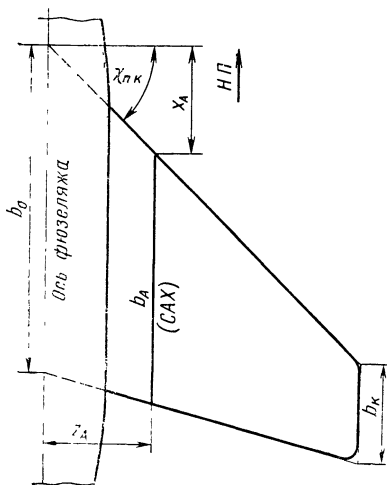


Рис. 55. Определение САХ крыла трапециевидной формы в плане

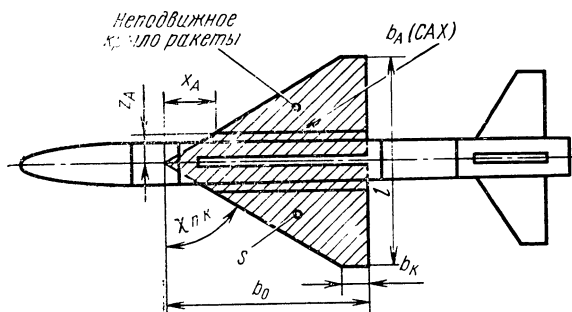


Рис. 56. Определение площади S крыла и b_A у ракеты с неподвижным крылом

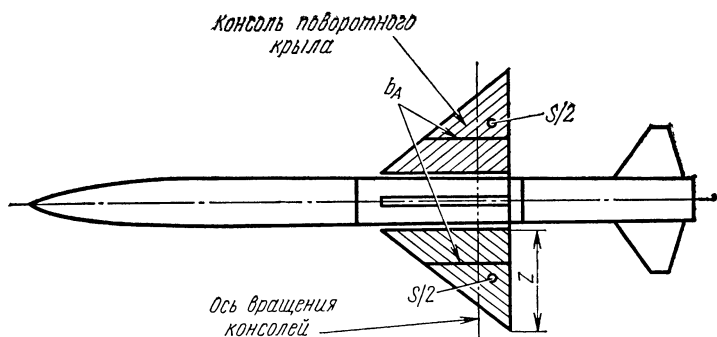


Рис. 57. Определение площади S крыла и b_A у ракеты с поворотным крылом

рис. 57 через $S/2$. Для самолетов и ракет с неподвижным крылом САХ определяется, как правило, по габаритной площади крыла (3.40), а для ракет с поворотными крыльями эта хорда определяется по омываемой площади крыльев.

Для крыла треугольной формы в плане $b_K=0$ и $b_A=\frac{2}{3} b_0$, а $z_A=\frac{l}{6}$, причем для крыла, показанного на рис. 57,

$$z_A=\frac{z}{3}.$$

3.9. САХ КРЫЛА ПЕРЕМЕННОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Для определения b_A такого крыла оно разбивается на ряд секций, каждая из которых представляет собой крыло трапецевидной формы постоянной стреловидности, т. е. крыло, b_A которого

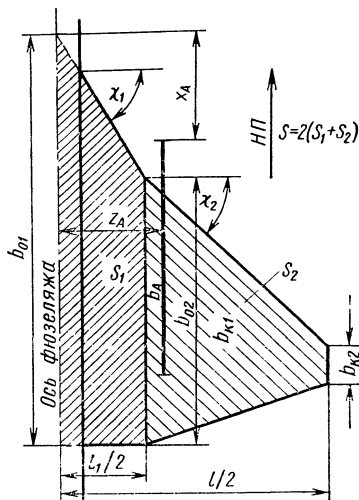


Рис. 58. Определение САХ b_A у крыла переменной стреловидности

определяется по 3.8. Средняя аэродинамическая хорда b_A целого крыла определяется по формуле

$$b_A = \frac{\sum_{i=1}^n b_{Ai} S_i}{\sum S_i},$$

где b_{Ai} — длина средней аэродинамической хорды i -й секции; S_i — площадь i -й секции.

Например, для крыла из двух секций b_A определяется следующим образом (рис. 58). Подсчитывается средняя аэродинамическая хорда b_{A1} для секции 1:

$$b_{A1} = \frac{2}{3} \left(b_{01} + b_{к1} - \frac{b_{01} b_{к1}}{b_{01} + b_{к1}} \right)$$

и соответственно для секции 2;

$$b_{A2} = \frac{2}{3} \left(b_{к1} + b_{к2} - \frac{b_{к1} b_{к2}}{b_{к1} + b_{к2}} \right).$$

Средняя аэродинамическая хорда для всего крыла

$$b_A = \frac{b_{A1} S_1 + b_{A2} S_2}{S_1 + S_2},$$

где S_1 — площадь секции 1 крыла; S_2 — площадь секции 2 (см. рис. 58).

Координаты x_A и z_A средней аэродинамической хорды указанного выше крыла, состоящего из двух секций, определяются по формулам

$$x_A = \frac{x_{A1} S_1 + x_{A2} S_2}{S_1 + S_2};$$

$$z_A = \frac{z_{A1} S_1 + z_{A2} S_2}{S_1 + S_2},$$

где величины x_{A1} и z_{A1} подсчитаны для секции 1, а x_{A2} и z_{A2} — для секции 2 (см. рис. 58).

По аналогии определяется САХ для крыла, состоящего из любого числа таких секций.

3.10. ХОРДА УПРАВЛЯЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ (ОРГАНА УПРАВЛЕНИЯ) В ПРОИЗВОЛЬНОМ СЕЧЕНИИ

Хорда управляющей поверхности определяется по аналогии с хордой несущей поверхности (крыла) (см. рис. 50).

3.11. ХОРДА ПОВОРОТНОЙ КОНСОЛИ СТАБИЛИЗАТОРА И САХ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА

По аналогии хорда поворотной консоли стабилизатора и САХ стабилизатора определяются так же, как и для горизонтального оперения (рис. 59 и рис. 60).

3.12. САХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

По аналогии с 3.6 средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения $b_{A.г.о}$ — хорда, определяемая из соотношения

$$b_{A.г.о} = \frac{2}{S_{г.о}} \int_{z_1}^{l_{г.о}/2} b'_{г.о}(z_{г.о}) dz_{г.о},$$

где $b'_{г.о}(z_{г.о})$ — длина проекции местной хорды горизонтального оперения на его базовую плоскость; z_1 — координата корневой хорды оперения; $l_{г.о}/2$ — полуразмах горизонтального оперения; $S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения.

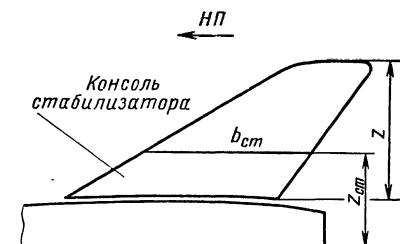


Рис. 59. Местная хорда поворотной консоли стабилизатора (вид сверху)

3.13. САХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО И ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЙ ТРАПЕЦИЕВИДНОЙ ФОРМЫ

Для горизонтального и вертикального оперений, форма которых задана (рис. 60 и 61), САХ определяется по площади, омываемой потоком.

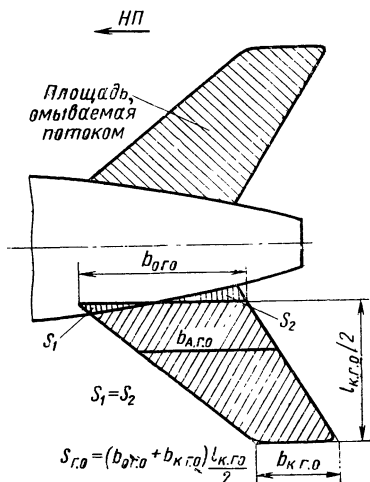
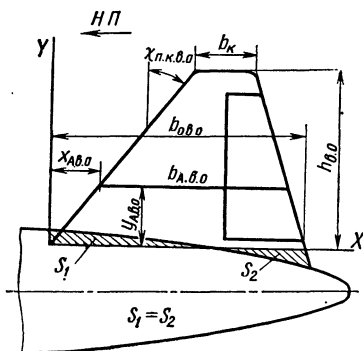


Рис. 60. Определение САХ $b_{A.г.о}$ горизонтального оперения

Рис. 61. Определение САХ $b_{A.в.о}$ вертикального оперения



Для горизонтального оперения, показанного на рис. 60, длина $b_{A.г.о}$ подсчитывается по формуле

$$b_{A.г.о} = \frac{2}{3} \left(b_{0г.о} + b_{к.г.о} - \frac{b_{0г.о}b_{к.г.о}}{b_{0г.о} + b_{к.г.о}} \right).$$

Положение $b_{A.г.о}$ определяется из выражений

$$z_{A.г.о} = \frac{b_{0г.о} + 2b_{к.г.о}}{b_{0г.о} + b_{к.г.о}} \frac{l_{г.о}}{6};$$

$$x_{A.г.о} = z_{A.г.о} \operatorname{tg} \chi_{п.к.г.о}.$$

Здесь $l_{г.о} = 2l_{к.г.о}$.

Для вертикального оперения, показанного на рис. 61, $b_{A.г.о}$ подсчитывается по формуле

$$b_{A.в.о} = \frac{2}{3} \left(b_{0в.о} + b_{к.в.о} - \frac{b_{0в.о}b_{к.в.о}}{b_{0в.о} + b_{к.в.о}} \right).$$

Положение $b_{A.г.о}$ определяется из выражений:

$$y_{A.в.о} = \frac{b_{0в.о} + 2b_{к.в.о}}{b_{0в.о} + b_{к.в.о}} \frac{l_{в.о}}{6},$$

где

$$l_{в.о} = h_{в.о};$$

$$x_{A.в.о} = y_{A.в.о} \operatorname{tg} \chi_{п.к.в.о}.$$

3.14. ХОРДА МЕСТНАЯ ПО ПЕРПЕНДИКУЛЯРУ К ОСИ ВРАЩЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Местная хорда по перпендикуляру к оси вращения определяется, как показано на рис. 62, для руля высоты. В этом случае хорда обозначается $b_{\perp в}$.

3.15. САХ ПО ПЕРПЕНДИКУЛЯРУ К ОСИ ВРАЩЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

В расчетах шарнирных моментов управляющих поверхностей пользуются средней аэродинамической хордой по перпендикуляру к оси вращения. На рис. 63 показана САХ руля высоты трапецевидной формы, вычисленная по площади руля за ось вращения по формуле

$$b_{A \perp в}^* = \frac{2}{3} \left(b'_{0в} + b'_{к.в} - \frac{b'_{0в}b'_{к.в}}{b'_{0в} + b'_{к.в}} \right) \cos \chi_{в},$$

где $\chi_{в}$ — угол стреловидности оси вращения руля высоты.

Аналогично вычисляется САХ по перпендикуляру к оси вращения для элеронов и руля направления.

3.16. МЕСТНАЯ ХОРДА ПРЕДКРЫЛКА

Длина местной хорды предкрылка обозначается $b_{пр}(z)$.

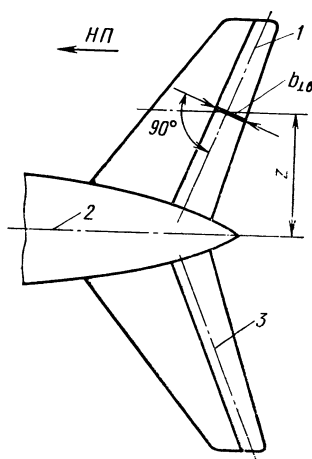


Рис. 62. Местная хорда руля высоты по перпендикуляру к оси вращения:

1—ось вращения; 2—плоскость симметрии, 3—руль

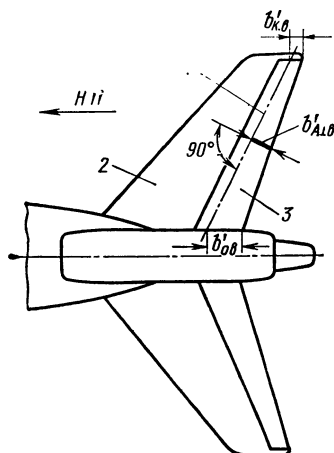


Рис. 63. Средняя аэродинамическая хорда $b'_{\perp\theta}$, вычисленная по площади руля высоты за осью вращения руля по перпендикуляру к этой оси:

1—ось вращения; 2—стабилизатор; 3—руль

3.17. МЕСТНАЯ ХОРДА ЗАКРЫЛКА

Длина местной хорды закрылка обозначается $b_z(z)$.

3.18. МЕСТНАЯ ХОРДА ЭЛЕРОНА (ЭЛЕВОНА)

Длина местной хорды элерона (элевона) обозначается $b_z(z)$ для элерона и $b_{эв}(z)$ для элевона.

3.19. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ЭЛЕРОНА ПО ПОТОКУ

Относительная длина хорды элерона по потоку или параллельно базовой плоскости летательного аппарата в каком-либо сечении крыла — отношение длины хорды b_z элерона к длине хорды крыла в этом сечении, т. е. к b :

$$\bar{b}_z = \frac{b_z}{b};$$

в начале элерона

$$\bar{b}_{z0} = \frac{b_{z0}}{b};$$

в конце элерона

$$\bar{b}_{z,k} = \frac{b_{z,k}}{b}.$$

3.20. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ЭЛЕРОНА ПО ПЕРПЕНДИКУЛЯРУ К ОСИ ВРАЩЕНИЯ

$$\bar{b}_{\text{э}\perp} = \frac{b_{\text{э}\perp}}{b_{\perp}},$$

где $b_{\perp}$ — хорда крыла в том же сечении, что и хорда элерона.

3.21. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ЭЛЕРОНА ЗА ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ ПО ПЕРПЕНДИКУЛЯРУ К ОСИ ВРАЩЕНИЯ

$$\bar{b}'_{\text{э}\perp} = \frac{b'_{\text{э}\perp}}{b_{\perp}}.$$

3.22. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

$$\bar{b}_{\text{н}} = \frac{b_{\text{н}}}{b_{\text{в.о}}},$$

где $b_{\text{в.о}}$ — длина хорды вертикального оперения.

3.23. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА РУЛЯ ВЫСОТЫ

$$\bar{b}_{\text{в}} = \frac{b_{\text{в}}}{b_{\text{г.о}}}.$$

3.24. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА РУЛЯ ВЫСОТЫ ЗА ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ В СЕЧЕНИЯХ, ПЕРПЕНДИКУЛЯРНЫХ ОСИ ВРАЩЕНИЯ

$$\bar{b}'_{\text{в}\perp} = \frac{b'_{\text{в}\perp}}{b_{\text{г.о}\perp}},$$

где $b_{\text{г.о}\perp}$ — длина хорды руля высоты по перпендикуляру к оси вращения.

3.25. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ТРИММЕРА

Относительная хорда триммера представляет собой отношение длины хорды триммера к длине хорды органа управления, т. е.

$$\bar{b}_{\text{тр}} = \frac{b_{\text{тр}}}{b_{\text{р}}},$$

где $b_{\text{р}}$ — длина хорды руля.

3.26. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА

$$\bar{b}_{\text{тр.э}} = \frac{b_{\text{тр.э}}}{b_{\text{э}}}.$$

3.27. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ТРИММЕРА РУЛЯ ВЫСОТЫ

$$\bar{b}_{\text{тр.в}} = \frac{b_{\text{тр.в}}}{b_{\text{в}}}.$$

3.28. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ТРИММЕРА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

$$\bar{b}_{\text{тр.н}} = \frac{b_{\text{тр.н}}}{b_{\text{н}}}.$$

3.29. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА ЗА ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ

$$\bar{b}'_{\text{тр.э}} = \frac{b'_{\text{тр.э}}}{b_{\text{э}}}.$$

3.30. ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ ХОРДЫ СЕРВОРУЛЯ, СЕРВОКОМПЕНСАТОРА

Эти хорды определяются по аналогии с определением относительных хорд триммера.

3.31. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ

Относительная хорда осевой компенсации представляет отношение длины хорды осевой компенсации руля к длине хорды руля, т. е.

$$\bar{b}_{\text{о.к}} = \frac{b_{\text{о.к}}}{b_{\text{р}}}.$$

3.32. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ ЭЛЕРОНА

$$\bar{b}_{\text{о.к.э}} = \frac{b_{\text{о.к.э}}}{b_{\text{э}}}.$$

3.33. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ РУЛЯ ВЫСОТЫ

$$\bar{b}_{\text{о.к.в}} = \frac{b_{\text{о.к.в}}}{b_{\text{в}}}.$$

3.34. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

$$\bar{b}_{\text{о.к.н}} = \frac{b_{\text{о.к.н}}}{b_{\text{н}}}.$$

3.35. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ХОРДА ВНУТРЕННЕЙ КОМПЕНСАЦИИ

Относительная хорда внутренней компенсации органов управления определяется как отношение длины хорды внутренней компенсации органа управления к длине хорды органа управления, т. е.

$$\bar{b}_{\text{в.к}} = \frac{b_{\text{в.к}}}{b_{\text{р}}}.$$

3.36. РАЗМАХ КРЫЛА

За размах крыла l принимается расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и касающимися концов крыла (рис. 64).

В ИСО размах крыла обозначается b .

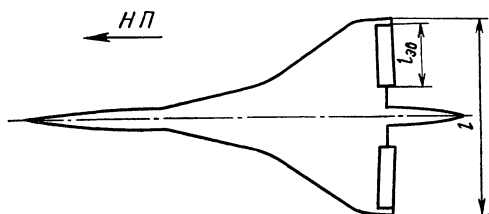


Рис. 64. Размах l крыла самолета

3.37. РАЗМАХ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Размах горизонтального оперения $l_{г.о}$ летательного аппарата определяется по аналогии с определением размаха крыла (рис. 65).

3.38. РАЗМАХ КОНСОЛИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Размах $l_{к.г.о}$ определяется, как указано на рис. 65.

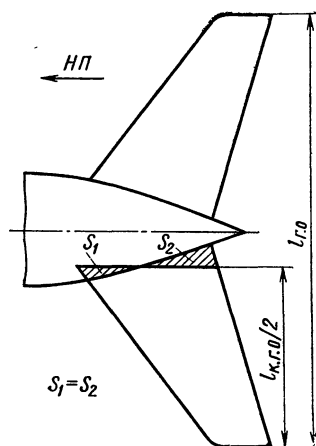


Рис. 65. Размах горизонтального оперения $l_{г.о}$

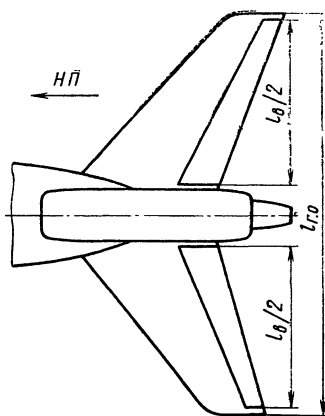


Рис. 66. Размах поворотного стабилизатора $l_{г.о}$ и размах руля высоты $l_{в}$

3.39. РАЗМАХИ РУЛЕЙ, ЭЛЕРОНОВ, ЭЛЕВОНОВ, ПРЕДКРЫЛКОВ, ЗАКРЫЛКОВ, ИНТЕРСЕКТОРОВ

Определяются по аналогии с определением размаха крыла (см. 3.36, а также рис. 66, 67 и 68).

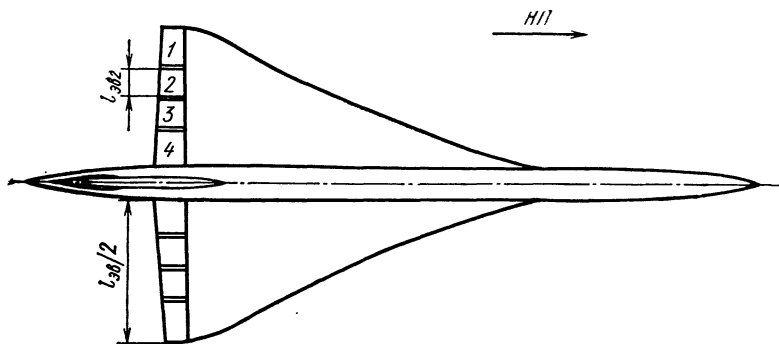
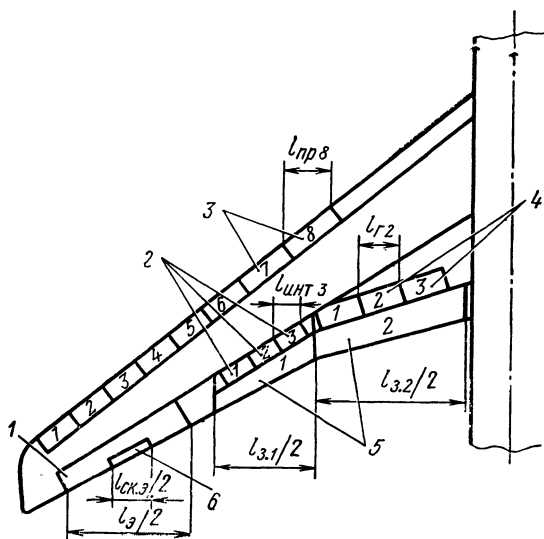


Рис. 67. Размах элевона $l_{эв}$ и размах одной из секций $l_{эв2}$ элевона

Рис. 68. Размах элерона $l_э$, секции интерцептора $l_{инт3}$, секции предкрылка $l_{пр8}$, секции гасителей подъемной силы $l_{г2}$, закрылков $l_{з.1}$ и $l_{з.2}$ и сервокомпенсатора элерона $l_{ск.э}$:

1—элерон; 2—интерцепторы; 3—секция предкрылка; 4—гасители подъемной силы; 5—закрылки; 6—сервокомпенсатор



3.40. ПЛОЩАДЬ КРЫЛА

За площадь крыла принимается площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (2.18). В эту площадь включается и подфюзеляжная часть (рис. 69). Когда наплыв считается частью крыла, то, как показано на рис. 70, в площадь крыла включается и площадь наплыва. Примеры определения площади несущей поверхности у ракет показаны на рис. 71, а также на рис. 56 и 57.

В международном стандарте ИСО 1151—75 определение и обозначение площади крыла аналогичные.

За площадь S крыла с большим углом поперечного V (3.82) может быть принята площадь распрямленного крыла, все элементарные участки которого будут иметь угол поперечного V , равный нулю.

3.41. ПЛОЩАДЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За площадь горизонтального оперения $S_{г.о}$ принимается площадь проекции части горизонтального оперения, омываемой потоком, на базовую плоскость горизонтального оперения (2.19). Эта площадь определяется при неотклоненных подвижных поверхностях оперения.

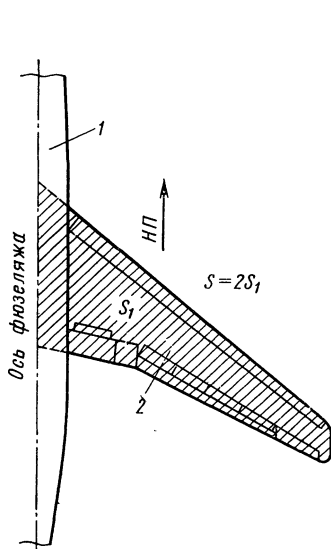


Рис. 69. Площадь крыла S самолета:

1—фюзеляж; 2—полукрыло

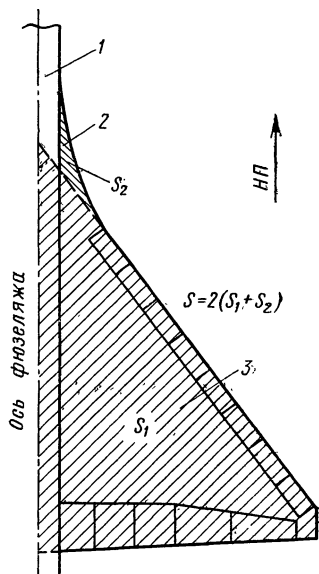


Рис. 70. Площадь крыла с наплывами S :

1—фюзеляж; 2—наплыв; 3—полукрыло

За площадь горизонтального оперения $S_{г.о}$ с большим углом поперечного V может быть принята площадь распрямленного горизонтального оперения, все элементарные участки которого будут иметь угол поперечного V , равный нулю.

