ГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ
СОЮЗА ССР

ДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ

ТЕРМИНЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

ГОСТ 20058–80

Издание официальное

Цена 20 коп.

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ СССР ПО СТАНДАРТАМ
Москва

gost.e-ecolog.ru

Д. ТРАНСПОРТНЫЕ СРЕДСТВА И ТАРА

Группа Д00

к ГОСТ 20058—80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения

В каком месте	Напечатано	Должно быть
Таблица. Графа «Определение». Для термина 4	OX_g OZ_g вокруг оси YO_g	O_0X_g O_0Z_g вокруг оси OY_g
Приложение 2. Пункт 1.1		

(ИУС № 12 1986 г.)

УДК 001.4:629.7.015:006.354 Группа Д00

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ СОЮЗА ССР

ДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ

Термины, определения и обозначения

Aircraft dynamics in atmosphere.
Terms, definitions and symbols

ГОСТ 20058—80

Взамен
ГОСТ 20058—74,
кроме пп. 45—67

Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 30 июля 1980 г. № 3913 срок введения установлен

с 01.07. 1981 г.

Настоящий стандарт распространяется на летательные аппараты тяжелее воздуха, в основном самолеты.

Стандарт устанавливает применяемые в науке и технике термины, определения, обозначения осей координат и буквенные обозначения величин, относящиеся к динамике летательных аппаратов в атмосфере Земли и других планет.

Стандарт следует применять совместно с ГОСТ 22833—77 и ГОСТ 22281—78.

Термины, установленные настоящим стандартом, обязательны для применения в документации всех видов, научно-технической, учебной и справочной литературе.

Для каждого понятия установлен один стандартизованный термин. Применение терминов-синонимов стандартизованного термина запрещается.

Для отдельных стандартизованных терминов в стандарте приведены в качестве справочных краткие формы, которые разрешается применять, если исключена возможность их различного толкования. Установленные определения можно, при необходимости, изменять по форме изложения, не допуская нарушения границ понятий.

Если необходимые и достаточные признаки понятия содержатся в буквальном значении термина, определение не приведено и, соответственно, в графе «Определение» поставлен прочерк.

Для отдельных понятий стандартизованные термины отсутствуют и, соответственно, в графе «Термин» поставлен прочерк.

Издание официальное ★ Перепечатка воспрещена

© Издательство стандартов, 1981

В стандарте приведен алфавитный указатель содержащихся в нем терминов.

В справочном приложении 1 приведены чертежи основных углов, используемых в динамике летательных аппаратов в атмосфере, в справочном приложении 2 — матрицы преобразования величин из одной системы координат в другую, в справочном приложении 3 — таблица соответствия обозначений осей координат и буквенных обозначений величин, установленных в данном стандарте и МС ИСО 1151, ч. I—V.

Стандартизованные термины набраны полужирным шрифтом, их краткая форма — светлым.

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ	
1. **Динамика летательных аппаратов в атмосфере**		Раздел механики, в котором изучается движение летательных аппаратов в атмосфере	Термин «летательный аппарат» в данном стандарте относится к летательным аппаратам тяжелее воздуха, оснащенным, как правило, установкой для создания тяги (п. 53), например, самолет, ракета, вертолет
		ИНЕРЦИАЛЬНАЯ И ЗЕМНЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ	
2. **Инерциальная система координат**	$O_и X_и Y_и Z_и$	Правая прямоугольная декартова система координат, начало $O_и$ которой помещено в некоторой точке пространства, либо перемещается с постоянной скоростью, а направление осей относительно звезд неизменно	
3. **Земная система координат**	$O_0 X_0 Y_0 Z_0$	Правая прямоугольная декартова система координат, начало O_0 и оси которой фиксированы по отношению к Земле и выбираются в соответствии с задачей	
4. **Нормальная земная система координат**	$O_0 X_g Y_g Z_g$	Земная система координат, ось которой $O_0 Y_g$ направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачей	Под местной вертикалью понимают прямую, совпадающую с направлением силы тяжести в рассматриваемой точке

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
5. **Стартовая система координат**	$O_cX_cY_cZ_c$	Земная система координат, начало которой O_c совпадает с характерной точкой летательного аппарата в начальный момент движения, ось O_cY_c направлена вверх по местной вертикали, а направление осей O_cX_c и O_cZ_c выбирается в соответствии с задачей	

ПОДВИЖНЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

6. **Подвижная система координат**		Правая прямоугольная декартова система координат, начало которой O помещено на летательном аппарате, обычно в центре масс, а направление осей выбирается в соответствии с задачей	
7. **Ориентированная подвижная система координат**	$OX_nY_nZ_n$	Подвижная система координат, направление осей которой относительно звезд неизменно	
8. **Земная подвижная система координат**	$OX_0Y_0Z_0$	Подвижная система координат, оси которой направлены так же, как и соответствующие оси земной системы координат	
9. **Нормальная система координат**	$OX_gY_gZ_g$	Подвижная система координат, ось которой OY_g направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с задачей	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
10. **Связанная система координат**	*OXYZ*	Подвижная система координат, осями которой являются продольная ось *OX* (п. 11), нормальная ось *OY* (п. 12) и поперечная ось *OZ* (п. 13), фиксированные относительно летательного аппарата	
11. **Продольная ось**	*OX*	Ось связанной системы координат, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат *O* помещено вне плоскости симметрии, и направленная от хвостовой к носовой части летательного аппарата	1. Направление продольной оси может быть выбрано как по базовым осям самолета, крыла или фюзеляжа, так и по главным осям инерции. Выбор продольной оси должен быть указан. 2. Для осесимметричных летательных аппаратов продольная ось располагается вдоль оси симметрии
12. **Нормальная ось**	*OY*	Ось связанной системы координат, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат *O* помещено вне плоскости симметрии, и направленная к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	
13. **Поперечная ось**	*OZ*	Ось связанной системы координат, перпендикулярная плоскости симметрии летательного аппарата и направленная к правой части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
14. **Полусвязанная система координат**	$OX_eY_eZ_e$	Подвижная система координат, ось которой OX_e совпадает с проекцией скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) на плоскость OXY связанной системы координат, ось OY_e — с осью подъемной силы OY_a (п. 18), а ось OZ_e - с поперечной осью	
15. **Связанная с пространственным углом атаки система координат**	$OX_nY_nZ_n$	Подвижная система координат, ось OX_n которой совпадает с продольной осью, а ось OY_n лежит в плоскости, образованной продольной осью и направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35), и направлена противоположно проекции скорости на плоскость, перпендикулярную продольной оси	
16. **Скоростная система координат**		Подвижная система координат, ось OX которой совпадает с направлением скорости летательного аппарата (п. 35), а ось OY лежит в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направлена к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
17. **Скоростная ось**		Ось скоростной системы координат, совпадающая с направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35)	
18. **Ось подъемной силы**		Ось скоростной системы координат в плоскости симметрии летательного аппарата или в плоскости, параллельной ей, если начало координат O помещено вне плоскости симметрии, и направленная к верхней части летательного аппарата или части, условно ей соответствующей	
19. **Боковая ось**	OZ_a	Ось, которая в совокупности со скоростной осью и осью подъемной силы составляет скоростную систему координат	
20. **Траекторная система координат**	$OX_kY_kZ_k$	Подвижная система координат, ось которой OX_k совпадает с направлением земной скорости V_k (п. 37), ось OY_k лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k, и направлена обычно вверх от поверхности Земли	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
УГЛЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ НАПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ И В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ, СВЯЗАННОЙ С ПРОСТРАНСТВЕННЫМ УГЛОМ АТАКИ (Справочное приложение 1, черт. 1)			
21. **Угол атаки**	α	Угол между продольной осью OX и проекцией скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) на плоскость OXY связанной системы координат	Угол атаки следует считать положительным, если проекция скорости летательного аппарата на нормальную ось отрицательна
22. **Угол скольжения**	β	Угол между направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35) и плоскостью OXY связанной системы координат	Угол скольжения следует считать положительным, если проекция скорости летательного аппарата на поперечную ось положительна
23. **Пространственный угол атаки**	$\alpha_п$	Угол между продольной осью OX и направлением скорости летательного аппарата $\vec{V}$ (п. 35)	Пространственный угол атаки всегда является положительным
24. **Аэродинамический угол крена**	$\varphi_п(\varphi_\alpha)$	Угол между нормальной осью OY и осью $OY_п$ системы координат, связанной с пространственным углом атаки	Аэродинамический угол крена следует считать положительным, когда ось $OY_п$ совмещается с нормальной осью поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении продольной оси

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СВЯЗАННОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ (Справочное приложение 1, черт. 2)			
25. **Угол рыскания**	ψ	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси OX на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол рыскания следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией продольной оси на горизонтальную плоскость поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
26. **Угол тангажа**	ϑ	Угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол тангажа следует считать положительным, когда продольная ось находится выше горизонтальной плоскости OX_gZ_g
27. **Угол крена**	γ	Угол между поперечной осью OZ и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю	Угол крена следует считать положительным, когда смещенная ось OZ_g совмещается с поперечной осью поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
УГЛЫ МЕЖДУ ОСЯМИ СКОРОСТНОЙ И НОРМАЛЬНОЙ СИСТЕМ КООРДИНАТ (Справочное приложение 1, черт. 3)			
28. **Скоростной угол рыскания**	ψ_a	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скоростной оси OX_a на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	Скоростной угол рыскания следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией скоростной оси на горизонтальную плоскость OX_gZ_g поворотом вокруг оси OY_g по ча-