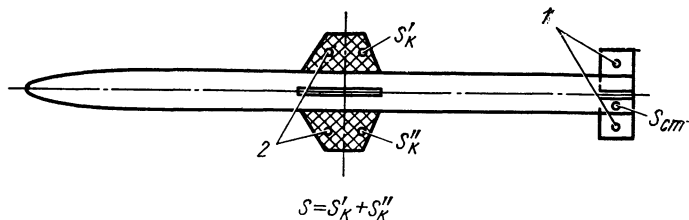


Рис. 71. Площадь несущей поверхности S крылатой ракеты (консолей поворотного крыла):

1—стабилизатор неподвижный; 2—консоли поворотного крыла

3.42. ГАБАРИТНАЯ ПЛОЩАДЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За габаритную площадь $S_{г.о.габ}$ принимается площадь горизонтального оперения с подфюзеляжной частью (рис. 72).

3.43. ПЛОЩАДЬ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За площадь $S_{в.о}$ принимается площадь проекции вертикального оперения на базовую плоскость вертикального оперения (2.20)

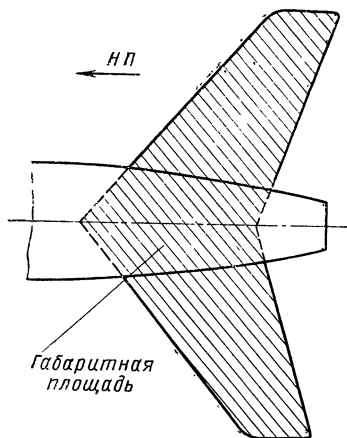


Рис. 72. Габаритная площадь горизонтального оперения

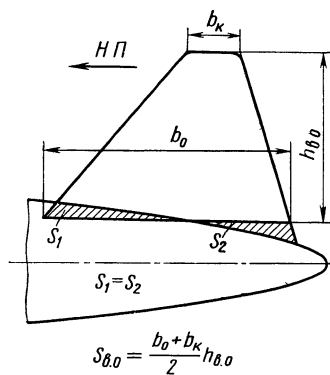


Рис. 73. Площадь вертикального оперения

при неотклоненных подвижных поверхностях. Пример определения площади $S_{в.о}$ показан на рис. 73.

3.44. ПЛОЩАДИ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ (ЭЛЕВОНОВ)

За площадь рулей и элеронов (элевонов) принимаются площади проекции рулей и элеронов (элевонов) на соответствующие базовые плоскости.

3.45. ПЛОЩАДЬ РУЛЯ ВЫСОТЫ

За площадь руля высоты S_v принимается площадь проекции руля высоты на базовую плоскость горизонтального оперения (2.19) (при неотклоненном руле). Площадь руля высоты включает площади перед осью и за осью вращения (габаритная площадь руля) (рис. 74).

3.46. ПЛОЩАДЬ РУЛЯ ВЫСОТЫ ЗА ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ

Площадь руля высоты за осью вращения S_v' обычно используется при расчете шарнирных моментов руля высоты. Эта площадь показана на рис. 75.

3.47. ПЛОЩАДЬ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

За площадь руля направления S_H принимается площадь проекции руля направления на базовую плоскость вертикального оперения (2.20) (при неотклоненном руле). Площадь S_H включает площади перед осью и за осью вращения руля. Площадь за осью вращения руля направления обозначается S'_H .

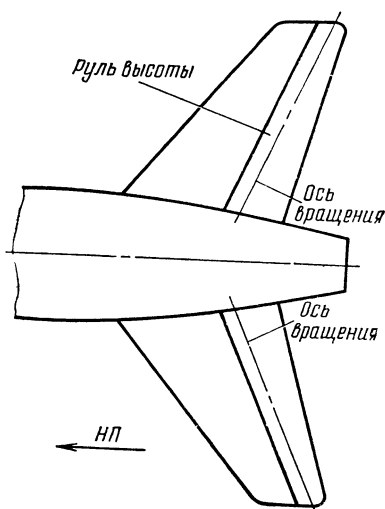
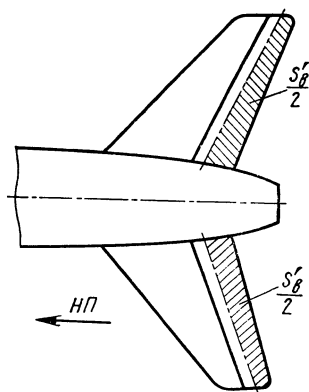


Рис. 74. Площадь руля высоты

Рис. 75. Площадь руля высоты за осью вращения (заштрихована)



3.48. ПЛОЩАДЬ ЭЛЕРОНОВ (ЭЛЕВОНОВ)

За площадь элеронов (элевонов) S'_z ($S_{эв}$) принимается площадь проекции всех секций элеронов (элевонов) на базовую плоскость крыла (2.18) при неотклоненных элеронах (элевонов). Эта площадь включает площади перед осью и за осью вращения элеронов (элевонов). Площадь за осью вращения элерона (элевонов) обозначается S'_z ($S'_{эв}$). Площадь секции элерона можно обозначить дополнительным индексом, например $S_{э1}$, а площадь секции элевонов — $S_{эв1}$ и т. д.

3.49. ПЛОЩАДЬ ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ

Площадь осевой компенсации $S_{о.к}$ — площадь руля перед осью вращения. На рис. 76 указанная площадь заштрихована. Если площадь берется с вычетом площади вырезов, то следует делать специальную оговорку во всех расчетах.

3.50. ПЛОЩАДЬ ПРЕДКРЫЛКА

За площадь предкрылка $S_{пр}$ принимается площадь проекций всех секций предкрылка на базовую площадь крыла (2.18).

3.51. ПЛОЩАДЬ ЗАКРЫЛКА

За площадь закрылка S_z принимается площадь проекций всех секций закрылка на базовую площадь крыла (2.18).

3.52. ПЛОЩАДЬ МИДЕЛЕВОГО СЕЧЕНИЯ ТЕЛА

За площадь миделевого сечения S_m в аэродинамике принимается наибольшее сечение тела плоскостью P , перпендикулярной

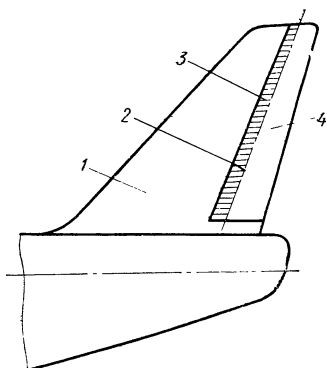


Рис. 76. Площадь осевой компенсации:

1—киль; 2—ось вращения; 3—осевая компенсация; 4—руль направления

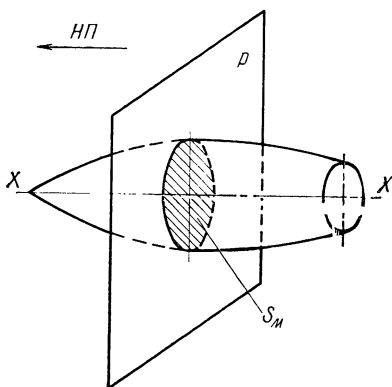


Рис. 77. Площадь миделевого сечения тела

оси симметрии тела (рис. 77). В случае несимметричных тел плоскость P берется перпендикулярной базовой оси тела.

3.53. ПЛОЩАДЬ МИДЕЛЕВОГО СЕЧЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА (КОРПУСА)

За площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф}$ принимается наибольшая площадь сечения фюзеляжа плоскостью, перпендику-

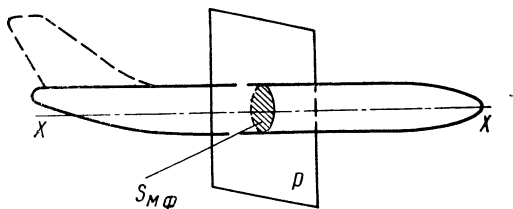


Рис. 78. Площадь миделевого сечения фюзеляжа самолета

лярной оси фюзеляжа (рис. 78). На рис. 79 показано определение площади миделевого сечения корпуса ракеты. Эта площадь также обозначается через $S_{м.ф}$.

3.54. ПЛОЩАДЬ ПОВЕРХНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА (КОРПУСА), ОМЫВАЕМАЯ ПОТОКОМ

За эту площадь принимается площадь поверхности фюзеляжа, обтекаемая потоком, без спецподвесок и надстроек на фюзеляже. Она обозначается $S_{\text{ф}}$.

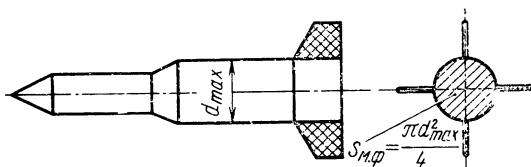


Рис. 79. Площадь миделевого сечения корпуса ракеты $S_{\text{м.ф}}$

3.55. ПЛОЩАДЬ ПРОЕКЦИИ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ФЮЗЕЛЯЖА (КОРПУСА) НА БАЗОВУЮ ПЛОСКОСТЬ

Эта площадь определяется, как показано на рис. 80. Она обозначается $S_{\text{бок.ф}}$.

3.56. ПЛОЩАДИ ПРОЕКЦИИ БОКОВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДРУГИХ ТЕЛ НА БАЗОВУЮ ПЛОСКОСТЬ

Эти площади определяются, как указано на рис. 80.

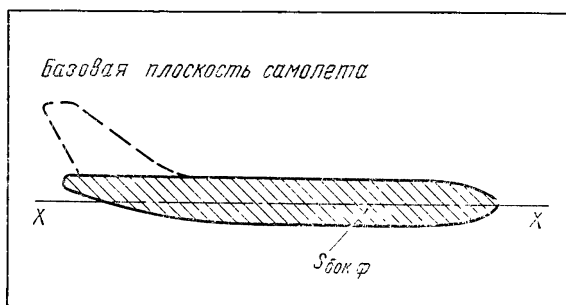


Рис. 80. Площадь боковой поверхности фюзеляжа $S_{\text{бок.ф}}$

3.57. ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ ПЛОЩАДИ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Относительные площади управляющих поверхностей широко используются при изучении результатов испытаний моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах, а также при анализе данных летных испытаний самолетов и ракет. В этом разделе приведены наиболее типичные относительные площади управляющих поверхностей.

3.58. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{г.о}$ — отношение площади горизонтального оперения $S_{г.о}$ (3.41) к площади крыла S (3.40):

$$\bar{S}_{г.о} = \frac{S_{г.о}}{S}.$$

3.59. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ГАБАРИТНАЯ ПЛОЩАДЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Эта площадь определяется как отношение площади $S_{г.о.габ}$ (3.42) к площади крыла S (3.40), т. е.

$$\bar{S}_{г.о.габ} = \frac{S_{г.о.габ}}{S}.$$

3.60. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Эта площадь определяется как отношение площади $S_{в.о}$ (3.43) к площади крыла S (3.40):

$$\bar{S}_{в.о} = \frac{S_{в.о}}{S}.$$

3.61. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ РУЛЕЙ

Относительные площади рулей используются в тех же случаях, что и относительные площади управляющих поверхностей (3.57).

3.62. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Относительная площадь руля высоты $\bar{S}_в$ определяется как отношение площади руля высоты $S_в$ (3.45) к площади $S_{г.о}$ (3.41).

3.63. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ РУЛЯ ВЫСОТЫ ЗА ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ

За эту площадь принимается отношение $S'_в$ (3.56) к площади $S_{г.о}$ (3.41):

$$\bar{S}'_в = \frac{S'_в}{S_{г.о}}.$$

3.64. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Эта площадь представляет собой отношение $S_н$ (3.47) к площади $S_{в.о}$ (3.43):

$$\bar{S}_н = \frac{S_н}{S_{в.о}}.$$

Относительная площадь руля направления за осью вращения

$$\bar{S}'_н = \frac{S'_н}{S_{в.о}},$$

где $S'_н$ определяется из 3.47, а $S_{в.о}$ — из 3.43.

3.65. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ ЭЛЕРОНОВ

За относительную площадь элеронов $\bar{S}_э$ принимается отношение площади элеронов (3.48) к площади крыла S (3.40):

$$\bar{S}_э = \frac{S_э}{S}.$$

Относительная площадь элеронов за осью вращения $\bar{S}_э'$ определяется как отношение $S_э'$ (3.48) к площади крыла S (3.40):

$$\bar{S}_э' = \frac{S_э'}{S},$$

3.66. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ РУЛЕЙ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

За относительную площадь $\bar{S}_р$ принимается отношение $S_р$ к площади двух крыльев осесимметричного летательного аппарата:

$$\bar{S}_р = \frac{S_р}{S}.$$

3.67. ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ ОСЕВОЙ КОМПЕНСАЦИИ

Относительная площадь $\bar{S}_{о.к.}$ определяется как отношение площади компенсации $S_{о.к.}$ (3.49) к габаритной площади соответствующего руля:

для руля направления

$$\bar{S}_{о.к.н} = \frac{S_{о.к.н}}{S_н},$$

где $S_н$ определяется по 3.47;

для руля высоты

$$\bar{S}_{о.к.в} = \frac{S_{о.к.в}}{S_в},$$

где $S_в$ определяется по 3.45;

для элеронов

$$\bar{S}_{о.к.э} = \frac{S_{о.к.э}}{S_э}.$$

где $S_э$ определяется по 3.48.

3.68. УДЛИНЕНИЕ КРЫЛА

Удлинение крыла (несущей поверхности) λ определяется как отношение квадрата размаха крыла l (3.36) к площади крыла S (3.40):

$$\lambda = \frac{l^2}{S}.$$

3.69. УДЛИНЕНИЕ ПРЕДКРЫЛКА

За удлинение предкрылка $\lambda_{\text{пр}}$ принимается отношение квадрата размаха предкрылка $l_{\text{пр}}$ (3.39) к его площади $S_{\text{пр}}$ (3.50):

$$\lambda_{\text{пр}} = \frac{l_{\text{пр}}^2}{S_{\text{пр}}}.$$

3.70. УДЛИНЕНИЕ ЗАКРЫЛКА

За удлинение закрылка λ_z принимается отношение квадрата размаха закрылка l_z (3.39) к его площади S_z (3.51):

$$\lambda_z = \frac{l_z^2}{S_z'}.$$

3.71. УДЛИНЕНИЕ ЭЛЕРОНА

Удлинение элерона λ_e определяется как отношение квадрата размаха элерона l_e (3.39) к его площади S_e (3.48).

3.72. УДЛИНЕНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

По аналогии с 3.68 определяется удлинение управляющей поверхности. Так, для горизонтального оперения

$$\lambda_{\text{г.о}} = \frac{l_{\text{г.о}}^2}{S_{\text{г.о}}}.$$

3.73. СУЖЕНИЕ КРЫЛА

Сужение крыла η представляет собой отношение длины центральной хорды крыла b_0 к длине концевой хорды крыла b_k :

$$\eta = \frac{b_0}{b_k},$$

где b_0 определяется из 3.3, а b_k — из 3.5.

3.74. ПЛЕЧО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За плечо горизонтального оперения $L_{\text{г.о}}$ принимается длина проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего заданную точку на САХ крыла (обычно в диапазоне центровок самолета) с точкой, лежащей на 1/4 САХ горизонтального оперения.

3.75. ПЛЕЧО ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За плечо вертикального оперения $L_{\text{в.о}}$ принимается длина проекции на продольную ось самолета отрезка, соединяющего заданную точку на САХ крыла с точкой, лежащей на 1/4 САХ вертикального оперения.

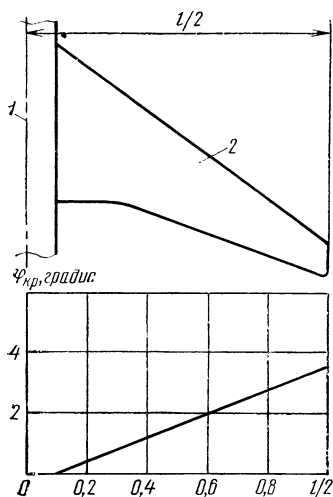


Рис. 81. Зависимость угла крутки крыла $\varphi_{кр}$ от размаха:

1—ось фюзеляжа; 2—полукрыло

3.76. МЕСТНЫЙ УГОЛ КРУТКИ КРЫЛА

Для улучшения аэродинамических характеристик, устойчивости и управляемости на крейсерском режиме и при выходе на большие углы атаки применяется геометрическая крутка крыла. Под круткой крыла понимается поворачивание хорд крыла по его размаху на некоторые углы, которые отсчитываются от некоторой плоскости, за которую обычно принимают базовую плоскость.

Местный угол крутки $\varphi_{кр}(z)$ — угол между местной хордой крыла и его базовой плоскостью, причем угол поло-

жителен, когда передняя точка хорды выше задней точки той же хорды.

На рис. 81 дан пример зависимости угла крутки от размаха крыла. На оси абсцисс точка O соответствует середине крыла, а точка с отметкой $1/2$ (полуразмах) — концу крыла.

Отсчет угла атаки на практике ведется также от бортовой хорды или хорды контрольного сечения.

3.77. МЕСТНЫЙ УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА ПО ЛИНИИ n ПРОЦЕНТОВ ХОРД

Местный угол стреловидности крыла $\chi_n(z)$ по линии, состоящей из точек, лежащих на местных хордах на расстоянии n процентов от передней кромки, определяется как угол между касательной к этой линии в заданной точке P и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде. Угол положителен, если точка пересечения касательной с базовой плоскостью самолета находится впереди заданной точки P (рис. 82).

3.78. МЕСТНЫЙ УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА ПО ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ

За этот угол (рис. 83) принимается местный угол стреловидности крыла по линии n процентов хорд при $n=0$, обозначаемый $\chi_{п.к}(z)$. Для трапецевидного крыла или крыла с прямой кромкой слово «местный» может быть опущено.

3.79. МЕСТНЫЙ УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА ПО ЗАДНЕЙ КРОМКЕ

За этот угол принимается местный угол стреловидности по линии n процентов хорд при $n=100\%$, обозначаемый $\chi_{з.к}(z)$.

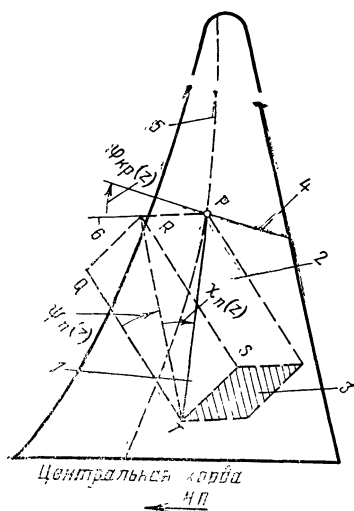


Рис. 82. Местный угол стреловидности $\chi_n(z)$ по линии n процентов:

1—плоскость $QRST$, перпендикулярная центральной хорде крыла; 2—плоскость $PRSR$, параллельная базовой плоскости крыла; 3—плоскость, параллельная базовой плоскости самолета; 4—местная хорда крыла; 5—линия n процентов хорд крыла; 6—линия PR , параллельная центральной хорде крыла

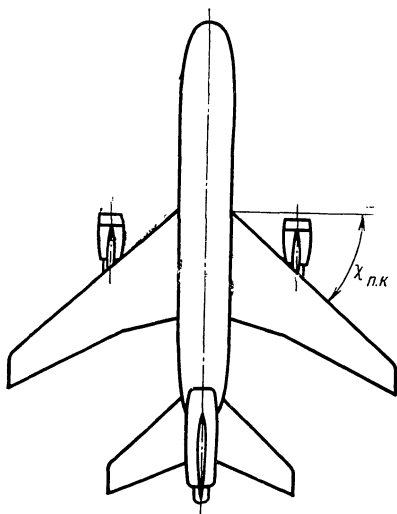


Рис. 83. Угол стреловидности по передней кромке крыла $\chi_{п.к}$

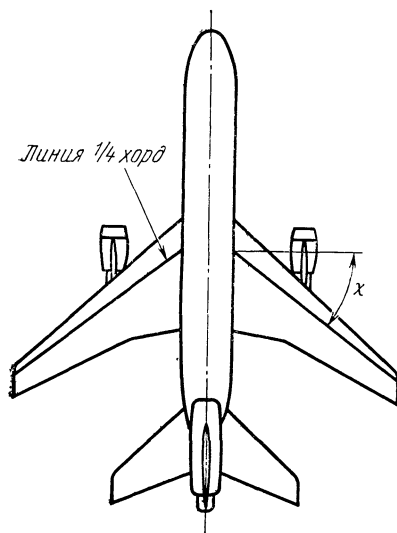


Рис. 84. Угол стреловидности крыла по линии $1/4$ хорд χ

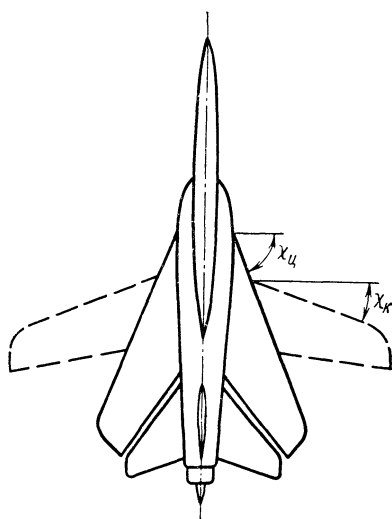


Рис. 85. Углы стреловидности крыла изменяемой в полете геометрии

3.80. МЕСТНЫЙ УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА ПО ЛИНИИ 1/4 ХОРД

За этот угол (рис. 84) принимается местный угол стреловидности крыла по линии n процентов хорд для линии 1/4 хорд, обозначаемый $\chi(z)$.

Для трапецевидного крыла слово «местный» может быть опущено. Этот угол обозначается χ .

3.81. УГЛЫ СТРЕЛОВИДНОСТИ КРЫЛА С ИЗМЕНЯЕМОЙ В ПОЛЕТЕ ГЕОМЕТРИЕЙ С ПРЯМЫМИ ПЕРЕДНИМИ КРОМКАМИ

Характерными углами стреловидности в этом случае являются: угол стреловидности неподвижной части крыла (центроплана), обозначаемый $\chi_{ц}$; угол стреловидности подвижной части (консоли) крыла, обозначаемый $\chi_{к}$.

На рис. 85 дано определение углов $\chi_{ц}$ и $\chi_{к}$ для этого случая.

3.82. МЕСТНЫЙ УГОЛ ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА

За этот угол принимается угол между проекцией касательной к линии 1/4 хорд в заданной точке P на плоскость, перпендику-

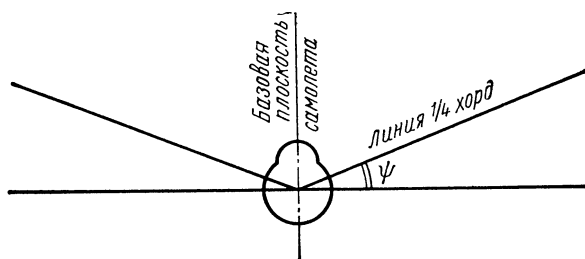


Рис. 86. Угол поперечного V крыла ψ

лярную центральной хорде, и базовой плоскостью крыла (см. рис. 82). Он обозначается ψ_z . На рис. 86 приведен простейший случай определения угла ψ (дан положительный угол).

3.83. УГОЛ УСТАНОВКИ КРЫЛА

Угол установки крыла φ_0 — угол между центральной хордой крыла и базовой осью самолета. Этот угол положителен, если передняя точка центральной хорды крыла расположена выше заданной (по отношению к базовой оси).

3.84. УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ОСИ ВРАЩЕНИЯ ЗАКРЫЛКА

За этот угол принимается угол между осью вращения закрылка и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла. Он обозначается χ_z .

3.85. УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ОСИ ВРАЩЕНИЯ ЭЛЕРОНА (ЭЛЕВОНА)

За этот угол принимается угол между осью вращения элерона (элевона) и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла. Он обозначается $\chi_{\text{э}}$ ($\chi_{\text{эв}}$).

3.86. УГОЛ СТРЕЛОВИДНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

За этот угол принимается угол стреловидности вертикального оперения по линии 1/4 хорд, обозначаемый $\chi_{\text{в.о}}$ (рис. 87).

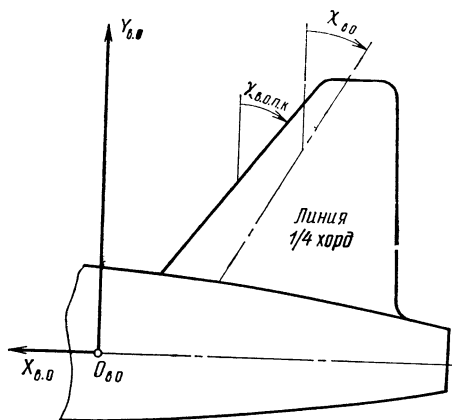


Рис. 87. Угол стреловидности вертикального оперения

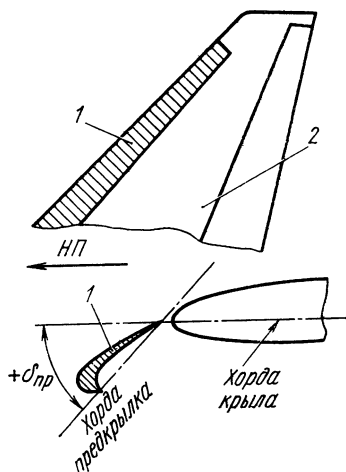


Рис. 88. Угол отклонения предкрылка $\delta_{\text{пр}}$:
1—предкрылок; 2—полукрыло

3.87. УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Ниже будут даны определения и обозначения углов отклонения органов управления, принятые в СССР согласно ГОСТ 22833—77, который введен в действие с 1 января 1979 г. и с учетом ГОСТ 20058—80, который введен в действие с 1 июля 1981 г.

Углы отклонения рулей, предкрылков, элеронов, закрылков, за исключением углов отклонения стабилизаторов и кия, отсчитываются в плоскости, перпендикулярной оси вращения органов управления от неотклоненных их положений.

3.88. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКА

Этот угол характеризует поворот базовой системы координат предкрылка при его отклонении. Угол $\delta_{\text{пр}}$ положителен, если точки передней кромки предкрылка в отклоненном состоянии находятся ниже соответствующих точек предкрылка в неотклоненном состоянии (рис. 88).

3.89. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКА

Этот угол находится между хордой закрылка в отклоненном положении и его хордой в неотклоненном положении (рис. 89 и 90).

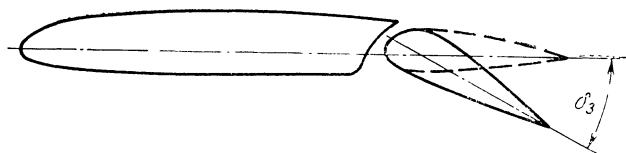


Рис. 89. Угол отклонения однощелевого закрылка δ_z

Угол δ_z положителен, если задняя кромка закрылка отклонена вниз. Он измеряется в плоскости, перпендикулярной к оси вращения закрылка.

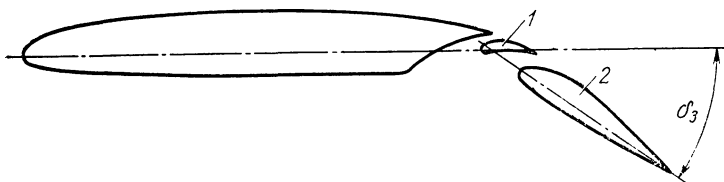


Рис. 90. Угол отклонения двухщелевого закрылка δ_z :

1—дефлектор; 2—звено закрылка

3.90. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНА (ЭЛЕВОНА)

Этот угол находится между хордой элерона (элефона) в отклоненном положении и его хордой в неотклоненном положении. Угол положителен, если задние кромки элерона (элефона) отклонены вниз, он измеряется в плоскости, перпендикулярной к оси вращения элерона (элефона) и обозначается δ_a ($\delta_{эв}$).

3.91. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА

Этот угол находится между хордой стабилизатора в отклоненном положении и его хордой в неотклоненном положении. Угол положителен, если задняя кромка стабилизатора отклонена вниз. Он измеряется в плоскости, перпендикулярной оси вращения стабилизатора, и обозначается $\delta_{ст}$.

3.92. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ПО ПОТОКУ УПРАВЛЯЕМОГО СТАБИЛИЗАТОРА

За этот угол принимается угол отклонения управляемого стабилизатора (1.30), измеряемый в плоскости, параллельной базовой плоскости самолета. Угол положителен, если задняя кромка стабилизатора отклонена вниз (рис. 91). Он обозначается $\varphi_{ст}$.

3.93. УГОЛ УСТАНОВКИ ПОДВИЖНОГО СТАБИЛИЗАТОРА

Угол установки подвижного стабилизатора $\varphi_{ст}$ (1.28) определяется так же, как и угол отклонения управляемого стабилизатора (3.92).

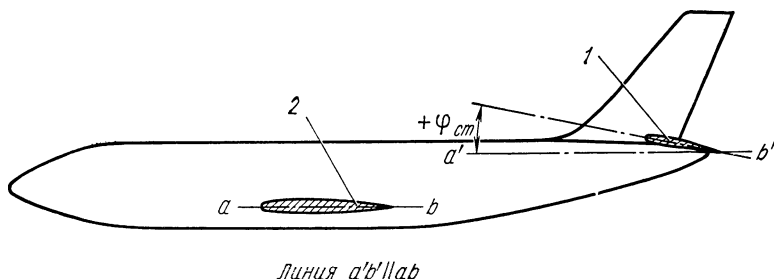


Рис. 91. Угол отклонения целиком поворотного стабилизатора $\varphi_{ст}$:

1—бортовая хорда стабилизатора; 2—бортовая хорда крыла

3.94. УГОЛ УСТАНОВКИ НЕПОДВИЖНОГО СТАБИЛИЗАТОРА

Угол установки $\varphi_{ст}$ неподвижного стабилизатора (1.29) определяется так же, как угол отклонения управляемого стабилизатора (3.92).

3.95. ЭФФЕКТИВНЫЙ УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА КАК ОРГАНА ПРОДОЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

При отклонении левой и правой консолей дифференциального стабилизатора эффективный угол отклонения указанного стабилизатора как органа продольного управления (1.34) определяется по формуле

$$\varphi_{ст} = \frac{1}{2} (\varphi_{ст.лев} + \varphi_{ст.пр}),$$

где $\varphi_{ст.лев}$ — угол отклонения левой консоли; $\varphi_{ст.пр}$ — угол отклонения правой консоли.

3.96. ЭФФЕКТИВНЫЙ УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА КАК ОРГАНА ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Этот угол определяется по формуле

$$\varphi_{ст} = \pm \frac{1}{2} (\varphi_{ст.пр} - \varphi_{ст.лев}).$$

3.97. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Этот угол находится между хордой руля высоты в отклоненном положении и хордой руля высоты в неотклоненном положении. Угол положителен, если задняя кромка руля высоты отклонена вниз. Этот угол измеряется в плоскости, перпендикулярной к оси вращения руля (рис. 92), и обозначается δ_v .

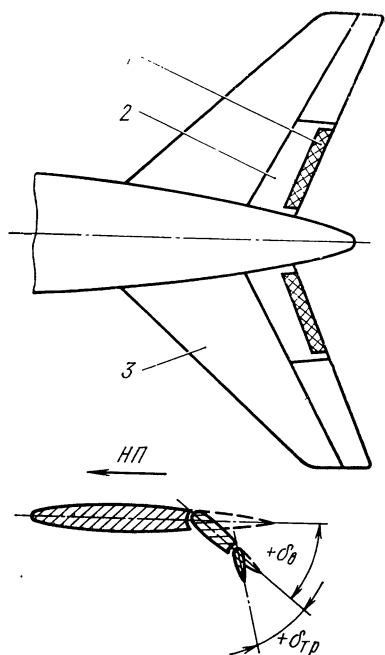


Рис. 92. Углы отклонения руля высоты δ_v и триммера $\delta_{тр}$:
1—триммер; 2—секция руля высоты;
3—стабилизатор

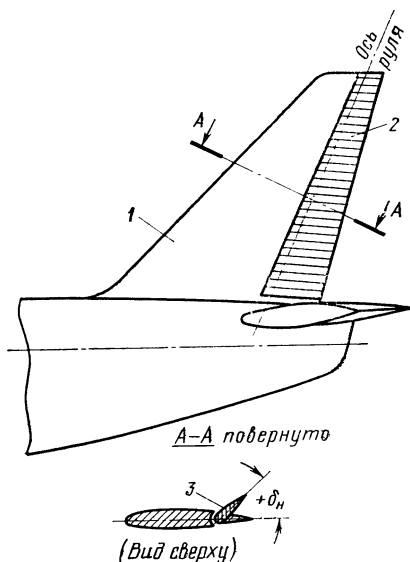


Рис. 93. Угол отклонения руля направления δ_n :

1—киль; 2—руль направления; 3—сечение киля по перпендикуляру к оси вращения руля направления

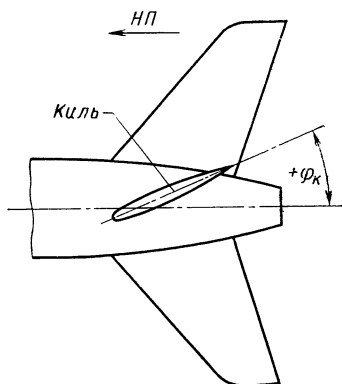


Рис. 94. Угол отклонения целиком поворотного киля φ_k

На рис. 92 показано горизонтальное оперение с рулем высоты, который состоит из секций, причем на двух секциях установлены триммеры.

3.98. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ И КИЛЯ

За угол отклонения руля направления δ_n принимается угол между хордой руля направления в отклоненном состоянии и хордой руля направления в неотклоненном состоянии. Угол положителен, если задняя кромка руля отклоняется вправо, если смот-

реть на руль сверху (рис. 93). Это правило знаков распространяется также и на случай поворотного киля (рис. 94), угол отклонения которого обозначается φ_k .

3.99. УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ТРИММЕРА

Этот угол находится между хордой отклоненного триммера и его хордой в неотклоненном положении. Угол положителен, если задняя кромка руля отклоняется вниз. Этот угол измеряется в плоскости, перпендикулярной оси вращения триммера (см. рис. 92) и обозначается $\delta_{тр}$.

3.100. ОБЩЕЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Под углом отклонения органов управления тангажом понимается угол отклонения органа, предназначенного для создания момента тангажа или эквивалентный угол, за который принимается угол, создающий тот же эффект, что и углы отклонения нескольких органов управления (для получения заданного момента тангажа), если они имеются. При необходимости вместо слов «орган управления тангажом» применяется термин конкретного вида органа, например «угол отклонения руля высоты» (δ_v), угол отклонения стабилизатора ($\varphi_{ст}$) (см. 3.92).

Под углом отклонения органа управления креном понимается угол отклонения органа управления, создающего момент крена, или эквивалентный угол, создающий тот же эффект, что и углы отклонения нескольких органов управления, если они имеются. При необходимости следует применять термин конкретного вида органа, например, угол отклонения элерона (δ_a), угол отклонения дифференциального стабилизатора ($\varphi_{ст}$) (см. 3.96).

Под углом отклонения органа управления рысканием понимается угол отклонения органа управления, создающего момент рыскания, или эквивалентный угол, создающий тот же эффект, что и углы отклонения нескольких органов управления, если они имеются. При необходимости следует применять термин конкретного вида органа, например угол отклонения руля направления (δ_n) (см. 3.98).

Для обозначения углов отклонения органов управления тангажом, рысканием и креном осесимметричных летательных аппаратов используются соответственно символы δ_1 , δ_2 и δ_3 .

3.101. ОБОЗНАЧЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ПО ИСО 1151—75

Углы отклонения органов управления обозначаются следующим образом:

- δ_m — угол отклонения органа управления тангажом;
- δ_l — угол отклонения органа управления по крену;
- δ_n — угол отклонения органа управления по рысканию.

3.102. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ КРЫЛА

Профилем крыла (крыловым профилем) называется местное сечение крыла (3.1) плоскостью, параллельной базовой плоскости самолета (2.15), или другой плоскостью (например, плоскостью, перпендикулярной линии n % хорд), т. е. в качестве секущей плоскости можно взять любую, удобную для задачи плоскость. В самом начале разд. 3 было установлено, что одной из геометрических характеристик профиля является длина хорды b .

Термин «длина хорды» был определен как расстояние (3.1) между задней и передней точками профиля крыла.

Ниже дано определение терминов «передняя точка» и «задняя точка» (вместо термина «передняя точка» и термина «задняя точка» можно употреблять термины «передняя кромка» и «задняя кромка»).

Задняя точка определяется как середина отрезка прямой, соединяющей угловые точки задней кромки профиля. Если же на хвостовой части имеется срез, то за эту точку принимается наиболее удаленная (от передней точки), а при наличии округления хвостовой части принимается точка пересечения прямой, проведенной через центр округления и переднюю точку с контуром (хвостовой части).

За переднюю точку принимается точка контура профиля, наиболее удаленная от задней точки (задней кромки) профиля.

Помимо длины хорды характерным линейным размером профиля является максимальная толщина профиля, обозначаемая c . Обычно используется относительная толщина профиля, обозначаемая $\bar{c}$, которая представляет собой отношение максимальной толщины профиля c к длине хорды b в данном сечении, т. е.

$$\bar{c} = \frac{c}{b} 100\%,$$

где $c = 2y_{\text{сим}}$. Здесь $y_{\text{сим}}$ представляет собой наибольшую ординату верхней поверхности, симметричной составляющей контура профиля, за которую принимают контур симметричного профиля.

Алгебраическое сложение ординат этого профиля с ординатами средней линии при одинаковых значениях абсциссы позволяет получить изучаемый несимметричный профиль.

На рис. 95 показана примерная диаграмма изменения относительных величин профиля $\bar{c}$ по длине хорды $\bar{b}$. Абсцисса точки максимальной толщины профиля обозначается $\bar{x}_{\bar{c}}$.

Важной геометрической характеристикой является также средняя линия, представляющая собой геометрическое место точек середин толщин профиля по длине хорды (см. рис. 95). С помощью этой линии можно найти вогнутость профиля.

Максимальной (по абсолютной величине) вогнутостью профиля называется максимальная по абсолютной величине ордината кривой $\bar{y}_{\text{ср.л}} = f(\bar{x})$, где $\bar{y}_{\text{ср.л}}$ — ордината средней линии, выраженная в долях хорды.

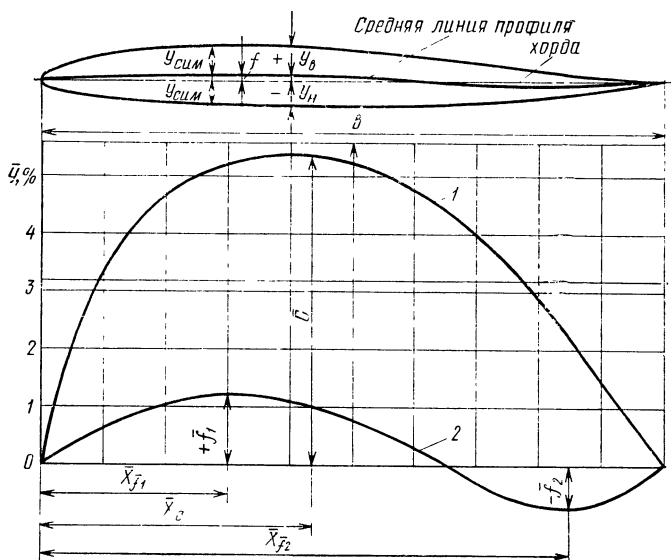


Рис. 95. Геометрические характеристики профиля:

1—ординаты симметричной части профиля $\bar{y}_{\text{сим}}$; 2—ординаты средней линии профиля $\bar{f}$

В некоторых случаях вогнутость профиля может иметь два экстремума (см. рис. 95). Тогда одному из них в указанном случае приписывается знак плюс, а другому — минус.

Так, на рис. 95 f_1 берется со знаком плюс, а величина f_2 — со знаком минус.

Для описания геометрических характеристик крыловых профилей используется прямоугольная система координат с началом в передней точке профиля.

Ось OX профиля направляется по хорде от носовой части к хвостовой части профиля, а ось OY — вверх. В соответствии с указанным абсцисса точки вогнутости берется с знаком плюс и обозначается для f_1 через $\bar{x}_{f1}$, а для f_2 — через $\bar{x}_{f2}$.

Контур профиля задается в отдельности для верхней и нижней его частей при помощи таблицы координат, которая составляется с учетом указанной выше системы координат.

При описании геометрии профиля еще пользуются понятием «относительный радиус носка», за который принимается отношение радиуса носка профиля к длине хорды сечения и обозначается через q_n .

Контур профиля можно представить также, используя эпюрные чертежи средней линии и симметричной части профиля.

Средняя линия — линия, определяемая через относительные ординаты верхней и нижней поверхности профиля крыла $\bar{y}_v$ и $\bar{y}_n$. Для

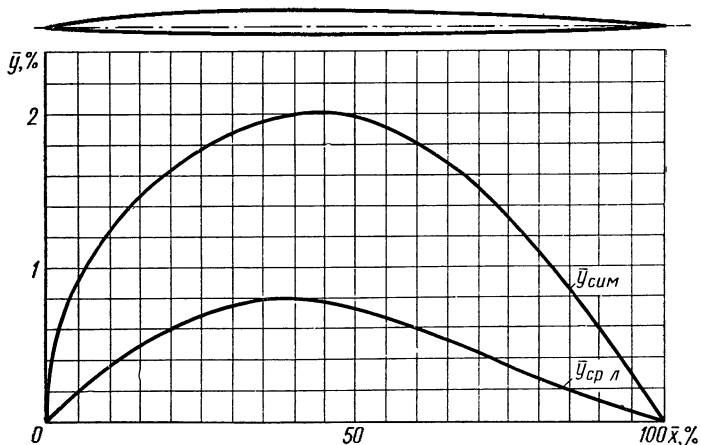


Рис. 96. Диаграмма $y_{\text{сим}} = f(\bar{x})$ и $\bar{y}_{\text{ср.л}} = f(\bar{x})$ для несимметричного профиля

любого значения абсциссы $\bar{x}$ хорды профиля ордината средней линии

$$\bar{y}_{\text{ср}} = \frac{\bar{y}_{\text{в}} + \bar{y}_{\text{н}}}{2},$$

а симметричная составляющая профиля определяется по формуле

$$y_{\text{сим}} = \frac{\bar{y}_{\text{в}} - \bar{y}_{\text{н}}}{2}.$$

На рис. 96 показаны эти линии для несимметричного профиля, а на рис. 97 дана зависимость $\bar{y}_{\text{сим}} = f(\bar{x})$ для симметричного про-

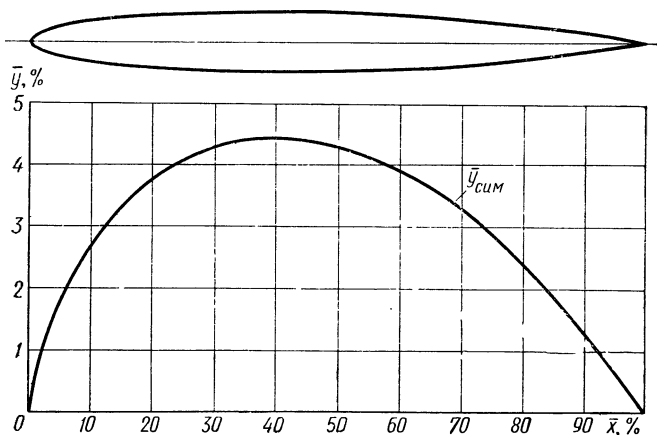


Рис. 97. Диаграмма $\bar{y}_{\text{сим}} = f(\bar{x})$ для симметричного профиля

филя. В этом случае ось абсцисс является средней линией этого профиля.

Профили крыла различаются по контуру и в зависимости от их назначения имеют различные термины. Наиболее часто встречаются такие термины как дозвуковой профиль, сверхкритический профиль, сверхзвуковой профиль, S-образный профиль, ламинарный профиль.

Дозвуковой профиль — крыловой профиль для применения на дозвуковых скоростях полета. У дозвукового профиля относительно большая толщина профиля (более 5% длины хорды) и обычно округленная передняя кромка.

Сверхкритический профиль используется при больших дозвуковых числах Маха. Он характеризуется небольшим волновым сопротивлением и по сравнению с другими околозвуковыми профилями той же относительной толщины у него наблюдается ослабление отрыва потока на крейсерском режиме полета.

Верхний контур такого профиля имеет относительно небольшую искривленность и подрезку хвостового участка нижнего контура для получения области повышенного давления.

Сверхзвуковой профиль используется в крыловом наборе при сверхзвуковых скоростях полета. Он имеет относительно небольшую толщину (меньше 5—6% длины хорды), относительно небольшую вогнутость и острую переднюю кромку.

S-образный профиль представляет собой профиль с одной или несколькими точками перегиба средней линии.

Ламинарный профиль — профиль, у которого на большей части контура, как на верхней его части, так и на нижней, сохраняется ламинарный режим течения на режимах полета, близких к крейсерскому.

3.103. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЮЗЕЛЯЖА (КОРПУСА)

Геометрические характеристики фюзеляжа даются в системе координат $O_{\Phi}X_{\Phi}Y_{\Phi}Z_{\Phi}$, называемой базовой системой координат фюзеляжа. Начало координат O_{Φ} выбирается из условий задачи на линии $O_{\Phi}X_{\Phi}$, за которую, например, может быть выбрана строительная горизонталь фюзеляжа (рис. 98). Осью фюзеляжа $O_{\Phi}X_{\Phi}$ может быть и другая линия. Базовой плоскостью фюзеляжа называется плоскость $O_{\Phi}X_{\Phi}Y_{\Phi}$, обычно совпадающая с базовой плоскостью самолета $O_R X_R Y_R$. В общем случае ось фюзеляжа $O_{\Phi}X_{\Phi}$ не совпадает с базовой осью самолета $O_R X_R$, и она составляет с ней некоторый угол, называемый базовым углом фюзеляжа.

Основными геометрическими характеристиками фюзеляжа (корпуса) служат:

длина фюзеляжа l_{Φ} , т. е. расстояние между двумя плоскостями, касающимися поверхности фюзеляжа, которые перпендикулярны оси фюзеляжа, нигде его не пересекая;

площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф.}$, т. е. наибольшая площадь сечения фюзеляжа плоскостью, перпендикулярной оси фюзеляжа $O_{ф}X_{ф}$;

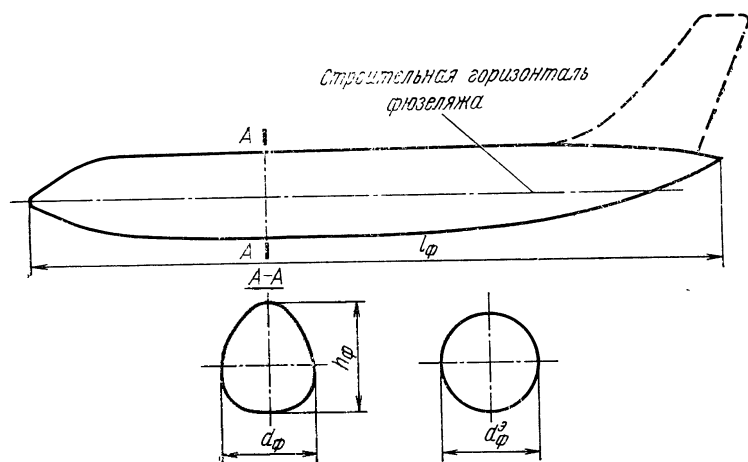


Рис. 98. Основные геометрические характеристики фюзеляжа

максимальный эквивалентный диаметр фюзеляжа, т. е. диаметр круга, площадь которого равна площади миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф.}$. Эквивалентный диаметр $d_{ф.э}$ подсчитывается по формуле

$$d_{ф.э} = \sqrt{\frac{4S_{м.ф.}}{\pi}};$$

удлинение фюзеляжа $\lambda_{ф.}$, которое определяется как отношение длины фюзеляжа $l_{ф.}$ к эквивалентному диаметру фюзеляжа $d_{ф.э.}$, т. е.

$$\lambda_{ф.} = \frac{l_{ф.}}{d_{ф.э}};$$

высота $h_{ф.}$ и ширина $d_{ф.}$, определяемые как максимальные внешние размеры поперечного сечения фюзеляжа, перпендикулярного к строительной горизонтали фюзеляжа согласно рис. 98.

СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

4.1. РЕЗУЛЬТИРУЮЩАЯ СИЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ГОСТ 20058—80

При изучении механики полета летательного аппарата под термином «результатирующая сила» понимается главный вектор $\vec{R}$ системы сил, действующих на летательный аппарат. В эту систему входят:

аэродинамические силы, которые возникают при движении летательного аппарата в газовой среде;

движущие силы (реактивные силы).