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			совой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
29. **Скоростной угол тангажа**	ϑ_a	Угол между скоростной осью OX_a и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Скоростной угол тангажа следует считать положительным, когда скоростная ось находиться выше горизонтальной плоскости OX_gZ_g
30. **Скоростной угол крена**	γ_a	Угол между боковой осью OZ_a и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором скоростной угол рыскания равен нулю	Скоростной угол крена следует считать положительным, когда смещенная ось OZ_g совмещается с боковой осью поворотом вокруг скоростной оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси

ТРАЕКТОРНЫЕ УГЛЫ (Справочное приложение 1, черт. 4)

31. **Угол пути**	Ψ	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и направлением путевой скорости $\vec{V}_п$ (п. 38)	Угол пути следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с направлением путевой скорости поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
32. **Угол наклона траектории**	θ	Угол между направлением земной скорости $\vec{V}_к$ (п. 37) и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол наклона траектории следует считать положительным, когда проекция земной скорости на ось OY_g положительна

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
33. Угол ветра	Ψ_W	Угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией скорости ветра $\vec{W}$ (п. 39) на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	Угол ветра следует считать положительным, когда ось OX_g совмещается с проекцией скорости ветра на горизонтальную плоскость OX_gZ_g поворотом вокруг оси OY_g по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
34. Наклон ветра	Θ_W	Угол между направлением скорости ветра $\vec{W}$ (п. 39) и горизонтальной плоскостью	Наклон ветра следует считать положительным, когда проекция скорости ветра на ось OY_g нормальной системы координат положительна
		СКОРОСТИ	
35. Скорость летательного аппарата Скорость	$\vec{V}$	Скорость начала O связанной системы координат относительно среды, не возмущенной летательным аппаратом	1. При применении термина к конкретному виду летательного аппарата следует заменять слова «летательного аппарата» на термин конкретного вида летательного аппарата, например, «скорость самолета». 2. Составляющие скоростей по осям различных систем координат следует обозначать соответственно V, $V_к$, $V_в$, W с индексом соответствующей оси, например, $V_{кx}$ — составляющая земной ско-

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			рости $\vec{V}_к$ (п. 37) по оси OX связанной системы координат; V_{xa} — составляющая скорости летательного аппарата по оси OX_a скоростной системы координат при этом $V_{кx}=V_к$, а $V_{xa}=V$
36. **Воздушная скорость летательного аппарата** Воздушная скорость	V	Модуль скорости летательного аппарата	
37. **Земная скорость**	$\vec{V}_к$	Скорость начала O связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат	См. примечание 2 к п. 35
38. **Путевая скорость**	$\vec{V}_п$	Проекция земной скорости на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат	То же
39. **Скорость ветра**	$\vec{W}$	Скорость среды, не возмущенной летательным аппаратом, относительно какой-либо из земных систем координат	»
		УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ	
40. **Абсолютная угловая скорость летательного аппарата** Абсолютная угловая скорость	$\vec{\Omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно инерциальной системы координат	1. Составляющие абсолютной угловой скорости летательного аппарата и угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ (п. 41) по осям различных систем координат

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			следует обозначать соответственно Ω и ω с индексом соответствующей оси, например, ω_{x_a} — составляющая угловой скорости летательного аппарата по оси OX_a скоростной системы координат. 2. Составляющие абсолютной угловой скорости летательного аппарата и угловой скорости летательного аппарата следует считать положительными при вращении летательного аппарата вокруг соответствующей оси по часовой стрелке, если смотреть в направлении этой оси
41. **Угловая скорость летательного аппарата** Угловая скорость	$\vec{\omega}$	Угловая скорость связанной системы координат относительно какой-либо из земных систем координат	См. примечания к п. 40
42. **Скорость крена**	ω_x	Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OX связанной системы координат	См. примечание 2 к п. 40
43. **Скорость рыскания**	ω_y	Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OY связанной системы координат	То же
44. **Скорость тангажа**	ω_z	Составляющая угловой скорости летательного аппарата $\vec{\omega}$ по оси OZ связанной системы координат	»