В эту систему не входят: ускорение свободного падения, инерционные силы и силы, возникающие при контакте летательного аппарата с Землей.

Примечание. Система сил, действующих на летательный аппарат, не может быть единственным образом разложена на силы, относящиеся к тяге (движущим силам), и на аэродинамическую силу планера. В каждом расчете это делается в зависимости от заданного условия. Так, если определена тяга, то аэродинамическая сила планера рассматривается как векторная разность между результирующей силой $\vec{R}$ и тягой (движущими силами) $\vec{P}$.

В частном случае результирующая сила $\vec{R}$ может представлять систему только аэродинамических сил, например получаемую в результате испытания модели летательного аппарата в аэродинамической трубе (без двигателя на модели) или при испытании в полете бездвигательного летательного аппарата.

4.2. ТЯГА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Под тягой летательного аппарата понимается главный вектор $\vec{P}$ системы сил, причисленных к системе движущих (реактивных) сил.

4.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА (ПЛАНЕРА)

В результате движения летательного аппарата в газовой среде на все его элементы, обтекаемые газом, действуют аэродинамические силы, которые могут быть сведены к одной, так называемой аэродинамической силе планера, приложенной в некоторой точке, называемой центром давления.

Эта сила определяется соотношением

$$\vec{R}_A = \vec{R} - \vec{P}.$$

Как было указано в 4.1, при $\vec{P}=0$ результирующей силой $\vec{R}$ летательного аппарата будет аэродинамическая сила $\vec{R}_A$ планера (т. е. главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны окружающей среды при его движении).

4.4. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ОСЯМ КООРДИНАТ

В расчетах по аэродинамике и динамике полетов принято пользоваться составляющими сил по осям координат.

Составляющие силы $\vec{R}$ по осям в связанной системе координат имеют следующие обозначения и названия:

R_x — продольная сила — составляющая по оси OX ;

R_y — нормальная сила — составляющая по оси OY ;

R_z — поперечная сила — составляющая по оси OZ .

Составляющие силы $\vec{R}$ на оси в скоростной системе координат имеют следующие обозначения и названия:

R_{xa} — тангенциальная сила — составляющая по оси OX_a ;

R_{ya} — подъемная сила — составляющая по оси OY_a ;

R_{za} — боковая сила — составляющая по оси OZ_a .

4.5. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

Приведенные ниже составляющие силы $\vec{R}_A$ наиболее часто встречаются в практике аэродинамических расчетов.

Составляющие силы $\vec{R}_A$ по осям в связанной системе координат имеют следующие обозначения и названия (рис. 99):

X — аэродинамическая продольная сила — составляющая по оси OX , взятая с обратным знаком;

Y — аэродинамическая нормальная сила — составляющая по оси OY ;

Z — аэродинамическая поперечная сила — составляющая по оси OZ .

Примечание. В старой терминологии аэродинамическая продольная сила называлась тангенциальной силой, а аэродинамические нормальная и поперечная силы назывались нормальной и поперечной силами без слова «аэродинамическая».

Составляющие силы $\vec{R}_A$ по осям в скоростной системе координат имеют следующие обозначения и названия (рис. 100):

X_a — сила лобового сопротивления — составляющая по оси OX_a , взятая с обратным знаком;

Y_a — аэродинамическая подъемная сила — составляющая по оси OY_a ;

Z_a — аэродинамическая боковая сила — составляющая по оси OZ_a .

Примечание. В старой терминологии аэродинамическая подъемная и боковая силы назывались подъемной силой и боковой силой без слова «аэродинамическая», а сила лобового сопротивления обозначалась Q .

Составляющие силы $\vec{R}_A$ по осям в системе координат, связанной с пространственным углом атаки, имеют следующие обозначения:

X_{Π} — составляющая аэродинамической силы планера по оси OX_{Π} , взятая с обратным знаком;

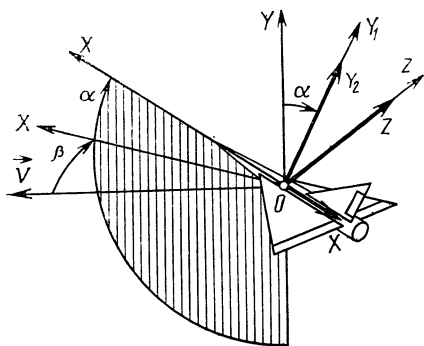


Рис. 99. Проекция аэродинамической силы в связанной системе координат:

X —аэродинамическая продольная сила; Y —аэродинамическая нормальная сила; Z —поперечная аэродинамическая сила

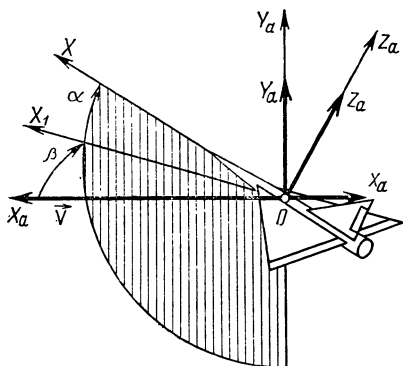


Рис. 100. Проекция аэродинамической силы в скоростной системе координат:

X_a —лобовое сопротивление; Y_a —аэродинамическая подъемная сила; Z_a —аэродинамическая боковая сила

Y_{Π} — составляющая аэродинамической силы планера по оси OY_{Π} ;
 Z_{Π} — составляющая аэродинамической силы планера по оси OZ_{Π} .

Составляющие силы $\vec{R}_A$ в этой системе координат не имеют специального названия.

4.6. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 1075—41

До июля 1975 г. (т. е. до введения в практику ГОСТ 20058—74) в научно-технической литературе, справочниках и учебниках по механике полета использовались термины, определения и обозначения по ГОСТ 1075—41, который был утвержден в 1941 г. Для облегчения пользования книгами и документами, изданными с 1941 по 1975 гг., в этом разделе дается краткое описание терминов, определений и обозначений, изложенных в ГОСТ 1075—41, наиболее часто встречающихся в практической деятельности ОКБ и научно-исследовательских институтов отрасли.

Согласно ГОСТ 1075—41 использовались следующие системы координат: связанная (2.122), скоростная (2.124), земная (2.121) и полусвязанная (2.123).

Примечание. Согласно ГОСТ 1075—41 система аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат (аэродинамическая сила планера), обозначалась $\vec{R}$.

4.7. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти составляющие имели следующие обозначения и названия:

X_1 — тангенциальная сила — составляющая по оси Ox_1 ;

Y_1 — нормальная сила — составляющая по оси Oy_1 ;

Z_1 — поперечная сила — составляющая по оси Oz_1 .

4.8. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти составляющие имели следующие обозначения и наименования:

X , (X_c , X_v) — составляющая результирующей силы по оси Ox , взятая с обратным знаком, обозначалась Q ;

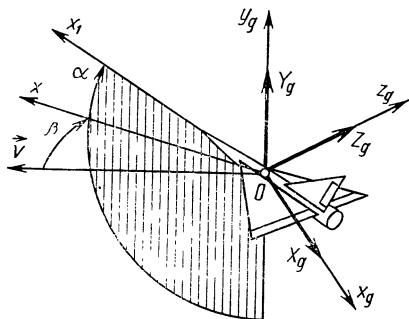


Рис. 101. Проекция аэродинамической силы в земной системе координат по ГОСТ 1075—41

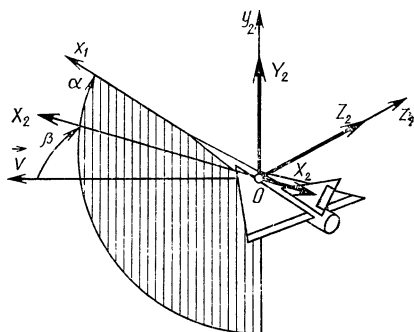


Рис. 102. Проекция результирующей аэродинамической силы в полусвязанной системе координат по ГОСТ 1075—41

Y , (Y_c , Y_v) — подъемная сила — составляющая результирующей по оси Oy ;

Z , (Z_c , Z_v) — боковая сила — составляющая по результирующей оси Oz .

4.9. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) В ЗЕМНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти составляющие имели следующие обозначения (рис. 101): X_g — составляющая по оси Ox_g ; Y_g — составляющая по оси Oy_g ; Z_g — составляющая по оси Oz_g .

Проекция аэродинамической силы в этой системе координат не имели названия.

4.10. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) В ПОЛУСВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти составляющие имели следующие обозначения (рис. 102):

X_2 — составляющая по оси Ox_2 , которая направлена параллельно проекции вектора скорости $\vec{V}$ на плоскость симметрии летательного аппарата;

Y_2 — составляющая по оси Oy_2 , перпендикулярна оси Ox_2 и лежит в плоскости симметрии;

Z_2 — составляющая по оси Oz_2 , перпендикулярна плоскости x_2Oy_2 .

Составляющие аэродинамической силы в полусвязанной системе координат не имели специального названия.

4.11. РЕЗУЛЬТИРУЮЩАЯ СИЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (RESULTANT FORCE) ПО ИСО 1151—75

Под результирующей силой $\vec{R}(R)$ понимается результирующий вектор (модуль результирующего вектора) системы сил, действующих на летательный аппарат, включая аэродинамические силы (планера) и движущие силы. В эту систему не входят гравитационные и инерционные силы и силы, возникающие при контакте летательного аппарата с поверхностью Земли.

Видно, что определение и обозначение силы $\vec{R}(R)$ аналогично определению, принятому в СССР.

Примечание. Термина и определения результирующей силы $\vec{R}(R)$ в ГОСТ 1075—41 не было.

4.12. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ

Составляющие силы $\vec{R}$ по осям координат в связанной системе координат (2.30) (in the body axis system) имеют следующие обозначения:

X — составляющая по оси x ;

Y — составляющая по оси y ;

Z — составляющая по оси z .

Составляющие силы $\vec{R}$ по осям координат в скоростной системе координат (2.29) (in the air-path system) имеют следующие обозначения:

X_a — составляющая по оси x_a ;

Y_a — составляющая по оси y_a ;

Z_a — составляющая по оси z_a .

Составляющие силы $\vec{R}$ по указанным выше осям координат как в связанной, так и в скоростной системах координат по ИСО не имеют специального названия.

4.13. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА (ПЛАНЕРА) (AIRFRAME AERODYNAMIC FORCE)

Согласно стандарту ИСО 1151—75, часть I, под аэродинамической силой (планера) понимается результирующий вектор (или его модуль) системы сил, отнесенных к планеру летательного аппарата. Эта сила определяется соотношением $\vec{R}^A = \vec{R} - \vec{F}$, где $\vec{R}$ — результирующая сила, а $\vec{F}$ — тяга.

Это определение аэродинамической силы $\vec{R}^A$ аналогично определению аэродинамической силы планера по ГОСТу, принятому в СССР.

4.14. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ КООРДИНАТ

Составляющие силы $\vec{R}^A$ по осям координат в связанной системе координат (in the body axis system) имеют следующие обозначения и названия (рис. 103):

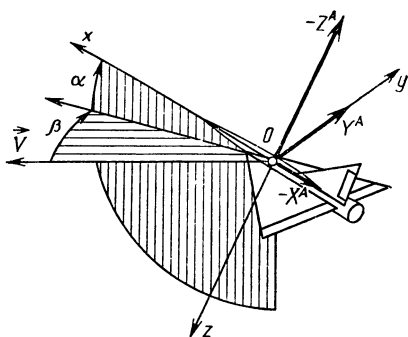


Рис. 103. Проекция силы R^A в связанной системе координат по ИСО

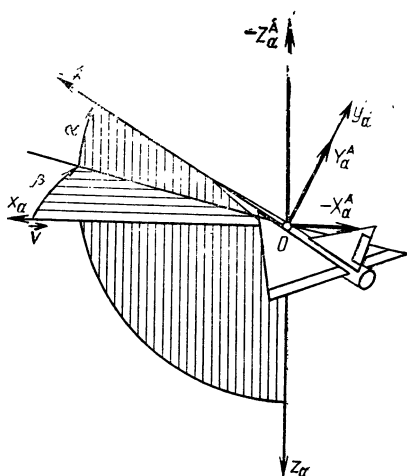


Рис. 104. Проекция силы R^A в скоростной системе координат по ИСО

X^A — продольная сила (axial force) — составляющая по оси x , взятая со знаком минус (т. е. $-X^A$);

Y^A — поперечная сила (transverse force, side force) — составляющая по оси y с тем же знаком, что и проекция (т. е. $+Y^A$);

Z^A — нормальная сила (normal force) — составляющая по оси z , взятая со знаком минус (т. е. $-Z^A$).

Составляющие силы $\vec{R}^A$ на оси координат в скоростной системе координат (in the air-path axis system) имеют следующие обозначения и названия (рис. 104):

X_a^A — сила лобового сопротивления (drag) — составляющая по оси x_a , взятая со знаком минус, т. е. $-X_a^A$;

Y_a^A — боковая сила (lateral force или cross-stream force), составляющая по оси y_a с тем же знаком, что и проекция, т. е. $+Y_a^A$;

Z_a^A — подъемная сила (lift) — составляющая по оси z_a , взятая со знаком минус, т. е. $-Z_a^A$.

Примечание. Индексы «А», стоящие вверху, могут быть опущены, если не возникает смешивание понятий.

4.15. СОСТАВЛЯЮЩИЕ ТЯГИ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

В настоящее время в СССР приняты следующие обозначения составляющих тяги $\vec{P}$ (или P) на оси координат.

В связанной системе координат:

P_x — составляющая по продольной оси (ось OX);

P_y — составляющая по нормальной оси (ось OY);

P_z — составляющая по поперечной оси (ось OZ).

В скоростной системе координат:

P_{x_a} — составляющая по направлению полета (ось OX_a);

P_{ya} — составляющая по оси подъемной силы (ось OY_a);

P_{za} — составляющая по оси боковой силы (ось OZ_a).

Составляющие тяги по осям координат не имеют специального названия.

4.16. ТЯГА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 1075—41

Согласно ГОСТ 1075—41 тяга имела обозначение $\vec{P}$, что соответствует принятому сейчас обозначению тяги $\vec{P}$. Обозначения составляющих тяги $\vec{P}$ не были стандартизированы.

4.17. ТЯГА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

Под тягой понимается результирующий вектор (или модуль вектора) сил, причисленных к системе движущих (реактивных) сил. Это определение аналогично определению тяги в 4.2. Обозначение тяги по ИСО 1151—75 $\vec{F}$ не совпадает с обозначением, принятым в СССР.

Составляющие тяги $\vec{F}$ по осям координат в связанной системе координат имеют следующие обозначения:

F_x — составляющая по продольной оси (ось x);

F_y — составляющая по поперечной оси (ось y);

F_z — составляющая по нормальной оси (ось z).

Составляющие тяги $\vec{F}$ по осям координат в скоростной системе координат имеют следующие обозначения:

F_{xa} — составляющая по скоростной оси (ось x_a);

F_{ya} — составляющая по оси боковой силы (ось y_a);

F_{za} — составляющая по оси подъемной силы (ось z_a).

Проекции тяги не имеют специального названия. Сравнение обозначений составляющих сил $\vec{R}$, $\vec{R}_A$ и $\vec{P}$ дано в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Обозначение составляющих сил $\vec{R}$, $\vec{R}_A$ и $\vec{P}$ по ГОСТ 20058—80

Система координат	Ось координат	Обозначения составляющих сил		
		$\vec{R}$	$\vec{R}_A$	$\vec{P}$
Связанная	Продольная ось	R_x	X	P_x
	Нормальная ось	R_y	Y	P_y
	Поперечная ось	R_z	Z	P_z
Скоростная	Скоростная ось	R_{xa}	X_a	P_{xa}
	Ось подъемной силы	R_{ya}	Y_a	P_{ya}
	Ось боковой силы	R_{za}	Z_a	P_{za}

4.18. РЕЗУЛЬТИРУЮЩИЙ МОМЕНТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ГОСТ 20058—80

Под результирующим моментом $\vec{M}_R$ понимается главный момент системы сил, создающих результирующую силу $\vec{R}$ летательного аппарата (4.1), взятый относительно характерной точки, обычно центра масс.

4.19. МОМЕНТ ТЯГИ

Под результирующим моментом $\vec{M}_P$ в СССР понимается главный момент сил, составляющих тягу (4.2), взятый относительно характерной точки, обычно центра масс.

4.20. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ

Под аэродинамическим моментом $\vec{M}$ понимается момент, определяемый соотношением $\vec{M} = \vec{M}_R - \vec{M}_P$, где $\vec{M}_R$ — результирующий момент (4.18), а $\vec{M}_P$ — момент тяги (4.19).

4.21. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

В аэродинамических расчетах и динамике полетов летательного аппарата принято пользоваться составляющими момента $\vec{M}_R$ по осям координат.

Составляющие момента $\vec{M}_R$ по осям в связанной системе координат имеют следующие обозначения и названия:

M_{Rx} — момент крена — составляющая по оси OX ;

M_{Ry} — момент рыскания — составляющая по оси OY ;

M_{Rz} — момент тангажа — составляющая по оси OZ .

Составляющие момента $\vec{M}_R$ на оси в скоростной системе координат имеют следующие обозначения и названия:

M_{Rxa} — составляющая момента $\vec{M}_R$ по оси OX_a ;

M_{Rya} — составляющая момента $\vec{M}_R$ по оси OY_a ;

M_{Rza} — составляющая момента $\vec{M}_R$ по оси OZ_a .

Эти составляющие в скоростной системе координат не имеют специального названия.

4.22. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

Составляющие аэродинамического момента $\vec{M}$ на оси в связанной системе координат имеют следующие обозначения и названия (рис. 105):

M_x — аэродинамический момент крена — составляющая по оси OX ;

M_y — аэродинамический момент рыскания — составляющая по оси OY ;

M_z — аэродинамический момент тангажа — составляющая по оси OZ .

Составляющие аэродинамического момента $\vec{M}$ по осям в скоростной системе координат имеют следующие обозначения и названия (рис. 106):

M_{xa} — аэродинамический момент крена — составляющая по оси OX_a (в скоростной системе координат);

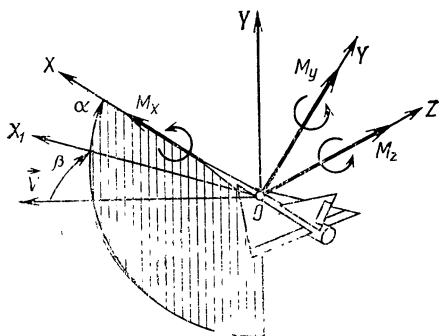


Рис. 105. Проекции аэродинамического момента в связанной системе координат:

M_x — аэродинамический момент крена; M_y — аэродинамический момент рыскания; M_z — аэродинамический момент тангажа

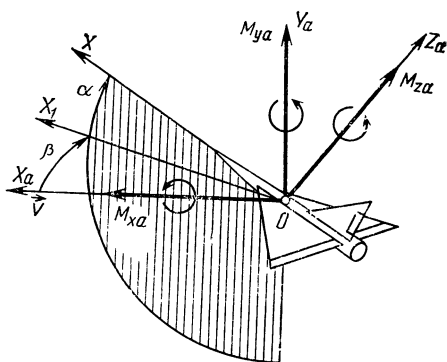


Рис. 106. Проекции результирующего аэродинамического момента в скоростной системе координат:

M_{xa} — аэродинамический момент крена; M_{ya} — аэродинамический момент рыскания; M_{za} — аэродинамический момент тангажа

M_{ya} — аэродинамический момент рыскания — составляющая по оси OY_a (в скоростной системе координат);

M_{za} — аэродинамический момент тангажа — составляющая по оси OZ_a (в скоростной системе координат).

Примечание. Слово «аэродинамический» может быть опущено, если не возникает смешивание понятий. Видно, что M_x и M_{xa} , M_y и M_{ya} ; M_z и M_{za} имеют попарно одинаковые термины и, чтобы не смешивать их, следует указывать, в какой системе они берутся, как это сделано для M_{xa} , M_{ya} и M_{za} .

Момент положителен, если его вектор совпадает с положительным направлением оси.

4.23. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 1075—41

До июля 1975 г. (т. е. до введения в практику ГОСТ 20058—74) (см. 4.6) пользовались терминологией и обозначениями моментов, действующих на летательный аппарат, по ГОСТ 1075—41. Приводим эти термины и определения.

Составляющие аэродинамического момента M по осям в связанной системе координат имели следующие обозначения и названия:

M_{x1} — момент крена — составляющая по оси Ox_1 ;
 M_{y1} — момент рыскания — составляющая по оси Oy_1 ;
 M_{z1} — момент тангажа — составляющая по оси Oz_1 .

Составляющие аэродинамического момента M по осям в скоростной системе координат:

M_x — момент крена — составляющая по оси Ox ;
 M_y — момент рыскания — составляющая по оси Oy ;
 M_z — момент тангажа — составляющая по оси Oz .

Итак, для приведенных систем координат проекций аэродинамического момента имеют общие наименования, но разные обозначения.

4.24. РЕЗУЛЬТИРУЮЩИЙ МОМЕНТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (RESULTANT MOMENT) ПО ИСО 1151—75

Под результирующим моментом понимается результирующий момент системы сил, создающих результирующую силу $\vec{R}$ летательного аппарата (4.1), взятый относительно заданной точки обычно центра масс.

Это определение аналогично определению результирующего момента, принятому в СССР (4.18), но в стандарте ИСО не имеет специального обозначения.

4.25. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

Составляющие результирующего момента по осям в связанной системе координат (2.30) (in the body axis system) имеют следующие обозначения и названия:

L — момент крена (rolling moment) — составляющая по оси x ;

M — момент тангажа (pitching moment) — составляющая по оси y ;

N — момент рыскания (yawing moment) — составляющая по оси z .

Составляющие результирующего момента по осям в скоростной системе координат (2.29) (in the air-path axis system) имеют следующие обозначения и названия:

L_a — момент крена (rolling moment) — составляющая по оси x_a ;

M_a — момент тангажа (pitching moment) — составляющая по оси y_a ;

N_a — момент рыскания (yawing moment) — составляющая по оси z_a .

Итак, для приведенных систем координат соответствующие составляющие результирующего момента имеют одинаковые названия, но разные обозначения.

4.26. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ (ПЛАНЕРА) ПО ИСО 1151—75

Под аэродинамическим моментом (планера) понимается момент системы сил, отнесенных к аэродинамическим силам, действующих на планер летательного аппарата (4.13), взятый относительно заданной точки, обычно центра масс летательного аппарата.

Это определение аналогично определению аэродинамического момента, принятому в СССР.

4.27. СОСТАВЛЯЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

Составляющие аэродинамического момента по осям координат в связанной системе координат (in the body axis system) имеют следующие обозначения (рис. 107):

L^A — составляющая по продольной оси (ось x);

M^A — составляющая по поперечной оси (ось y);

N^A — составляющая по нормальной оси (ось z).

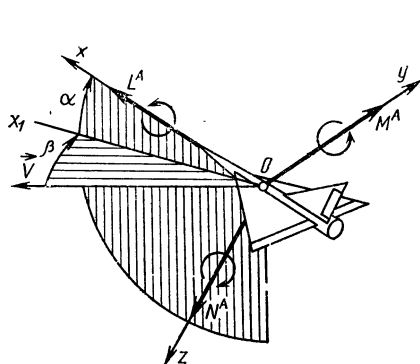


Рис. 107. Проекция аэродинамического момента в связанной системе координат по ИСО:

L^A — момент крена; M^A — момент тангажа;
 N^A — момент рыскания

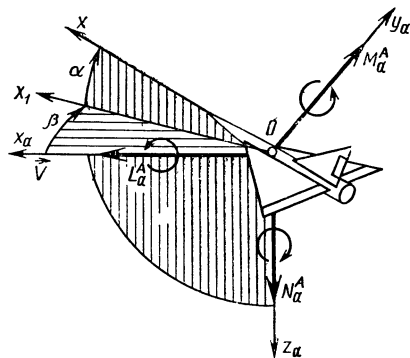


Рис. 108. Проекция аэродинамического момента в скоростной системе координат по ИСО:

L_a^A — момент крена; M_a^A — момент тангажа;
 N_a^A — момент рыскания

Составляющие аэродинамического момента по осям координат в скоростной системе координат (in the air-path axis system) имеют следующие обозначения (рис. 108):

L_a^A — составляющая по оси x_a ;

M_a^A — составляющая по оси y_a ;

N_a^A — составляющая по оси z_a .

Верхний индекс «А» может быть опущен, если нет возможности допустить ошибку.

4.28. СОСТАВЛЯЮЩИЕ МОМЕНТА ТЯГИ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

В настоящее время в СССР приняты следующие обозначения для составляющих момента тяги $\vec{M}_P$ на оси координат.

В связанной системе координат:

M_{Px} — составляющая по оси OX ;

M_{Py} — составляющая по оси OY ;

M_{Pz} — составляющая по оси OZ .

В скоростной системе координат:

M_{Pxa} — составляющая по оси OX_a ;

M_{Pya} — составляющая по оси OY_a ;

M_{Pza} — составляющая по оси OZ_a .

Сравнение обозначений составляющих моментов $\vec{M}_R$, $\vec{M}$ и $\vec{M}_P$ дано в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Обозначения составляющих моментов $\vec{M}_R$, $\vec{M}$ и $\vec{M}_P$ по ГОСТ 20058—80

Система координат	Ось координат	Обозначение составляющих моментов		
		$\vec{M}_R$	$\vec{M}$	$\vec{M}_P$
Связанная $OXYZ$	Продольная ось OX	M_{Rx}	M_x	M_{Px}
	Нормальная ось OY	M_{Ry}	M_y	M_{Py}
	Поперечная ось OZ	M_{Rz}	M_z	M_{Pz}
Скоростная $OX_aY_aZ_a$	Скоростная ось OX_a	M_{Rxa}	M_{xa}	M_{Pxa}
	Ось подъёмной силы OY_a	M_{Rya}	M_{ya}	M_{Pya}
	Ось боковой силы OZ_a	M_{Rza}	M_{za}	M_{Pza}

4.29. СОСТАВЛЯЮЩИЕ МОМЕНТА ТЯГИ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 1075—41

Составляющие момента тяги по осям координат по ГОСТ 1075—41 не имели специальных обозначений и названий.

4.30. СОСТАВЛЯЮЩИЕ МОМЕНТА ТЯГИ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

Для составляющих момента тяги приняты следующие обозначения.

В связанной системе координат:

L^F — составляющая по продольной оси (ось x);

M^F — составляющая по поперечной оси (ось y);
 N^F — проекция составляющая по нормальной оси (ось z).
 В скоростной системе координат:
 L_a^F — составляющая по оси x_a ;
 M_a^F — составляющая по оси y_a ;
 N_a^F — составляющая по оси z_a .

4.31. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ПО ГОСТ 20058—80 И ПО ИСО 1151—75

На рис. 109, 110, 111, 112 даны сравнительные диаграммы обозначений, принятых в СССР и в ИСО 1151—75.

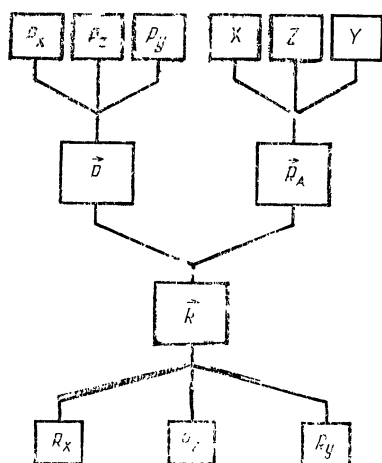


Рис. 109. ГОСТ 20058—84. Связанная система координат

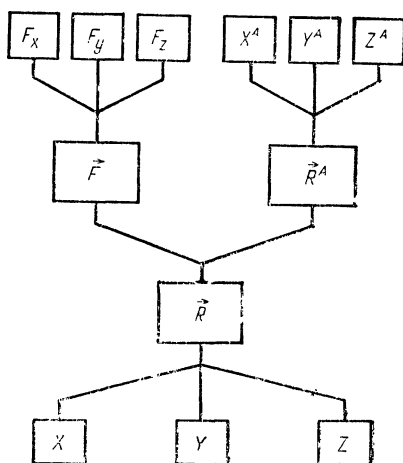


Рис. 110. ИСО. Связанная система координат

4.32. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

На рис. 109 дана схема составляющих результирующей $\vec{R}$, где $\vec{R}_A$ — аэродинамическая сила (планера); $\vec{P}$ — тяга; R_x — продольная сила; R_y — нормальная сила; R_z — поперечная сила; X — аэродинамическая продольная сила; Z — аэродинамическая поперечная сила; Y — аэродинамическая нормальная сила.

4.33. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

На рис. 110 дана схема составляющих силы $\vec{R}$: $\vec{F}$ — тяга; $\vec{R}^A$ — аэродинамическая сила; X — продольная сила; Y — поперечная сила; Z — нормальная сила; X^A — аэродинамическая продольная сила; Y^A — аэродинамическая поперечная сила; Z^A — аэродинамическая нормальная сила.

4.34. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

На рис. 111 дана схема составляющих силы $\vec{R}$: $\vec{P}$ — тяга; $\vec{R}_A$ — аэродинамическая сила (планера); R_{xa} — тангенциальная сила; R_{ya} — подъемная сила; R_{za} — боковая сила; X_a — сила лобового сопротивления; Y_a — аэродинамическая подъемная сила; Z_a — аэродинамическая боковая сила.

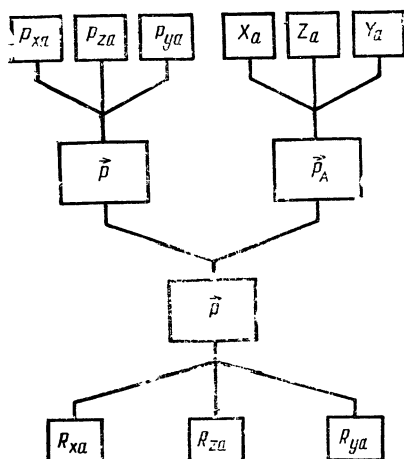


Рис. 111. ГОСТ 20058—74. Скоростная система координат

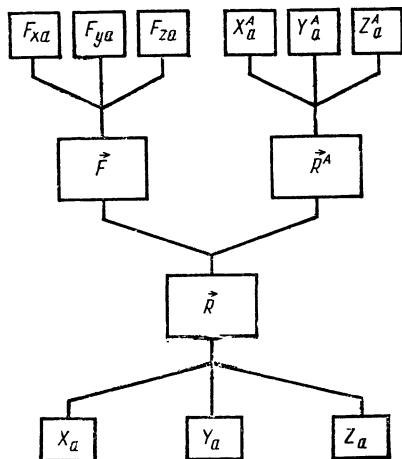


Рис. 112. ИСО. Скоростная система координат

4.35. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

На рис. 112 дана схема составляющих силы $\vec{R}$: F — тяга; $\vec{R}^A$ — аэродинамическая сила (планера); X_a — тангенциальная сила; Y_a — боковая сила; Z_a — подъемная сила; X_a^A — сила лобового сопротивления; Y_a^A — аэродинамическая боковая сила; Z_a^A — аэродинамическая подъемная сила.

4.36. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА ПО ГОСТ 20058—80 И ПО ИСО 1151—75

На рис. 113, 114, 115 и 116 даны сравнительные диаграммы обозначений, принятых в СССР и в ИСО 1151—75.

4.37. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

На рис. 113 дана схема составляющих $\vec{M}_R$: M_{Px} — составляющая момента тяги вдоль продольной оси; M_{Py} — составляющая момента вдоль поперечной оси; M_{Pz} — составляющая момента

вдоль нормальной оси; M_x — составляющая результирующего момента M от аэродинамических сил (планера) вдоль продольной оси; M_y — то же, но вдоль поперечной оси; M_z — то же, но вдоль нормальной оси.

4.38. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

На рис. 114 дана схема составляющих результирующего момента: L^F — составляющая момента тяги вдоль продольной оси; M^F — составляющая момента тяги вдоль поперечной оси; N^F — составляющая момента тяги вдоль нормальной оси; L^A — состав-

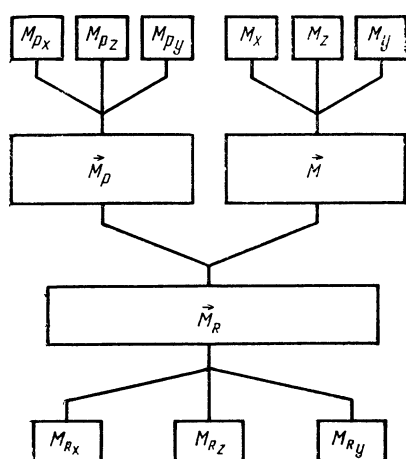


Рис. 113. ГОСТ 20058—74. Связанная система координат

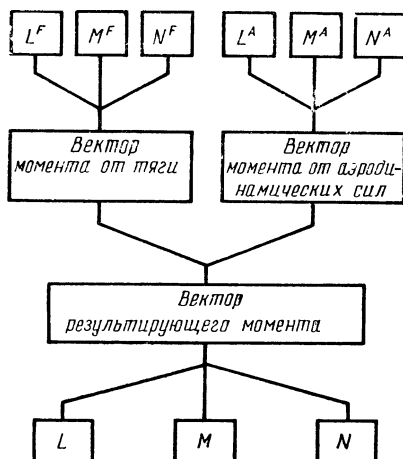


Рис. 114. ИСО. Связанная система координат

ляющая момента от аэродинамических сил вдоль продольной оси; M^A — составляющая момента вдоль поперечной оси; N^A — составляющая момента вдоль нормальной оси.

4.39. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА $\vec{M}_R$ В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ГОСТ 20058—80

На рис. 115 дана схема составляющих $\vec{M}_R$: M_{Pxa} — составляющая момента тяги $\vec{P}$ вдоль оси OX_a ; M_{Pza} — составляющая момента тяги $\vec{P}$ вдоль оси OZ_a ; M_{Pya} — составляющая момента тяги $\vec{P}$ вдоль оси OY_a ; M_{xa} — составляющая момента аэродинамической силы планера вдоль оси OX_a ; M_{ya} — то же вдоль оси OY_a ; M_{za} — то же вдоль оси OZ_a ; M_{Rxa} , M_{Rza} и M_{Rya} — составляющие момента $\vec{M}_R$ относительно осей OX_a , OZ_a и OY_a .

4.40. СОСТАВЛЯЮЩИЕ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕГО МОМЕНТА В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

На рис. 116 дана схема составляющих результирующего момента в скоростной системе координат по ИСО 1151—75: $\vec{M}_a^F$ — составляющая момента тяги $\vec{F}$ вдоль оси x_a ; M_a^F — составляющая момента тяги $\vec{F}$ вдоль оси y_a ; N_a^F — составляющая момента тяги $\vec{F}$ вдоль оси z_a ; L_a^A — составляющая момента от аэродинамической

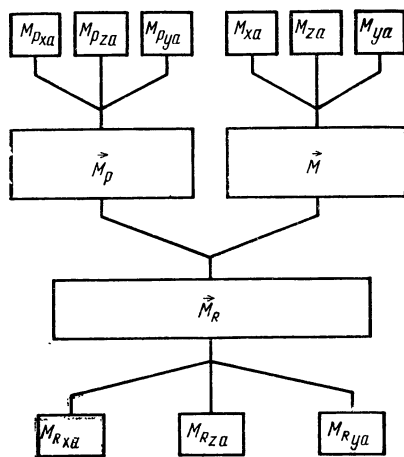


Рис. 115. ГОСТ 20058—74. Скоростная система координат

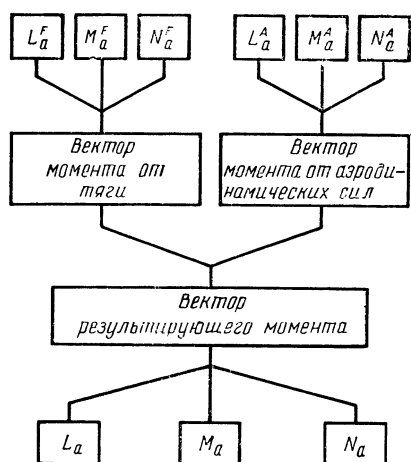


Рис. 116. ИСО. Скоростная система координат

силы планера вдоль оси x_a ; M_a^A — составляющая момента от аэродинамической силы планера вдоль оси y_a ; N_a^A — составляющая от аэродинамической силы планера вдоль оси z_a ; L_a — составляющая результирующего момента вдоль оси x_a ; M_a — то же, но вдоль оси y_a ; N_a — то же, но вдоль оси z_a .

4.41. ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В НАЦИОНАЛЬНЫХ СТАНДАРТАХ С УЧЕТОМ МЕЖДУНАРОДНОГО СТАНДАРТА ИСО 1151—75

Международная организация по стандартизации (ИСО), которая объединяет национальные организации по стандартизации, не пришла к соглашению относительно гротских обозначений аэродинамических сил (в различных системах координат), общих для всех стран, предоставив каждой стране выбор своих обозначений.

Ниже будут даны такие обозначения для указанных сил, принятые в настоящее время в ФРГ, Франции, Англии, сопоставленные с обозначениями, принятыми в СССР.

Кроме того, во всех последующих сравнениях обозначений в первом столбце будут приведены обозначения сил по ИСО, в ка-

честве которых за неимением простых обозначений использованы обозначения проекций этих сил, взятые с соответствующими знаками (характеризующие направления этих сил).

4.42. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ В ФРГ И СССР

В основу обозначений аэродинамических сил, принятых в ФРГ, положены данные, опубликованные в новом национальном стандарте ФРГ LN9300 Blatt 1, December 1970.

В табл. 4.3 обозначения аэродинамических сил, принятые в ФРГ, сравнены с обозначениями, которые сейчас приняты в СССР, а также с обозначениями по ИСО 1151—75, часть I.

Таблица 4.3

Сравнение обозначений аэродинамических сил, принятых в ФРГ и СССР

Система координат	Наименование сил	ИСО 1151—75, часть I*	ФРГ, LN9300, 1970	СССР, ГОСТ 29058—80
Связанная (Körperfestes Achsenkreuz)	Аэродинамическая продольная сила (Tangentialkraft)	$-X^A$	T	X
	Аэродинамическая поперечная сила (Seitenkraft)	Y^A	Y^A	Z
	Аэродинамическая нормальная сила (Normalkraft)	$-Z^A$	N	Y
Скоростная (Aerodynamisches Achsenkreuz)	Сила лобового сопротивления (Widerstand)	$-X_a^A$	W	X_a
	Аэродинамическая боковая сила (Querkraft)	Y_a^A	Q	Z_a
	Аэродинамическая подъемная сила (Auftrieb)	$-Z_a^A$	A	Y_a

* ИСО для указанных в этом столбце аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

Наименование сил и систем координат даны также на немецком языке согласно принятой терминологии в настоящее время.

4.43. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ ВО ФРАНЦИИ И СССР

В основу обозначений аэродинамических сил, принятых во Франции, положены данные, опубликованные в национальном стандарте Франции *Symboles et vocabulaire de la mecanique de vol NFX 02-115*, December 1974.

В табл. 4.4 приведены обозначения аэродинамических сил, принятых во Франции, сравнены с обозначениями, которые сейчас приняты в СССР, а также с обозначениями по ИСО 1151—75 (см. 4.41).

Таблица 4.4

Сравнение аэродинамических сил, принятых во Франции и СССР

Система координат	Наименование силы	ИСО 1151—75, часть 1*	Франция, NFX, 02-115, 1974	СССР, ГОСТ 20058—80
Связанная (Triedre avion)	Аэродинамическая продольная сила (Force axiale)	$-X^A$	$[A$	X
	Аэродинамическая поперечная сила (Force transversale)	Y^A	Y^A	Z
	Аэродинамическая нормальная сила (Force normale)	$-Z^A$	N	Y
Скоростная (Triedre aerodynamique)	Сила лобового сопротивления (Trainée)	X_a^A	—	X_a
	Аэродинамическая боковая сила (Force latéral)	Y_a^A	—	Z_a
	Аэродинамическая подъемная сила (Portance)	$-Z^A$	—	Y_a

* ИСО для указанных в этом столбце аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

Наименования сил и систем координат даны также на французском языке согласно принятой в настоящее время терминологии.

4.44. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ В АНГЛИИ И СССР

В основу обозначений аэродинамических сил, принятых в Англии, положены данные, опубликованные в национальном стандарте British standard; aerospace series Recommendation for symbols for flight dynamics. М. 31. December, 1970 Notation 67001, Issue 1, January 1967 и Notation 67002, Issue 1, October 1966.

В табл. 4.5 даны наряду с новыми и старые обозначения указанных сил, так как почти во всей английской и американской научно-технической литературе по авиации и после выхода новых стандартов используются старые обозначения.

Таблица 4.5

Сравнение обозначений аэродинамических сил, принятых в Англии и СССР

Система координат	Наименование силы	ИСО 1151—75, часть I*	Англия	СССР ГОСТ 20058—80
Связанная (Body axis system)	Аэродинамическая продольная сила (Axial force)	$-X^A$	A	X
	Аэродинамическая поперечная сила (Transverse force)	Y^A	Y	Z
	Аэродинамическая нормальная сила (Normal force)	$-Z^A$	N	Y
Скоростная (Air-parth axis system)	Сила лобового сопротивления (Drag)	$-X_a^A$	D	X_a
	Аэродинамическая боковая сила (Cross-stream force)	Y_a^A	Y_a	Z_a
	Аэродинамическая подъемная сила (Lift)	$-Z_a^A$	L	Y_a

* ИСО для указанных в этом столбце аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

Наименования сил и систем координат даны также на английском языке согласно принятой в настоящее время терминологии.

КОЭФФИЦИЕНТЫ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

5.0. КОЭФФИЦИЕНТЫ СИЛ

При решении задач в аэродинамике и динамике полета в большинстве случаев пользуются не силами, а безразмерными коэффициентами сил, которые определяются как отношение этих сил к скоростному напору q и характерной площади S , за которую обычно принимают для самолетов и ракет площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла с подфюзеляжной частью. За базовую плоскость крыла принимается плоскость, перпендикулярная плоскости симметрии крыла и содержащая центральную хорду этого крыла (2.18).

Для бескрылого аппарата или аппарата с небольшой несущей поверхностью за S принимается площадь миделевого сечения S_m фюзеляжа (корпуса) (см. 3.52). Например, для ракеты с цилиндрическим корпусом и с небольшой несущей поверхностью за S_m принимают площадь, равную $\pi d^2/4$, где d — диаметр корпуса. Для ракеты с коническим корпусом при определении S_m за диаметр принимают максимальный диаметр корпуса $d_{\max}$ (см. рис. 13). Таким образом, коэффициент силы в общем случае, например для некоторой силы X , будет

$$c_x = \frac{X}{qS}.$$

5.1. КОЭФФИЦИЕНТ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ПО ГОСТ 20058—80

В соответствии с 5.0 этот коэффициент определяется как

$$c_R = \frac{R}{qS}.$$

5.2. КОЭФФИЦИЕНТ ТЯГИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В соответствии с 5.0 коэффициент тяги определяется как

$$c_P = \frac{P}{qS},$$

где P — тяга.

5.3. КОЭФФИЦИЕНТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА)

Этот коэффициент определяется как

$$c_{RA} = \frac{R_A}{qS}.$$

5.4. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ПО ОСЯМ КООРДИНАТ

Эти коэффициенты не имеют специальных обозначений и наименований.

5.5. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ КООРДИНАТ

В настоящее время используются приведенные ниже коэффициенты, которые следует применять в практической деятельности институтов, КБ и в лабораториях авиационной промышленности.

Коэффициенты в связанной системе координат:

c_x — коэффициент аэродинамической продольной силы в соответствии с 5.0 определяется как $c_x = X/qS$, где X определена в 4.5. Раньше этот коэффициент обозначался как c_t и c_τ и назывался коэффициентом тангенциальной силы;

c_y — коэффициент аэродинамической нормальной силы в соответствии с 5.0 определяется как $c_y = Y/qS$, где Y определена в 4.5. Раньше этот коэффициент обозначался c_n и назывался коэффициентом нормальной силы;

c_z — коэффициент аэродинамической поперечной силы определяется как $c = Z/qS$, где Z определена в 4.5.

Коэффициенты в скоростной системе координат:

c_{xa} — коэффициент лобового сопротивления определяется как $c_{xa} = X_a/qS$, где X_a определена в 4.5;

c_{ya} — коэффициент аэродинамической подъемной силы определяется как $c_{ya} = Y_a/qS$, где Y_a определена в 4.5;

c_{za} — коэффициент аэродинамической боковой силы определяется как $c_{za} = Z_a/qS$, где Z_a определена в 4.5.

После опубликования международного стандарта ИСО в определение коэффициентов c_{ya} и c_{xa} было добавлено слово «аэродинамический», для того чтобы отличать соответствующие коэффициенты от коэффициентов для проекций результирующей силы $\vec{R}$, в которую входят не только аэродинамические силы, но и тяга двигателей.

5.6. КОЭФФИЦИЕНТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ ПО ГОСТ 1075—41

Для облегчения пользования научно-технической литературой, которая была выпущена до 1975 г., в этом разделе дается краткое описание коэффициентов, которые использовались раньше.

Ниже будут определены коэффициенты составляющих аэродинамической силы планера по осям в четырех системах координат по ГОСТ 1075—41: в связанной, скоростной, земной и полусвязанной системах.

5.7. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Коэффициенты составляющих аэродинамической силы (планера) $\vec{R}_A$ (а по старым обозначениям силы R) по осям связанной системы координат имели следующие обозначения и наименования (в скобках даны названия по новой терминологии):

c_{x1} — коэффициент тангенциальной силы (коэффициент аэродинамической продольной силы);

c_{y1} — коэффициент нормальной силы (коэффициент аэродинамической нормальной силы);

c_{z1} — коэффициент поперечной силы (коэффициент аэродинамической поперечной силы).

5.8. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ В СКОРОСТНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Указанные коэффициенты в скоростной системе имели следующие обозначения и названия:

c_x — коэффициент лобового сопротивления;

c_y — коэффициент подъемной силы;

c_z — коэффициент боковой силы.

Эти коэффициенты в учебниках и другой научно-технической литературе иногда писались с нижними индексами «с» или «V», например c_{xc} , c_{xV} .

5.9. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) ПО ОСЯМ В ЗЕМНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти коэффициенты имели следующие обозначения и наименования:

c_{xg} — коэффициент составляющей силы по оси Ox_g ;

c_{yg} — коэффициент составляющей силы по оси Oy_g ;

c_{zg} — коэффициент составляющей силы по оси Oz_g .

Следует напомнить, что по ГОСТ 1075—41 ось Oz_g — вертикальная ось (направлена по местной вертикали), а оси Ox_g и Oy_g расположены произвольно, но по правой системе.

Коэффициенты c_{xg} , c_{yg} , c_{zg} не имели специального наименования.

5.10. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА) В ПОЛУСВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Эти коэффициенты имели следующие обозначения и наименования:

c_{x2} — коэффициент составляющей силы по оси Ox_2 ;

c_{y2} — коэффициент составляющей силы по оси Oy_2 ;

c_{z2} — коэффициент составляющей силы по оси Oz_2 .

Коэффициенты c_{x2} , c_{y2} , c_{z2} в полусвязанной системе координат не имели специального названия.

5.11. КОЭФФИЦИЕНТЫ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (FORCE COEFFICIENTS) ПО ИСО 1151—75

Эти коэффициенты определены для двух систем координат—связанной (in the body axis system) и скоростной (in the air-path axis system). Ниже даны обозначения указанных коэффициентов.

5.12. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ СИЛЫ

Коэффициенты составляющих силы $\vec{R}$ по осям в связанной системе координат имеют следующие обозначения и наименования:

c_x — коэффициент составляющей силы по оси x ;

c_y — коэффициент составляющей силы по оси y ;

c_z — коэффициент составляющей силы по оси z .

Коэффициенты составляющих силы $\vec{R}$ по осям в скоростной системе координат имеют следующие обозначения и наименования:

$c_{x\alpha}$ — коэффициент составляющей силы по оси x_α ;

$c_{y\alpha}$ — коэффициент составляющей силы по оси y_α ;

$c_{z\alpha}$ — коэффициент составляющей силы по оси z_α .

5.13. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ (ПЛАНЕРА)

Коэффициент аэродинамической силы или составляющая этой силы по осям координат (Airframe aerodynamic force coefficients) — безразмерная величина, равная отношению силы (составляющей силы) к скоростному напору $q = \rho V^2/2$ и характерной площади S крыла летательного аппарата.

5.14. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ В СВЯЗАННОЙ И СКОРОСТНОЙ СИСТЕМАХ КООРДИНАТ

Коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат (in the body axis system) имеют следующие обозначения и наименования:

c_x^A — коэффициент аэродинамической продольной силы (axial force coefficient) — составляющая по оси x , взятая со знаком минус (т. е. $-c_x^A$);

c_y^A — коэффициент аэродинамической поперечной силы (transverse force coefficient) — составляющая по оси y , взятая с тем же знаком, что и проекция (т. е. c_y^A);

c_z^A — коэффициент аэродинамической нормальной силы (normal force coefficient), составляющая по оси z , взятая со знаком минус (т. е. $-c_z^A$).

Коэффициенты аэродинамических сил в скоростной системе координат (in the air-path axis system):

$c_{x\alpha}^A$ — коэффициент силы лобового сопротивления (drag coefficient) — составляющая по оси x_α , взятая со знаком минус (т. е. $-c_{x\alpha}^A$);

c_{ya}^A — коэффициент аэродинамической боковой силы (cross-stream force coefficient) — составляющая по оси y_a , взятая с тем же знаком, что и проекция (т. е. c_{ya}^A);

c_{za}^A — коэффициент аэродинамической подъемной силы (lift coefficient) — составляющая по оси z_a , взятая со знаком минус (т. е. $-c_{za}^A$).

Верхний индекс «А» может быть опущен, если это не приведет к ошибкам.

5.15. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ ТЯГИ ПО ГОСТ 20058—80

Коэффициенты составляющих тяги по осям связанной системы координат имеют следующие обозначения и наименования:

c_{Px} — коэффициент составляющей тяги по оси OX ;

c_{Py} — коэффициент составляющей тяги по оси OY ;

c_{Pz} — коэффициент составляющей тяги по оси OZ .

Коэффициенты составляющих тяги по осям скоростной системы координат имеют следующие обозначения и наименования:

c_{Pxa} — коэффициент составляющей тяги по оси OX_a ;

c_{Pya} — коэффициент составляющей тяги по оси OY_a ;

c_{Pza} — коэффициент составляющей тяги по оси OZ_a .

Коэффициент тяги c_P определяется как отношение тяги P к произведению скоростного напора q на характерную площадь S , т. е. $c_P = P/qS$, причем в большинстве случаев S — площадь крыла.

5.16. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ ТЯГИ ПО ГОСТ 1075—41

Согласно ГОСТ 1075—41 эти коэффициенты не имеют обозначений.

5.17. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ ТЯГИ ПО ИСО 1151—75

В международном стандарте ИСО коэффициент тяги и коэффициенты составляющих тяги по осям координат не имеют обозначений.

5.18. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

При решении задач в аэродинамике и динамике полета пользуются обычно не моментами, а безразмерными коэффициентами моментов, которые определяются как отношение этих моментов к скоростному напору q , характерной площади S , за которую обычно принимают площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (2.18), и характерному линейному размеру, например, l — размаху крыла. В этом случае коэффициент момента можно представить так:

$$m_x = \frac{M_x}{qSl}.$$

5.19. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ПО ГОСТ 20058—80

В соответствии с 4.22 и 5.18 коэффициенты аэродинамических моментов могут быть представлены следующим образом. В связанной системе координат:

коэффициент аэродинамического момента крена

$$m_x = \frac{M_x}{qSl},$$

где l — размах крыла;

коэффициент аэродинамического момента рыскания

$$m_y = \frac{M_y}{qSl};$$

коэффициент аэродинамического момента тангажа

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A},$$

где b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла.

Соответственно в скоростной системе координат:

$$m_{xa} = \frac{M_{xa}}{qSl};$$

$$m_{ya} = \frac{M_{ya}}{qSl};$$

$$m_{za} = \frac{M_{za}}{bSb_A}.$$

Слово «аэродинамический» может быть опущено, если это не приведет к смешиванию понятий.

5.20. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ПО ГОСТ 1075—41

В связанной системе координат (4.23) коэффициенты аэродинамического момента крена, рыскания и тангажа обозначались m_{x1} , m_{y1} , m_{z1} ; в скоростной соответственно (4.23) m_x , m_y , m_z ; в полусвязанной m_{x2} , m_{y2} , m_{z2} .

5.21. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ПО ИСО 1151—75 (MOMENT COEFFICIENTS)

За коэффициент аэродинамического момента принимается безразмерная величина (5.18) и (4.26), равная отношению рассматриваемого момента к скоростному напору q ; характерной площади S и характерной длине l , причем во всех случаях за l берется одна и та же величина, например размах крыла, в то время как в СССР

для определения момента тангажа берется средняя аэродинамическая хорда, а для коэффициентов момента крена и момента рыскания — размах крыла.

5.22. КОЭФФИЦИЕНТЫ СОСТАВЛЯЮЩИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА В СВЯЗАННЫХ И СКОРОСТНЫХ СИСТЕМАХ КООРДИНАТ ПО ИСО 1151—75

В соответствии с 5.21 и 4.27 коэффициенты указанных моментов могут быть представлены в связанной системе координат следующим образом:

$$\begin{aligned}c_l^A &= L^A / qSl; \\ c_m^A &= M^A / qSl; \\ c_n^A &= N^A / qSl.\end{aligned}$$

В скоростной системе координат

$$\begin{aligned}c_{la}^A &= L_a^A / qSl; \\ c_{ma}^A &= M_a^A / qSl; \\ c_{na}^A &= N_a^A / qSl.\end{aligned}$$

Верхний индекс может быть опущен, если это не вызовет ошибки.

Указанные коэффициенты не имеют специального наименования в ИСО.

5.23. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ ТЯГИ ПО ГОСТ 20058—80

В ГОСТ 20058—80 не предусмотрены обозначения и названия коэффициента моментов тяги.

5.24. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ ТЯГИ ПО ГОСТ 1075—41

В ГОСТ 1075—41 не предусмотрены названия и обозначения коэффициентов моментов тяги.

5.25. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ ТЯГИ ПО ИСО 1151—75

В международном стандарте ИСО 1151—75 не предусмотрены названия и обозначения коэффициентов моментов тяги.

5.26. ОБОЗНАЧЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫЕ В НАЦИОНАЛЬНЫХ СТАНДАРТАХ С УЧЕТОМ МЕЖДУНАРОДНОГО СТАНДАРТА

Как было указано в 4.41, ИСО предоставила каждой стране право выбора аэродинамических сил, а следовательно, и коэффициентов этих сил.

Ниже будут даны обозначения коэффициентов аэродинамических сил в ФРГ, Франции, Англии и Советском Союзе, принятые

каждой страной с максимальным приближением к международному стандарту.

В таблицах, приведенных ниже, будут приведены для сравнения обозначения, используемые в настоящее время в СССР, а также обозначения по ИСО.

5.27. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ В ФРГ И СССР

В основу обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых в ФРГ, положены данные, опубликованные в национальном стандарте ФРГ LN 9300, Bl. 1, Flugmechanik, Dez. 1970.

Таблица 5.1

Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил,
принятых в ФРГ и СССР

Система координат	Наименование коэффициента	ИСО 1151—75, часть I*	ФРГ, LN9300, 1970	СССР, ГОСТ 20058—80
Связанная Körperfestes Achsen- kreuz	Коэффициент аэродинамической продольной силы Tangentialkraftbeiwert	$-c_x^A$	c_T	c_x
	Коэффициент аэродинамической поперечной силы Seitenkraftbeiwert	$+c_y^A$	c_y	c_z
	Коэффициент аэродинамической нормальной силы Normalkraftbeiwert	$-c_z^A$	c_N	c_y
Скоростная Aerodynamisches (Flugwindfestes) Achsenkreuz	Коэффициент лобового сопротивления Widerstandbeiwert	$-c_{xa}^A$	c_W	c_{xa}
	Коэффициент аэродинамической боковой силы Querkraftbeiwert	$+c_{ya}^A$	c_Q	c_{za}
	Коэффициент аэродинамической подъемной силы Auftriebsbeiwert	$-c_{za}^A$	c_A	c_{ya}

* ИСО для указанных в этом столбце аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

Обозначения указанных коэффициентов даны для двух систем координат. Наименования коэффициентов и систем координат даны также на немецком языке согласно принятой в настоящее время терминологии (табл. 5.1).

5.28. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ ВО ФРАНЦИИ И СССР

В основу обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых во Франции, положены данные, опубликованные в национальном стандарте Франции NFX — 02-115, Déc. 1974, Symboles et vocabulaire de la mécanique du vol.

Наименования коэффициентов сил и систем координат даны также на французском языке согласно принятой в настоящее время терминологии (табл. 5.2).

5.29. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ В АНГЛИИ И СССР

В основу обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых в Англии, положены данные, опубликованные в национальном стандарте Англии British standard: aerospace series Recommendations for symbols for flight dynamics, M31, December, 1970 и Notation 67001, Issue 1, January 1967 и Notation 67002, Issue 1, October 1966.

Наименования коэффициентов сил и систем координат даны также на английском языке согласно принятой в настоящее время терминологии (табл. 5.3).

5.30. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ПРИНЯТЫХ В СССР И ДРУГИХ СТРАНАХ

В табл. 5.4 дано сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых в СССР, Франции, Англии, ФРГ, США, и по ИСО для связанной и скоростной систем координат.

5.31. СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОМЕНТОВ, ПРИНЯТЫХ В СССР И ДРУГИХ СТРАНАХ

В табл. 5.5 дано сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических моментов, принятых в СССР, Франции, Англии, ФРГ, и по ИСО для связанной и скоростной систем координат.

5.32. ПЕРЕСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ ПРИ ПЕРЕХОДЕ ОТ ОДНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ К ДРУГОЙ

При определении коэффициентов аэродинамических сил и моментов при переходе от одной системы координат к другой могут

Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил,
принятых во Франции и СССР

Система координат	Наименование коэффициента	ИСО 1151—75, часть 1*	Франция, NF X 02-115, 1974	СССР, ГОСТ 20058—80
Связанная (Trièdre avion)	Коэффициент аэродинамической продольной силы (Coefficient de force axiale)	$-c_x^A$	c_A	c_x
	Коэффициент аэродинамической поперечной силы (Coefficient de force transversale)	$+c_y^A$	c_y^A	c_z
	Коэффициент аэродинамической нормальной силы (Coefficient de force normale)	$-c_z^A$	c_N	c_y
Скоростная (Trièdre aérodynamique)	Коэффициент лобового сопротивления (Coefficient de trainée)	$-c_{xa}^A$	c_x	c_{xa}
	Коэффициент аэродинамической боковой силы (Coefficient de force latéral)	$+c_{ya}^A$	c_y	c_{za}
	Коэффициент аэродинамической подъемной силы (Coefficient de portance)	$-c_{za}^A$	c_z	c_{ya}

* ИСО для указанных в этом столбце коэффициентов аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых в Англии и СССР

Система координат	Наименование коэффициента	ИСО 1151—75 часть 1 *	Англия	СССР, ГОСТ 20058—80
Связанная (Body axis system)	Коэффициент аэродинамической продольной силы (Axial force coefficient)	$-c_x^A$	c_A	c_x
	Коэффициент аэродинамической поперечной силы (Transverse force coefficient)	$+c_y^A$	c_y	c_z
	Коэффициент аэродинамической нормальной силы (Normal force coefficient)	$-c_z^A$	c_N	c_y
Скоростная (Air-path axis system)	Коэффициент лобового сопротивления (Drag coefficient)	$-c_{xa}^A$	c_D	c_{xa}
	Коэффициент аэродинамической боковой силы (Cross-stream force coefficient)	$+c_{ya}^A$	c_{ya}	c_{za}
	Коэффициент аэродинамической подъемной силы (Lift coefficient)	$-c_{az}^A$	c_L	c_{ya}

* ИСО для указанных в этом столбце аэродинамических сил не дает специальных обозначений, предоставляя право выбора этих обозначений каждой стране.

быть использованы матрицы направляющих косинусов, которые в краткой и наглядной форме позволяют написать формулы перехода от одной системы координат к другой. С этой целью используются матрицы направляющих косинусов, полученных при трех последовательных поворотах прямоугольной системы координат на углы Эйлера (первой системы): ψ , θ , γ , где ψ — угол рыскания (поворот вокруг оси OY_g) (рис. 117), θ — угол тангажа (поворот

Таблица 5.4

Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил, принятых в СССР и других странах

Система координат	Наименование составляющей аэродинамической силы	СССР		Франция, стандарт NFX 02-115, 1974	Англия, ARC, 1967, 67002, 67001, M31, 1970 и другие источники	ФРГ, стандарт LN 9300, Blatt 1, 1970	США, по литературным источникам	ИСО 1151—75	
		ГОСТ 20058—80	ГОСТ 1075—41					Определение	Обозначение
Связанная	Продольная	c_x	c_{x1}	c_A	c_A	c_T	c_A	$-c_x^A$	—
	Поперечная	c_z	c_{z1}	c_y^A	c_y	c_y	—	c_y^A	—
	Нормальная	c_y	c_{y1}	c_N	c_N	c_N	c_N	$-c_z^A$	—
Скоростная	Лобовое сопротивление	c_{xa}	c_x	c_x	c_D	c_W	c_D	$-c_{xa}^A$	—
	Боковая	c_{za}	c_z	c_y	c_{ya}	c_Q	c_y	c_{ya}^A	—
	Подъемная	c_{ya}	c_y	c_z	c_L	c_A	c_L	$-c_{za}^A$	—

Таблица 5.5

Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических моментов, принятых в СССР и других странах

Система координат	Коэффициент аэродинамического момента	СССР		Франция, стандарт NFX 02-115, 1974	Англия, ARC, 1967, 67001, 67002 M31, 1970 и другие источники	ФРГ, стандарт LN 9300, Blatt 1, 1970	США, по литературным источникам	ИСО 1151—75	
		ГОСТ 20058—80	ГОСТ 1075—41					Определение	Обозначение
Связанная	Крена	m_x	m_{x1}	c_l^A	c_l	c_l	c_l	c_l^A	—
	Тангажа	m_z	m_{z1}	c_m^A	c_m	c_m	c_m	c_m^A	—
	Рыскания	m_y	m_{y1}	c_n^A	c_n	c_n	c_n	$-c_n^A$	—
Скоростная	Крена	m_{xa}	m_x	c_{la}^A	c_{la}	c_{la}	c_l	c_{la}^A	—
	Тангажа	m_{za}^A	m_z	c_{ma}^A	c_{ma}	c_{ma}	c_m	c_{ma}^A	—
	Рыскания	m_{ya}	m_y	c_{na}^A	c_{na}	c_{na}	c_n	$-c_{na}^A$	—

вокруг линии узлов OZ') и γ — угол крена (поворот вокруг оси OX_2). Этими матрицами будут

$$A_\psi = \begin{pmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{pmatrix}; \quad A_\vartheta = \begin{pmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$A_\gamma = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix}.$$

Общая матрица A направляющих косинусов от поворота системы на углы ψ , ϑ , γ будет равна произведению указанных матриц, взятых в указанном порядке:

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\cos \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{pmatrix}.$$

После перемножения этих матриц получим

$$A = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta \\ -\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \\ \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma & \\ -\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma & \end{pmatrix}.$$

Представим эту матрицу в общем виде:

$$A = \begin{pmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{pmatrix}.$$

Тогда каждую из проекций заданной величины в исходной системе координат, например, в системе $OX_g Y_g Z_g$, можно выразить в новой системе, например в системе $OXYZ$, в виде формул

$$X = X_g l_{11} + Y_g l_{12} + Z_g l_{13};$$

$$Y = X_g l_{21} + Y_g l_{22} + Z_g l_{23};$$

$$Z = X_g l_{31} + Y_g l_{32} + Z_g l_{33}.$$

где X , Y , Z и X_g , Y_g , Z_g — величины проекций на соответствующие оси координат вектора $\vec{R}$.

В матричной форме указанные формулы можно записать как

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{pmatrix}.$$

Путем транспонирования матрицы A можно осуществить (обратный) переход от системы координат $OXYZ$ к системе $OX_gY_gZ_g$. В этом случае строками транспонированной матрицы A будут столбцы матрицы A , т. е.

$$A^T = \begin{pmatrix} l_{11} & l_{21} & l_{31} \\ l_{12} & l_{22} & l_{32} \\ l_{13} & l_{23} & l_{33} \end{pmatrix}.$$

В ряде случаев требуется осуществить переход от одной системы координат к другой, при котором достаточно одного или двух поворотов вокруг соответствующих осей систем координат. В этом случае используются выражения для матриц A_ψ и A_θ или A_ϕ в зависимости от задачи. Например, для перехода от полусвязанной системы координат $OX_eY_eZ_e$ к связанной системе координат $OXYZ$, используя матрицу A_ψ и заменяя в ней обозначение угла ψ углом α , получим матрицу для такого перехода:

$$A_\alpha = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

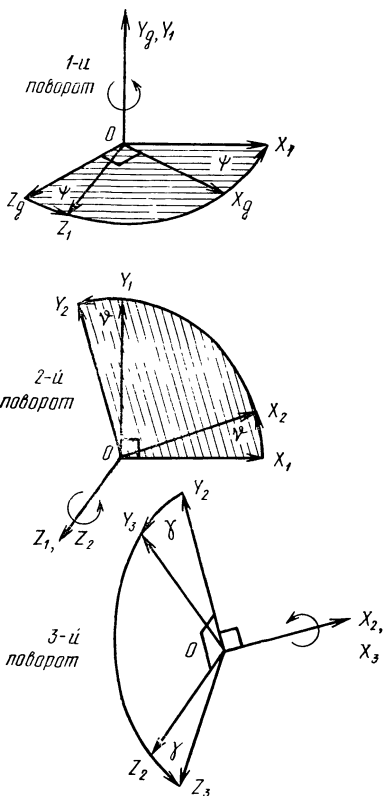


Рис. 117. Углы Эйлера ψ , θ и ϕ

Ниже даны табл. 5.6, 5.7, 5.8 и 5.9 направляющие косинусы, составленные с помощью указанных матриц.

Пример. Определим коэффициенты аэродинамических сил и моментов в скоростной системе координат $OX_aY_aZ_a$, соответствующие коэффициентам, полученным в полусвязанной системе координат $OX_eY_eZ_e$.

Пользуясь табл. 5.8, получим

$$c_{xa} = c_{xe} \cos \beta - c_{ze} \sin \beta;$$

$$c_{ya} = c_{ye};$$

$$c_{za} = c_{xe} \sin \beta + c_{ze} \cos \beta;$$

$$m_{xa} = m_{xe} \cos \beta + m_{ze} \sin \beta \frac{b_A}{l};$$

$$m_{ya} = m_{ye};$$

$$m_{za} = m_{ze} \cos \beta - m_{xe} \sin \beta \frac{l}{b_A}.$$

Таблица 5.6

Связанная система координат				
	Оси	OX	OY	OZ
Нормальная	OX_g	$\cos \psi \cos \vartheta$	$-\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma +$ $+\sin \psi \sin \gamma$	$\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma +$ $+\sin \psi \sin \gamma$
	OY_g	$\sin \vartheta$	$\cos \vartheta \cos \gamma$	$-\cos \vartheta \sin \gamma$
	OZ_g	$-\sin \psi \cos \vartheta$	$\sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma +$ $+\cos \psi \sin \gamma$	$-\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma +$ $+\cos \psi \cos \gamma$
Скоростная	OX_a	$\cos \alpha \cos \beta$	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \beta$
	OY_a	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
	OZ_a	$-\cos \alpha \sin \beta$	$\sin \alpha \sin \beta$	$\cos \beta$
Полусвязанная	OX_e	$\cos \alpha$	$-\sin \alpha$	0
	OY_e	$\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
	OZ_e	0	0	1

Таблица 5.7

Скоростная система				
	Оси	OX_a	OY_a	OZ_a
Нормальная	OX_g	$\cos \psi_a \cos \vartheta_a$	$-\cos \psi_a \sin \vartheta_a \cos \gamma_a +$ $+\sin \psi_a \sin \gamma_a$	$\cos \psi_a \sin \vartheta_a \sin \gamma_a +$ $+\sin \psi_a \cos \gamma_a$
	OY_g	$\sin \vartheta_a$	$\cos \vartheta_a \cos \gamma_a$	$-\cos \vartheta_a \cos \gamma_a$
	OZ_g	$-\sin \psi_a \cos \vartheta_a$	$\sin \psi_a \sin \vartheta_a \cos \gamma_a +$ $+\cos \psi_a \sin \gamma_a$	$-\sin \psi_a \sin \vartheta_a \sin \gamma_a +$ $+\cos \psi_a \cos \gamma_a$

Скоростная система

	Оси	OX_a	OY_a	OZ_a
Связанная	OX	$\cos \alpha \cos \beta$	$\sin \alpha$	$-\cos \alpha \sin \beta$
	OY	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\cos \alpha$	$\sin \alpha \sin \beta$
	OZ	$\sin \beta$	0	$\cos \beta$
Полусвязанная	OX_e	$\cos \beta$	0	$-\sin \beta$
	OY_e	0	1	0
	OZ_e	$\sin \beta$	0	$\cos \beta$

Таблица 5.8

Полусвязанная система

	Оси	OX_e	OY_e	OZ_e
Скоростная	OX_a	$\cos \beta$	0	$\sin \beta$
	OY_a	0	1	0
	OZ_a	$-\sin \beta$	0	$\cos \beta$
Связанная	OX	$\cos \alpha$	$\sin \alpha$	0
	OY	$-\sin \alpha$	$\cos \alpha$	0
	OZ	0	0	1

Нормальная система				
	Оси	OX_g	OY_g	OZ_g
Скоростная	OX_a	$\cos \psi_a \cos \vartheta_a$	$\sin \vartheta_a$	$-\sin \psi_a \cos \vartheta_a$
	OY_a	$-\cos \psi_a \sin \vartheta_a \cos \gamma_a +$ $+\sin \psi_a \sin \gamma_a$	$\cos \vartheta_a \sin \gamma_a$	$\sin \psi_a \sin \vartheta_a \cos \gamma_a +$ $+\cos \psi_a \sin \gamma_a$
	OZ_a	$\cos \psi_a \sin \vartheta_a \sin \gamma_a +$ $+\sin \psi_a \cos \gamma_a$	$-\cos \vartheta_a \sin \gamma_a$	$-\sin \psi_a \sin \vartheta_a \sin \gamma_a +$ $+\cos \psi_a \cos \gamma_a$
Связанная	OX	$\cos \psi \cos \vartheta$	$\sin \vartheta$	$-\sin \psi \cos \vartheta$
	OY	$-\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma +$ $+\sin \psi \sin \gamma$	$\cos \vartheta \cos \gamma$	$\sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma +$ $+\cos \psi \sin \gamma$
	OZ	$\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma +$ $+\sin \psi \cos \gamma$	$-\cos \vartheta \sin \gamma$	$-\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma +$ $+\cos \psi \cos \gamma$

Раздел 6

КОЭФФИЦИЕНТЫ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ

6.0. ШАРНИРНЫЙ МОМЕНТ

Шарнирный момент — момент относительно оси вращения управляющей поверхности, возникающий от воздействия воздушного потока при обтекании соответствующих поверхностей.

6.1. КОЭФФИЦИЕНТ ШАРНИРНОГО МОМЕНТА

Коэффициент шарнирного момента $m_{ш}$ — безразмерный коэффициент, определяемый по аналогии с коэффициентами моментов летательных аппаратов по формуле

$$m_{ш} = \frac{M_{ш}}{q S' b'_{A \perp}},$$

где $M_{ш}$ — шарнирный момент рассматриваемой управляющей поверхности; q — скоростной напор невозмущенного потока; S' — площадь рассматриваемой управляющей поверхности за осью вращения (рис. 118).

Иногда коэффициент шарнирного момента $m_{ш}$ относится к габаритной площади S и к габаритной средней аэродинамической хорде (по перпендикуляру к оси вращения) (рис. 119).

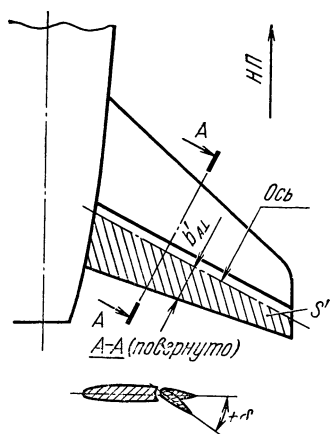


Рис. 118. Площадь руля за осью вращения S' и средняя аэродинамическая хорда, взятая по этой площади по перпендикуляру к оси вращения $b_{A\perp}$, используемые для определения коэффициента шарнирного момента

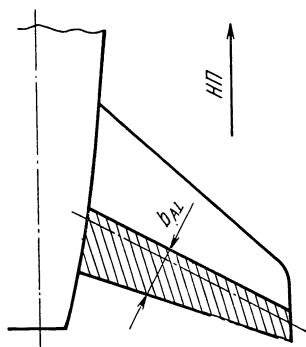


Рис. 119. Габаритная площадь руля и средняя аэродинамическая хорда, взятая по габаритной площади по перпендикуляру к оси вращения

6.2. ЗАВИСИМОСТИ КОЭФФИЦИЕНТОВ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ

Коэффициенты $m_{ш}$ задаются обычно в виде следующих зависимостей:

$$m_{ш} = f(\delta); \Delta m_{ш} = f(\delta); m_{ш}^{\delta} = f(M);$$

$$m_{ш}^{\alpha} = f(M); m_{ш}^{\delta_{тр}} = f(M); m_{ш}^{\delta_{с.к}} = f(M); m_{ш} = f(\alpha).$$

6.3. КОЭФФИЦИЕНТ ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ ВЫСОТЫ

На рис. 120 показана типичная диаграмма зависимости коэффициента шарнирного момента руля высоты от угла отклонения руля $\delta_{в}$. На рис. 120 зависимость $m_{ш.в} = f(\delta_{в})$ построена для руля высоты как при нулевом отклонении триммера, так и для руля с триммером, отклоненным на углы 15, —10, —5 и +5°. На рис. 120 показаны знаки углов отклонения руля высоты и триммера.

6.4. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ ВЫСОТЫ

При подборе конструктивных и аэродинамических параметров рулей высоты возникает необходимость в определении $\Delta m_{ш.в}$ для ряда углов отклонения руля высоты $\delta_{в}$.

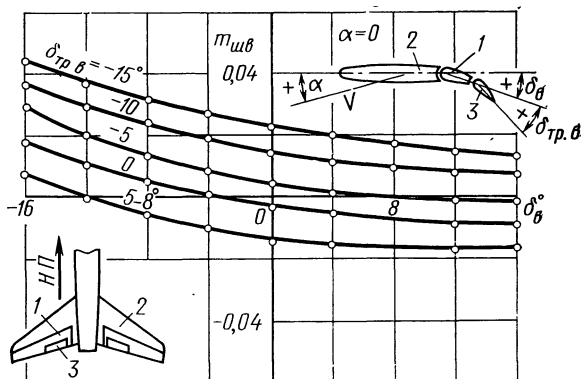


Рис. 120. Зависимость коэффициента шарнирного момента руля высоты от угла отклонения руля при разных углах отклонения триммера:

1—руль высоты; 2—стабилизатор; 3—триммер

Величина $\Delta m_{ш.в}$ определяется из выражения

$$\Delta m_{ш.в} = m_{ш.в \delta_в \neq 0} - m_{ш.в \delta_в = 0},$$

где $m_{ш.в \delta_в \neq 0}$ — коэффициент шарнирного момента руля при отклонении руля на некоторый угол; $m_{ш.в \delta_в = 0}$ — коэффициент шарнирного момента при неотклоненном руле высоты.

Величины $m_{ш.в}$ при угле $\delta_в \neq 0$ и $m_{ш.в}$ при угле $\delta_в = 0$ берутся из диаграммы $m_{ш.в} = f(\delta_в)$, аналогично приведенным выше на рис. 120. Определив $\Delta m_{ш.в}$ для ряда углов $\delta_в$ при $\alpha = \text{const}$, строят

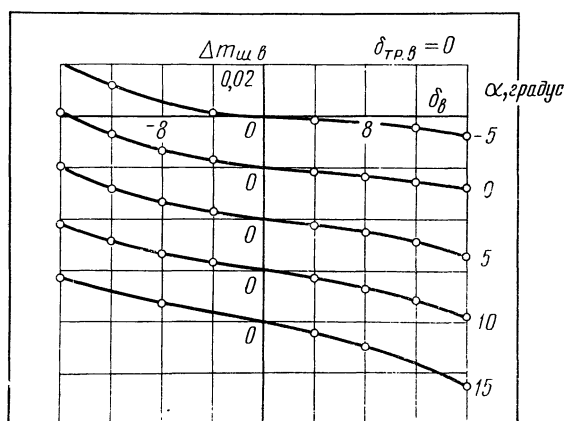


Рис. 121. Диаграмма приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от угла его отклонения при разных углах атаки

диаграмму $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_в)$ для заданного угла атаки α . Обычно такое построение диаграммы ведется для нескольких углов атаки α , охватывающих возможные режимы полета изучаемого летательного аппарата.

На рис. 121 показана типичная диаграмма $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_в)$, построенная для углов атаки $\alpha = -5, 0, 5, 10$ и 15° при неотклоненном триммере руля высоты ($\delta_{тр.в} = 0$). Оси абсцисс зависимостей $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_в)$ для разных углов α смещены по вертикали ради удобства отсчета $\Delta m_{ш.в}$.

6.5. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ ВЫСОТЫ С ТРИММЕРОМ

Зависимостью приращения коэффициента шарнирного момента $\Delta m_{ш.в}$ руля высоты по углу отклонения триммера $\delta_{тр.в}$ при разных значениях угла α пользуются для оценки эффективности триммера руля высоты.

Величина $\Delta m_{ш.в}$ в данном случае определяется из формулы

$$\Delta m_{ш.в} = m_{ш.в \delta_{тр} \neq 0} - m_{ш.в \delta_{тр} = 0},$$

где $m_{ш.в \delta_{тр} \neq 0}$ — коэффициент шарнирного момента руля с отклоненным на угол $\delta_{тр}$ триммером при различных α и β ; $m_{ш.в \delta_{тр} = 0}$ — коэффициент шарнирного момента руля с неотклоненным триммером при тех же условиях.

Примерная зависимость $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_{тр.в})$ показана на рис. 122.

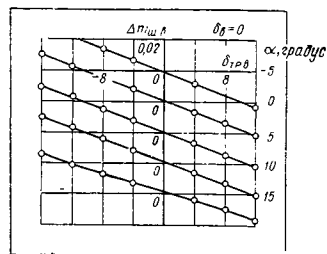


Рис. 122. Диаграмма приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты по углу отклонения триммера при разных углах атаки

6.6. КОЭФФИЦИЕНТ ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Примерная зависимость $m_{ш.н} = f(\delta_н)$ для руля направления дана на рис. 123, где коэффициенты шарнирных моментов построены для угла атаки $\alpha = 0$ при различных углах отклонения триммера $\delta_{тр.н}$ ($\delta_{тр.н} = -15, -5, 0, 5$ и 15°). На рисунке показаны знаки углов отклонения руля направления и триммера на руле направления.

6.7. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Типичная диаграмма зависимости $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_н)$ по углу отклонения руля направления $\delta_н$ при разных углах атаки крыла α (при неотклоненном триммере) показана на рис. 124. Величина $\Delta m_{ш.н}$ определяется аналогично величине $\Delta m_{ш.в}$ (см. 6.4). Построение зависимостей $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_н)$ для разных углов атаки α аналогично приведенному выше на рис. 121.

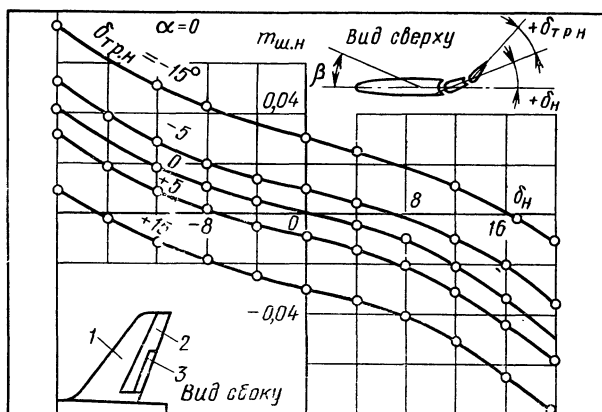


Рис. 123. Диаграмма зависимости коэффициента шарнирного момента руля направления от угла его отклонения при разных углах отклонения триммера:
1—киль; 2—руль направления; 3—триммер

6.8. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ С ТРИММЕРОМ

Зависимость приращения коэффициента шарнирного момента $\Delta m_{ш.н}$ от угла отклонения триммера $\delta_{тр.п}$ руля направления при разных углах атаки α при неотклоненном руле направления $\delta_n=0$ дана на рис. 125, где вычерчена типичная диаграмма $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_{тр.п})$. Зависимость $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_{тр.п})$ характеризует эффектив-

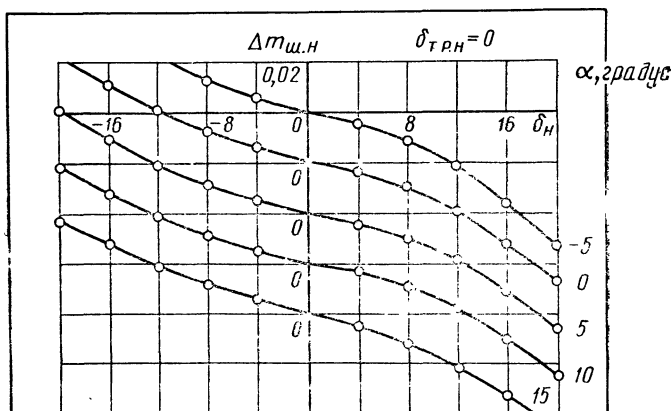


Рис. 124. Диаграмма приращения коэффициента шарнирного момента руля направления от угла его отклонения при разных углах атаки

ность триммера руля направления при заданном угле отклонения руля (в приведенном примере — при $\delta_H = 0^\circ$) и в заданном диапазоне углов атаки α .

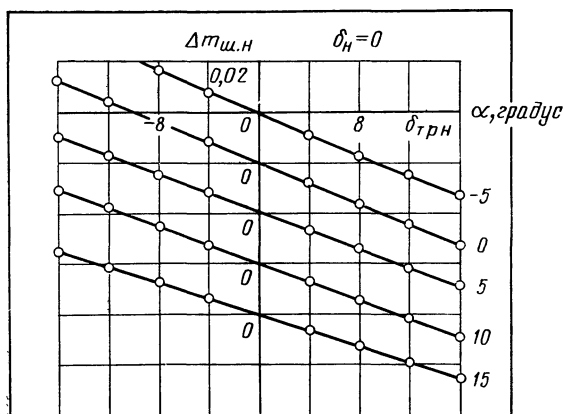


Рис. 125. Диаграмма приращения коэффициента шарнирного момента руля направления по углу отклонения триммера при разных углах атаки

6.9. КОЭФФИЦИЕНТ ШАРНИРНОГО МОМЕНТА ЭЛЕРОНА

Типичная диаграмма зависимости коэффициента шарнирного момента $m_{ш.э}$ элерона по углу отклонения элерона $\delta_э$ для фиксированного угла атаки (например, для $\alpha = 0^\circ$) показана на рис. 126, где кроме зависимости $m_{ш.э} = f(\delta_э)$, построенной при нулевом от-

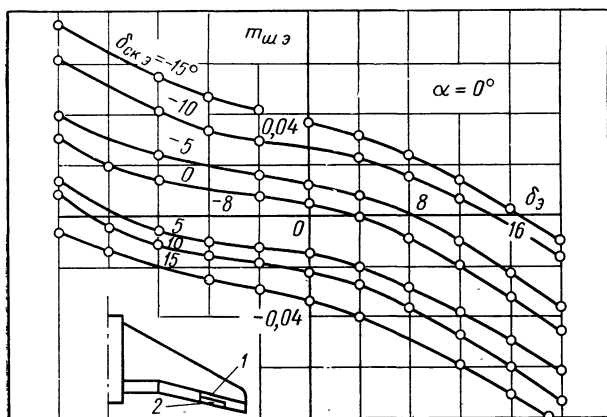


Рис. 126. Диаграмма зависимости коэффициента шарнирного момента элерона по углу отклонения элерона при разных углах отклонения сервокомпенсатора:
1—элерон; 2—сервокомпенсатор

клонении сервокомпенсатора ($\delta_{ск.э} = 0$) элерона, даны зависимости $m_{ш.э} = f(\delta_э)$ и для других углов отклонения сервокомпенсатора ($\delta_{ск.э} = -15, -10, -5, +5, +10, +15^\circ$).

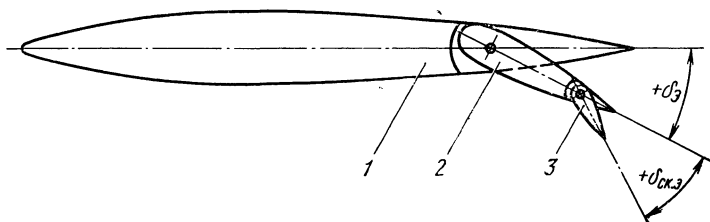


Рис. 127. Знаки углов отклонения элерона и сервокомпенсатора элерона:

1—правое полукрыло; 2—элерон; 3—сервокомпенсатор элерона

Знаки углов отклонения элеронов $\delta_э$ и сервокомпенсатора элерона $\delta_{ск.э}$ показаны на рис. 127, на котором дана схема сечения правого полукрыла с элероном и сервокомпенсатором элерона.

6.10. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА ЭЛЕРОНА

Типичная диаграмма зависимости приращения коэффициента шарнирного момента $\Delta m_{ш.э}$ элерона от угла отклонения элерона $\delta_э$ и от угла атаки α при неотклоненном сервокомпенсаторе элерона показана на рис. 128. Видно, что угол α оказывает значительное

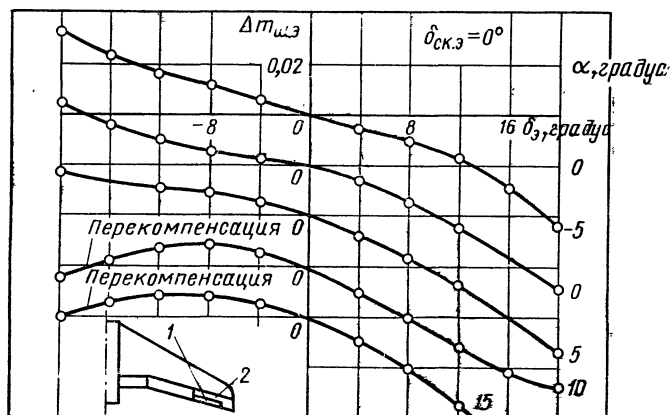


Рис. 128. Зависимость приращения коэффициента шарнирного момента элерона от угла его отклонения при разных углах атаки

влияние на величину $\Delta m_{ш.э}$. В приведенном примере при углах $\alpha = 10^\circ$ и $\alpha = 15^\circ$ наблюдается перекомпенсация элерона по углу отклонения при отрицательных углах δ_α .

6.11. ПРИРАЩЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ШАРНИРНОГО МОМЕНТА ЭЛЕРОНА С СЕРВОКОМПЕНСАТОРОМ

Примерная диаграмма зависимости приращения коэффициента шарнирного момента элерона $\Delta m_{ш.э}$ от угла отклонения сервокомпенсатора элерона $\delta_{ск.э}$ при неотклоненном правом элероне ($\delta_\alpha = 0$)

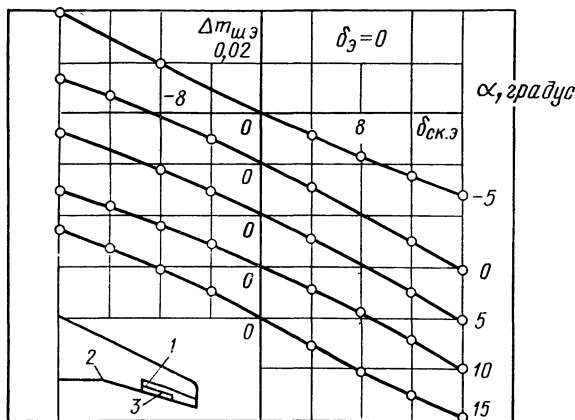


Рис. 129. Зависимость приращения коэффициента шарнирного момента элерона по углу отклонения сервокомпенсатора при разных углах атаки:

1—элерон; 2—крыло; 3—сервокомпенсатор

при различных значениях угла атаки α ($\alpha = -5, 0, +5, +10$ и $+15^\circ$) показана на рис. 129.

Зависимость $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_{ск.э})$ характеризует эффективность сервокомпенсатора элерона. Диаграмма $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_{ск.э})$ получена при числе $M = 0,2$.

6.12. ПРОИЗВОДНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ

С помощью приведенных выше диаграмм шарнирных моментов $m_{ш} = f(\delta)$ при $\alpha = \text{const}$, $m_{ш} = f(\alpha)$ при $\delta = \text{const}$, $m_{ш} = f(\delta_{тр})$ при $\alpha = \text{const}$ и $\delta = \text{const}$ и других, построенных для рулей высоты, рулей направления, элеронов и т. д., можно определить частные производные от коэффициента шарнирного момента по углу отклонения управляющей поверхности $m_{ш}^\delta$, а также по углу атаки крыла α , т. е. $m_{ш}^\alpha$ и т. д.

Производные шарнирных моментов зависят от числа Маха, а потому для полной оценки шарнирных моментов необходимо иметь зависимости указанных величин от числа Маха.

6.13. ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА МАХА

Типичные диаграммы зависимостей частных производных коэффициента шарнирного момента $m_{\text{ш}}$ по углу отклонения элеронов

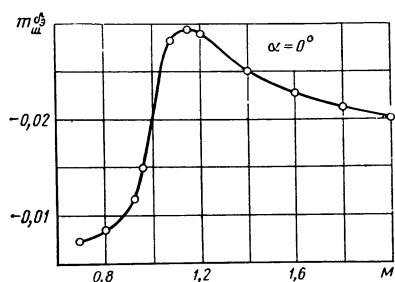


Рис. 130. Диаграмма зависимостей частных производных коэффициента шарнирного момента элеронов по углу их отклонения от числа М

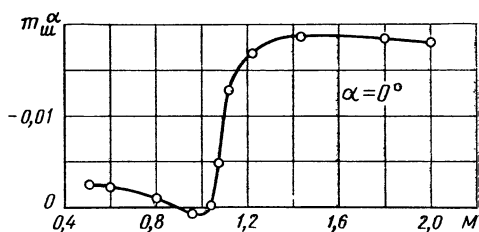


Рис. 131. Диаграмма зависимостей частных производных коэффициента шарнирного момента элерона по углу атаки от числа М

δ_{α} и коэффициента шарнирного момента $m_{\text{ш}}$ по углу атаки α от числа Маха для элеронов, установленных на треугольном крыле малого удлинения, показаны на рис. 130 и 131.

Раздел 7

ХАРАКТЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТОЧКИ, НЕЙТРАЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ И ПАРАМЕТРЫ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

7.1. ХАРАКТЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТОЧКИ

Термин	Определение
Фокус по углу атаки (фокус)	Точка на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии. Момент тангажа относительно этой точки не изменяется при малом изменении только угла атаки α , т. е. $\partial m_{Rz} / \partial \alpha = 0$
Фокус по отклонению органа управления тангажом	Точка на той же линии, что и фокус по углу атаки. Момент тангажа относительно этой точки не изменяется при малых изменениях только угла отклонения органа управления тангажом δ_a , т. е. $\partial m_{Rz} / \partial \delta_a = 0$
Фокус по углу скольжения	Точка в плоскости симметрии. Моменты рыскания и крена в этой точке не изменяются при малых изменениях только угла скольжения β , т. е. $\partial m_{Ry} / \partial \beta = 0;$ $\partial m_{Rx} / \partial \beta = 0$
Фокус по отклонению органа управления рысканием	Точка в плоскости симметрии. Моменты рыскания и крена в этой точке не изменяются при малых изменениях только угла отклонения органа управления рысканием, т. е. $\partial m_{Ry} / \partial \delta_r = 0;$ $\partial m_{Rx} / \partial \delta_r = 0$

7.2. НЕЙТРАЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ

Термин	Определение
Нейтральная центровка по перегрузке при фиксированном руле высоты	Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии. Момент тангажа относительно этой точки не зависит от малых изменений подъемной силы при фиксированном руле высоты (в квазиустановившемся криволинейном движении с $V = \text{const}$ в вертикальной плоскости)
Нейтральная центровка по перегрузке при свободном руле высоты	То же при свободном руле высоты

Термин	Определение
Нейтральная центровка по скорости при фиксированном руле высоты	Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой на линии пересечения плоскости Oxz (связанной системы координат) с плоскостью симметрии. Момент тангажа относительно этой точки не зависит от малых изменений скорости (в установившемся прямолинейном полете) при фиксированном руле высоты
Нейтральная центровка по скорости при свободном руле высоты	То же при свободном руле высоты

Примечание. Аналогичные определения даются для нейтральных центровок по перегрузке при фиксированном рычаге управления и для свободного рычага управления, а также для точек нейтральности по скорости.

7.3. ПАРАМЕТРЫ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

Термин	Определение	Обозначение
Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном руле высоты	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при фиксированном руле высоты при криволинейном квазистационарном установившемся движении в вертикальной плоскости при $V = \text{const}$	σ_z
То же со свободным рулем высоты	То же, но со свободным рулем	$\sigma_{z,c}$
Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в прямолинейном установившемся полете при фиксированном руле высоты	σ_v
То же со свободным рулем высоты	То же со свободным рулем	$\sigma_{v,c}$

Примечание. Аналогично составляются определения степени продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном рычаге управления и при свободном рычаге управления, а также и для определения степени продольной статической устойчивости по скорости при указанных выше условиях.

Эффективность органа управления тангажом	Приращение коэффициента момента тангажа при полном отклонении органа управления тангажом от нейтрального положения	$\Delta m_{z\theta}$
Эффективность органа управления креном	Приращение коэффициента момента крена при полном отклонении органа управления креном от нейтрального положения	$\Delta m_{x\alpha}$
Эффективность органа управления рысканием	Приращение коэффициента момента рыскания при полном отклонении органа управления рысканием от нейтрального положения	$\Delta m_{y\beta}$

Термин	Определение	Обозначение
Коэффициент эффективности органа управления тангажом	Частная производная коэффициента момента тангажа по углу отклонения органа управления тангажом	m_z^δ
Коэффициент эффективности органа управления креном	Частная производная коэффициента момента крена по углу отклонения органа управления креном	m_x^δ
Коэффициент эффективности органа управления рысканием	Частная производная коэффициента момента рыскания органа управления рысканием	m_y^δ

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ ПРОИЗВОДНЫХ ОТ КОЭФФИЦИЕНТОВ СИЛ И МОМЕНТОВ ПО УГЛУ АТАКИ И УГЛУ СКОЛЬЖЕНИЯ

Частная производная от коэффициента силы и момента	Обозначение	
	по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
По углу атаки α		
$\partial c_x / \partial \alpha$	$c_{x\alpha}$	c_x^α
$\partial c_y / \partial \alpha$	$c_{y\alpha}$	c_z^α
$\partial c_z / \partial \alpha$	$c_{z\alpha}$	c_y^α
$\partial c_l / \partial \alpha$	$c_{l\alpha}$	m_x^α
$\partial c_m / \partial \alpha$	$c_{m\alpha}$	m_z^α
$\partial c_n / \partial \alpha$	$c_{n\alpha}$	m_y^α

По углу скольжения β

$\partial c_x / \partial \beta$	$c_{x\beta}$	c_x^β
$\partial c_y / \partial \beta$	$c_{y\beta}$	c_y^β
$\partial c_z / \partial \beta$	$c_{z\beta}$	c_z^β
$\partial c_l / \partial \beta$	$c_{l\beta}$	m_x^β
$\partial c_m / \partial \beta$	$c_{m\beta}$	m_z^β
$\partial c_n / \partial \beta$	$c_{n\beta}$	m_y^β

Приложение 2

**СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ ПРОИЗВОДНЫХ
ОТ КОЭФФИЦИЕНТОВ СИЛ И МОМЕНТОВ ПО ЧИСЛУ М**

Частная производная от коэффициентов силы и момента	Обозначение	
	по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
По числу Маха		
$\partial c_x / \partial M$	c_{xM}	c_{xM}^{Λ}
$\partial c_y / \partial M$	c_{yM}	c_{yM}^{Λ}
$\partial c_z / \partial M$	c_{zM}	c_{zM}^{Λ}
$\partial c_l / \partial M$	c_{lM}	m_x^M
$\partial c_m / \partial M$	c_{mM}	m_z^M
$\partial c_n / \partial M$	c_{nM}	m_y^M

Приложение 3

**СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ ПРОИЗВОДНЫХ
ОТ КОЭФФИЦИЕНТОВ СИЛ И МОМЕНТОВ
ПО БЕЗРАЗМЕРНОЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

Частная производная от коэффициентов силы и момента	Обозначение	
	по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
По безразмерной угловой скорости p^*		
$\partial c_x / \partial p^*$	c_{xp}	$\bar{c}_{x\omega}^{\omega}$
$\partial c_y / \partial p^*$	c_{yp}	$\bar{c}_{y\omega}^{\omega}$
$\partial c_z / \partial p^*$	c_{zp}	$\bar{c}_{z\omega}^{\omega}$
$\partial c_l / \partial p^*$	c_{lp}	$\bar{m}_x^{\omega}$
$\partial c_m / \partial p^*$	c_{mp}	$\bar{m}_z^{\omega}$
$\partial c_n / \partial p^*$	c_{np}	$\bar{m}_y^{\omega}$

По безразмерной угловой скорости q^*

$\partial c_x / \partial q^*$	c_{xq}	$\bar{c}_{x\omega}^{\omega}$
$\partial c_y / \partial q^*$	c_{yq}	$\bar{c}_{y\omega}^{\omega}$
$\partial c_z / \partial q^*$	c_{zq}	$\bar{c}_{z\omega}^{\omega}$
$\partial c_l / \partial q^*$	c_{lq}	$\bar{m}_x^{\omega}$

Частная производная от коэффициентов силы и момента	Обозначение	
	по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
$\partial c_m / \partial q^*$	c_{mq}	$\overline{m_z^{\omega z}}$
$\partial c_n / \partial q^*$	c_{nq}	$\overline{m_y^{\omega z}}$

По безразмерной угловой скорости r^*

$\partial c_x / \partial r^*$	c_{xr}	$\overline{c_{xy}^{\omega y}}$
$\partial c_y / \partial r^*$	c_{yr}	$\overline{c_{zy}^{\omega y}}$
$\partial c_z / \partial r^*$	c_{zr}	$\overline{c_{yy}^{\omega y}}$
$\partial c_l / \partial r^*$	c_{lr}	$\overline{m_{xy}^{\omega y}}$
$\partial c_m / \partial r^*$	c_{mr}	$\overline{m_{zy}^{\omega y}}$
$\partial c_n / \partial r^*$	c_{nr}	$\overline{m_{yy}^{\omega y}}$

Приложение 4

СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Система координат	Наименование угловой скорости	Обозначение	
		по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
Связанная	Скорость крена	p	ω_x
	Скорость тангажа	q	ω_z
	Скорость рыскания	$-r$	ω_y
Скоростная	Скорость крена	p_a	ω_{xa}
	Скорость тангажа	q_a	ω_{za}
	Скорость рыскания	$-r_a$	ω_{ya}
	Безразмерная скорость крена	p^*	$\overline{\omega_x} = \frac{\omega_x l}{2V}$
	Безразмерная скорость тангажа	q^*	$\overline{\omega_z} = \frac{\omega_z b_A}{V}$
	Безразмерная скорость рыскания	r^*	$\overline{\omega_y} = \frac{\omega_y l}{2V}$

Приложение 5

ОБОЗНАЧЕНИЕ ТРАЕКТОРНЫХ УГЛОВ И УГЛОВ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ВЕТРА (В ТРАЕКТОРНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ)

Наименование угла	По ИСО		По ГОСТ 20058—80
	Наименование	Обозначение	
Траекторные углы	Угол пути	$-\chi$	ψ
	Угол наклона траектории	γ	θ
Углы вектора скорости ветра	Угол вектора	$-\chi_w$	ψ_w
	Наклон ветра	γ_w	θ_w

Приложение 6

СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ ТЯГИ И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ

Система координат	Наименование тяги и ее проекций	Обозначение	
		по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
Любая	Тяга		
	Результирующая всех сил, относящихся к системе движущих сил	$\vec{F} (F)$	$\vec{P} (P)$
Связанная	Составляющая по продольной оси	F_x	P_x
	Составляющая по поперечной оси	F_y	P_z
	Составляющая по нормальной оси	F_z	P_y
Скоростная	Составляющая по направлению полета	F_{xa}	P_{xa}
	Составляющая по оси боковой силы	F_{ya}	P_{za}
	Составляющая по оси подъемной силы	F_{za}	P_{ya}

Приложение 7

**СРАВНЕНИЕ ОБОЗНАЧЕНИЙ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ
И ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ**

Наименование	Направление отклонения органа управления	Сбозначение	
		по ИСО 1151—75	по ГОСТ 20058—80
Угловое или линейное перемещение органа управления	—	δ	δ
Отклонение органа управления, создающего момент крена	По крену	δ_l	$\delta_{\text{э}}$ $\delta_{\text{эв}}$
Отклонение органа управления, создающего момент тангажа	По тангажу	δ_m	δ_v
Отклонение органа управления, создающего момент рыскания	По рысканию	δ_n	δ_n

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика пространственного движения самолета. М.: Машиностроение, 1967. 227 с.
2. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 349 с.
3. ГОСТ 21890—76. Фюзеляж, крылья и оперение самолетов и вертолетов. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1976. 17 с.
4. ГОСТ 22833—77. Характеристики самолета геометрические. Термины, определения и буквенные обозначения. М.: Издательство стандартов, 1978. 22 с.
5. ГОСТ 23281—78. Аэродинамика летательных аппаратов. Термины, определения и буквенные обозначения. М.: Издательство стандартов, 1979. 32 с.
6. ГОСТ 4401—73. Стандартная атмосфера. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1974. 117 с.
7. ГОСТ 20058—80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 52 с.
8. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектория летательных аппаратов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1968. 500 с.
9. Снешко Ю. И. Исследование в полете устойчивости и управляемости самолета. М.: Машиностроение, 1971. 327 с.
10. Микеладзе В. Г., Титов В. М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и крылатых ракет. М.: Машиностроение, 1974. 151 с.
11. Микеладзе В. Г., Титов В. М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. М.: Машиностроение, 1978. 124 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- Атмосферное давление (1.8)
- Атмосфера стандартная (1.14)
- Аэродинамика (1.1)
 - прикладная (1.4)
 - теоретическая (1.2)
 - экспериментальная (1.3)
- Аэродинамическая компенсация (1.44)
 - — внутренняя (1.46)
 - — осевая и роговая (1.45)
- Аэродинамическая сила (4.3; 4.13)
- Аэродинамические силы (1.5)
- Аэродинамические коэффициенты
 - — боковой силы (5.5)
 - — лобового сопротивления (5.5)
 - — момента крена (5.19)
 - — рыскания (5.19)
 - — подъемной силы (5.5)
 - — продольного момента (5.19)
- Аэродинамический момент (1.6; 4.20)
- Базовая плоскость самолета (2.15)
- Базовые системы координат самолета (2.16)
- Базовая плоскость горизонтального оперения (2.19)
- Базовая плоскость крыла (2.18)
- Базовая площадь крыла (3.40)
- Вихрегенераторы (1.21)
- Воздушные тормоза (1.38)
- Воздушная скорость самолета или ракеты (1.56.1)
- Гасители подъемной силы (1.40)
- Геометрические параметры самолетов (3.0)
 - — характеристики профиля крыла (3.102)
 - — фюзеляжа (корпуса) (3.103)
- Горизонталь строительная (3.103)
- Давление
 - атмосферное (барометрическое) (1.8)
 - динамическое (1.11)
 - полное (давление торможения) (1.10)
 - статическое в движущейся среде (1.9)
- Диаграммы зависимости
 - — коэффициента шарнирного момента руля высоты от угла его отклонения (6.3)
 - — — шарнирного момента руля направления от угла его отклонения (6.6)
 - — — шарнирного момента элерона от угла его отклонения (6.9)
 - — — приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты с триммером (6.5)
 - — — шарнирного момента руля направления от угла отклонения триммера (6.8)
 - — — шарнирного момента от руля отклонения руля направления (6.7)
 - — — шарнирного момента от угла отклонения сервокомпенсатора (6.11)
 - — — шарнирного момента от угла отклонения руля высоты (6.4)
 - — — шарнирного момента элерона от угла его отклонения (6.8)

- — производных шарнирных моментов от числа M (6.13)
- Зависимости коэффициентов шарнирных моментов**
 - — — руля высоты (6.3)
 - — — руля направления (6.6)
 - — — элерона (6.9)
- Зависимости приращений коэффициента шарнирного момента**
 - — — — руля высоты (р. в.) (6.4)
 - — — — руля высоты с триммером (6.5)
 - — — — руля направления (р. н.) (6.7)
 - — — — руля направления с триммером (6.8)
 - — — — элерона (6.10)
 - — — — элерона с сервокомпенсатором (6.11)
- Зависимости частных производных от коэффициента шарнирного момента по углу отклонения элеронов и по углу атаки от числа M (6.13)**
- Земная скорость самолета или ракеты (1.56.2)**
- Импульс струй (1.43)**
- Интегральная схема компоновки самолета (1.18)**
- Интерцепторы (1.35)**
- Киль (1.36)**
- Концевые аэродинамические шайбы (1.19)**
- Концевые крылышки (1.20)**
- Коанда эффект (1.42)**
- Компенсация**
 - аэродинамическая (1.44)
 - осевая (1.45)
 - роговая (1.45)
- Критерий подобия (1.55)**
- Коэффициенты**
 - аэродинамического момента (определение) (5.19)
 - аэродинамической силы (определение) (5.0; 5.5; 5.14)
 - давления (1.13)
 - импульса струи (1.43)
 - сил, рекомендованные ИСО (5.11—5.14)
 - тяги (5.17)
 - шарнирного момента (6.1)
 - аэродинамических сил и моментов (5.0; 5.18)
- Крыло (несущая поверхность) самолета и ракеты (1.17)**
- Крутка крыла (1.17), (3.76)**
- Кривизна крыла (1.23)**
- Матрицы для пересчета сил и моментов при переходе от одной системы координат к другой (5.32)**
- Механизация задней кромки крыла (1.39)**
 - крыла (1.39)
 - передней кромки крыла (1.39)
- Момент от тяги (4.19)**
- Неровности (технологические) поверхности самолета (1.25)**
- Несущая поверхность (крыло) самолета и ракеты (1.17)**
- Обозначения аэродинамических сил (4.41—4.44)**
- Обозначения коэффициентов моментов крена, рыскания и тангажа в разных системах координат (5.19—5.21)**
- Обозначения по рекомендациям ИСО и согласно ГОСТа величин, используемых в механике полета (табл. 5.4)**
- Определение**
 - коэффициента аэродинамического момента (5.18)
 - аэродинамической силы (5.13)
 - шарнирного момента (6.1)
- Органы управления ракеты (1.37)**
 - в боковом движении самолета (1.34)
 - в продольном движении самолета (1.27)
- Осевая компенсация (1.45)**
- Параметры подобия (1.55)**

Перегородки на крыле (1.22)

Перегрузки летательного аппарата (1.57)

Пересчет коэффициентов аэродинамических сил (5.32)

Плечо вертикального оперения $L_{в.о}$ (3.75)

Плечо горизонтального оперения $L_{г.о}$ (3.74)

Площадь

— вертикального оперения, омываемая потоком $S_{в.о}$ (3.43)

— — — омываемая потоком относительная $\bar{S}_{в.о}$ (3.60)

— горизонтального оперения габаритная (3.42)

— — — $S_{г.о}$ (3.41)

— — — относительная $\bar{S}_{г.о}$ (3.58)

— — — габаритная относительная $S_{г.о.габ}$ (3.59)

— миделевого сечения тела S_m (3.52)

— — — фюзеляжа (корпуса) $S_{м.ф}$ (3.53)

— несущей поверхности (крыла) S (3.40)

— осевой компенсации $S_{о.к}$ (3.49)

— осевой компенсации относительной $\bar{S}_{о.к}$ (3.67)

— поверхности фюзеляжа (корпуса), омываемой потоком S_{ϕ} (3.54)

— проекции боковой поверхности фюзеляжа (корпуса) на плоскость симметрии $S_{бок.ф}$ (3.55)

— руля высоты S_v (3.45)

— — — за осью вращения (3.46)

— — — за осью вращения относительной (3.63)

— рулей осесимметричного летательного аппарата относительной $\bar{S}_p$ (3.66)

— руля направления S_n (3.47)

— — — относительной S_n (3.64)

— элеронов S_a (3.48)

— — — относительной $\bar{S}_a$ (3.65)

— проекции боковых поверхностей других тел и плоскость симметрии (3.56)

— управляющих поверхностей относительных (3.57)

Пресекции

— аэродинамических силы R_A и момента M (4.5; 4.22)

— результирующего момента M_R (4.21)

— — — в связанной системе координат (4.21)

— — — в скоростной системе координат (4.21)

— результирующей силы R на оси координат по ГОСТ 20058—74 (4.4)

— — — в связанной системе координат (4.4)

— — — в скоростной системе координат (4.4)

Профиль крыла

Размах

— горизонтального оперения

— консоли горизонтального оперения (3.38)

— несущей поверхности (крыла) (3.36)

— предкрылков, элеронов и элевонов, закрылков (3.39)

Результирующий момент (4.18; 4.24)

Результирующая сила (4.1; 4.11)

Роговая компенсация (1.45)

Руль высоты (1.27), руль направления (1.36)

Сервокомпенсатор

— кинематический (1.48)

— пружинный (1.49)

Сервокомпенсация (1.47)

Серворуль (1.51)

Сила лобового сопротивления (1.58)

Система координат

— земная (2.12)

— нормальная (2.6), (2.13)

— связанная (2.5)

— полусвязанная (2.25)

— по ГОСТ 20058—74 (табл. 2.1)

- скоростная (2.4)
- рекомендованная ИСО (2.27)
- Скоростной напор (1.12)
- Скорость ветра (1.56.4)
- Скорость самолета (1.56.1)
- Соппротивление
 - волновое (1.63)
 - давления (1.59)
 - индуктивное (1.61)
 - интерференции (1.64)
 - профильное (1.62)
 - трения (1.60)
- Степень продольной статической устойчивости
 - — — по перегрузке (7.3)
 - — — по скорости (7.3)
- Стабилизатор (1.28—1.32)
- Сравнение обозначений коэффициентов аэродинамических сил (5.26 и табл. 5.1, 5.2, 5.3, 5.4 и 5.5)
- Срединная поверхность (1.24)
- Строительная горизонталь
- Сужение несущей поверхности (крыла) (3.73)
- Таблица стандартной атмосферы (1.15)
- Температурный фактор (1.55.11)
- Тормозные устройства (1.38)
 - щитки (1.38)
- Траекторная система координат (2.8)
- Траекторные углы (2.49)
- Триммер (1.50)
- Тяга летательного аппарата (4.15; 4.16; 4.17)
- Тяга двигателей (по рекомендации ИСО и по ГОСТам СССР «Механика полета») (1.53)
- Тяговооруженность (1.54)
- Угловая скорость самолета и ракеты (1.56.6)
- Угол
 - атаки (2.36)
 - атра (2.53)
 - крутки крыла (3.76)
 - местной стреловидности крыла (3.78)
 - наклона траектории к горизонту (2.51)
 - поперечного V несущей поверхности (3.82)
 - пути (2.50)
 - отклонения закрылков δ_z (3.89)
 - — предкрылков $\delta_{пр}$ (3.88)
 - руля высоты δ_n (3.97)
 - — руля направления δ_n (3.98)
 - — триммера $\delta_{тр}$ (3.99)
 - — элерона δ_a (3.90)
 - — поворотного киля φ_k (3.98)
 - — управляемого стабилизатора $\varphi_{ст}$ (3.92)
 - рыскания ψ (2.42)
 - скольжения β (2.38)
 - скоростного крена γ_a (2.48)
 - скоса потока ϵ (2.67)
 - сноса самолета (2.68)
 - стреловидности крыла с изменяемой геометрией (3.81)
 - — по линии 1/4 хорд χ (3.80)
 - — по передней кромке $\chi_{пк}$ (3.78)
 - тангажа (2.43)
 - установки крыла (3.83)
 - эффективный отклонения стабилизатора как органа поперечного управления (3.96)

- эффективный отклонения стабилизатора как органа продольного управления (3.95)
- — дифференциального стабилизатора (3.95)
- Углы, определяющие направление воздушной скорости самолета в связанной системе координат (2.36; 2.38; 2.35)
- определяющие положение связанной системы координат самолета в нормальной системе координат (2.41)
- определяющие положение скоростной системы координат самолета в нормальной системе координат (2.45)
- определяющие положение скоростной системы координат в нормальной системе по ИСО (2.62)
- отклонения управляющих поверхностей летательного аппарата (3.87)
- рулей элеронов, предкрылков и закрылков (3.88; 3.90; 3.89)
- Удлинение крыла (3.68)
- управляющей поверхности (3.72)
- Управляющие и стабилизирующие поверхности самолета и ракеты (1.26)
- Управляемый стабилизатор (1.30)
- Управление пограничным слоем (УПС) (1.41)
- Фокус по углу атаки
- Фоюзеляж и его эквивалентный диаметр, высота, длина и ширина (3.103)
- Хорда
 - аэродинамическая средняя (САХ) b_A (3.6)
 - аэродинамическая средняя для крыла переменной стреловидности (3.9)
 - **бортовая b_b** (3.4)
 - внутренней компенсации (3.35)
 - концевая (3.5)
 - местная (3.2)
 - несущей поверхности (крыла) (3.1)
 - осевой компенсации относительная (3.31)
 - — — руля высоты относительная (3.33)
 - — — элерона относительная (3.32)
 - — — руля направления относительная (3.34)
 - руля высоты относительная (3.23)
 - — направления относительная (3.22)
 - — высоты относительная за осью вращения в сечениях, перпендикулярных оси вращения (3.24)
 - серво руля, сервокомпенсатора относительная (3.30)
 - триммера относительная (3.25)
 - — руля высоты относительная (3.27)
 - — — направления относительная (3.28)
 - — элерона относительная (3.26)
 - — — за осью вращения относительная (3.29)
 - — управляющей поверхности (органа управляющей поверхности) в произвольном сечении (3.10)
 - — — по перпендикуляру к оси вращения (местная) (3.14)
 - — — средняя аэродинамическая (3.13)
 - — — средняя аэродинамическая по перпендикуляру к оси вращения (3.14; 3.15)
 - поворотной консоли стабилизатора местная (3.11)
 - центральная (3.3)
 - элерона за осью вращения по перпендикуляру к оси вращения относительная (3.21)
 - — по потоку относительная (3.19)
 - — по перпендикуляру к оси вращения относительная (3.20)
- Центр давления (1.52)
- Центральная хорда крыла b_0 (3.3)
- Центровка нейтральная по перегрузке и по скорости (7.2)
- Число
 - Кнудсена K_n (1.55.6)
 - Коши Ca (1.55.8)
 - Маха M (1.55.2)

- Прандтля P_r (1.55.5)
- Рейнольдса Re (1.55.1)
- Стантона St (1.55.9)
- Струхаля Sh (1.55.4)
- Фруда Fr (1.55.3)
- Эйлера Eu (1.55.7)
- Шарнирного момента коэффициент** (6.1)
- Шарнирный момент** (6.0)
- Щитки тормозные** (1.38)
- Элероны** (1.33)
- Элементы самолета и ракеты** (1.16)
- Элероны, интерцепторы** (1.35)
- Эффект Коанда** (1.42)
- Эффективность органа управления тангажа** (7.3)
 - — — креном
 - — — рысканием

О Г Л А В Л Е Н И Е

Предисловие	3
Введение	4
Раздел 1. Общие сведения	6
Раздел 2. Системы координат и углы, определяющие положение самолета и его элементов	36
Раздел 3. Геометрические характеристики самолетов и ракет	57
Раздел 4. Силы и моменты, действующие на летательный аппарат	91
Раздел 5. Коэффициенты сил и моментов, действующих на летательный аппарат	110
Раздел 6. Коэффициенты шарнирных моментов	126
Раздел 7. Характерные нейтральные точки, нейтральные центровки и параметры устойчивости и управляемости	135
Приложения 1—7	137
Список литературы	142
Предметный указатель	143

ИБ № 3400

*Виталий Георгиевич Микеладзе,
Владимир Михайлович Титов*

**ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ И РАКЕТ**

Редактор *Н. В. Корженевская*
Художественный редактор *В. В. Лебедев* Обложка художника *С. Н. Волкова*
Технический редактор *Н. Н. Скотникова*
Корректоры *В. А. Воробьева* и *О. Е. Мишина*

Сдано в набор 22.09.81	Подписано в печать 10.12.81.	Т-30027.
Формат 60×90 ¹ / ₁₆ .	Бумага типографская № 1.	Гарнитура литературная.
Печать высокая.	Усл. печ. л. 9,5.	Уч.-изд. л. 9,46.
Тираж 4000 экз.	Заказ 2269.	Цена 50 к

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение», 107076, Москва, Б-76
Стромынский пер., д. 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
При Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7.

В 1982 г. издательство «Машиностроение» выпускает в свет для инженерно-технических работников авиационной и других отраслей промышленности следующие книги:

Панин В. Ф. Конструкции с сотовым заполнителем. 13 л. Цена 82 к.

В книге изложены систематизированные и обобщенные данные по расчетам на прочность и проектированию конструкций с сотовым заполнителем для летательных аппаратов. Даны практические рекомендации по проектированию таких конструкций. Приведены инженерные методы расчета их на прочность с учетом конструктивных и технологических факторов и методы их испытаний.

Для инженеров, занимающихся расчетами, проектированием, производством и испытаниями указанных конструкций.

Суперэлементный расчет подкрепленных оболочек/З. И. Бурман, О. М. Аксенов, В. И. Лукашенко и др.; Под ред. З. И. Бурмана. 17 л. Цена 1 р. 11 к.

В книге изложены вопросы расчета напряженно-деформированного состояния тонкостенных подкрепленных оболочек. На практических примерах обоснованы статика, динамика и нелинейное поведение фюзеляжа вертолета и даны методы его статического расчета. Рассмотрены математические основы метода конечных элементов, выбор расчетной схемы, теория и общий алгоритм расчета методом сил. Даны математическое обеспечение для операций над матрицами и расчетный комплекс с текстом программ.

Для инженеров, занимающихся проектированием и расчетами тонкостенных конструкций, может быть полезна преподавателям, аспирантам и студентам авиационных, строительных и машиностроительных вузов.

В 1982 г. издательство «Машиностроение» выпустит в свет для инженерно-технических работников авиационной и других отраслей промышленности следующие книги:

Динамика движения парашютных систем./А. И. Антоненко, О. В. Рысев, Ф. Ф. Фаттыхов и др. 11 л. Цена 72 к.

В книге подробно рассмотрены вопросы устойчивости и колебаний современных парашютных систем (ПС), расчета их траекторий движения в спокойной атмосфере, при различных моделях ветра. Исследованы нелинейные колебания и устойчивость движения ПС с использованием квазикоординат.

Для инженеров и научных работников, специализирующихся в области механики сплошных сред и проектирования летательных аппаратов, их расчета на прочность.

Нестационарная аэроупругость тонкостенных конструкций/А. В. Кармишин, Э. Д. Скурлатов, В. Г. Старцев и др.; Под ред. А. В. Кармишина. 19 л. Цена 1 р. 21 к.

В книге с исчерпывающей полнотой рассмотрены теоретические и экспериментальные методы исследования поведения тонкостенных конструкций неоднородного строения, взаимодействующих с волнами сильного разрыва в газе.

Даны построения динамических уравнений неоднородных конструкций на основе принципа минимальных жесткостей. Сформулированы задачи аэроупругости, методы и алгоритмы их решения с применением ЭЦВМ.

Для инженеров и научных работников, специализирующихся в области механики сплошных сред и проектирования летательных аппаратов, их расчета на прочность.

50 коп.



«МАШИНОСТРОЕНИЕ»