Термин	Обозначение	Определение	Примечание

МАССОВЫЕ И ИНЕРЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

45. **Масса летательного аппарата**	m	—	Масса является одной из характеристик материального объекта и определяет его инертные и гравитационные свойства. Масса механической системы — это сумма масс материальных точек, образующих систему
46. **Момент инерции летательного аппарата относительно оси** Момент инерции	I_x I_y I_z	—	$I_x=\int(y^2+z^2)\,dm$ $I_y=\int(z^2+x^2)\,dm$ $I_z=\int(x^2+y^2)\,dm$
47. **Центробежный момент инерции летательного аппарата** Центробежный момент инерции	I_{xy} I_{yz} I_{zx}	—	$I_{xy}=\int xydm$ $I_{yz}=\int yzdm$ $I_{zx}=\int zxdm$
48. **Радиус инерции летательного аппарата относительно оси** Радиус инерции	r_x r_y r_z	—	$r_x=\sqrt{\frac{I_x}{m}}$ $r_y=\sqrt{\frac{I_y}{m}}$ $r_z=\sqrt{\frac{I_z}{m}}$

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЙ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ			
49. **Угол отклонения органа управления тангажом**		Угол отклонения органа управления, предназначенного для создания момента тангажа (п. 75), или эквивалентный угол отклонения, используемый в уравнениях движения летательного аппарата вместо углов отклонений нескольких органов управления	1. При применении термина к конкретным видам органов управления тангажом следует заменять слова «органа управления тангажом» на термин конкретного вида органа управления, например, «угол отклонения руля высоты» ($\delta_в$), «угол отклонения стабилизатора» (φ). 2. Угол отклонения органа управления тангажом осесимметричных летательных аппаратов следует обозначать $\delta_т$. 3. Углы отклонения органов управления следует считать положительными при поворотах органов управления по часовой стрелке, если смотреть в направлении соответствующей оси связанной системы координат. При этом предполагается, что оси вращения органов управления креном и тангажом условно минимальными поворотами приведены в положение, параллельное поперечной оси, а ось вращения органа управления рысканием — в положение, параллельное нормальной оси, а знак угла отклонения органа управления креном определяется положением правого органа уп-

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			равления (справочное приложение 1, черт. 6) 4. Для винтокрылых летательных аппаратов допустимо иное правило определения знака углов отклонения органов управления
50. **Угол отклонения органа управления креном**		Угол отклонения органа управления, предназначенного для создания момента крена (п. 73), или эквивалентный угол отклонения, используемый в уравнениях движения летательного аппарата вместо углов отклонения нескольких органов управления	1. При применении термина к конкретным видам органов управления креном следует заменять слова «органа управления креном» на термин конкретного вида органа управления, например, «угол отклонения элеронов» ($\delta_э$) «угол отклонения дифференциального стабилизатора» ($\varphi_э$). 2. Угол отклонения органа управления креном осесимметричных летательных аппаратов следует обозначать $\delta_э$. 3. См. примечания 3 и 4 к п. 49
51. **Угол отклонения органа управления рысканием**		Угол отклонения органа управления, предназначенного для создания момента рыскания (п. 74) или эквивалентный угол отклонения, используемый в уравнениях движения летательного аппарата вместо углов отклонения нескольких органов управления	1. При применении термина к конкретным видам органов управления рысканием следует заменять слова «органа управления рысканием» на термин конкретного вида органа управления, например, «угол отклонения руля направления» ($\delta_н$). 2. Угол отклонения органа управления рысканием осесимметричных летательных аппаратов следует обозначать $\delta_э$.

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			3. См. примечания 3 и 4 к п. 49

СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

52. **Результирующая сила**	$\vec{R}$	Главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат, без учета инерционных, гравитационных сил и сил, возникающих при контакте летательного аппарата с землей	Результирующая сила складывается из тяги (п. 53) и аэродинамической силы планера (п. 54). Разложение результирующей силы на эти составляющие в каждом частном случае зависит от принятых условий
53. **Тяга**	$\vec{P}$	Главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны двигателя в результате его функционирования	Составляющие тяги по осям различных систем координат следует обозначать P с индексом соответствующей оси, например, P_x — составляющая тяги по оси OX связанной системы координат
54. **Аэродинамическая сила планера** Аэродинамическая сила	$\vec{R}_A$	Главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны окружающей среды при его движении	В случаях, исключающих возможность различного толкования, индекс A в обозначении может быть опущен
55. **Продольная сила**	R_x	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OX связанной системы координат	
56. **Нормальная сила**	R_y	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OY связанной системы координат	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
57. **Поперечная сила**	R_z	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OZ связанной системы координат	
58. **Тангенциальная сила**	R_{x_a}	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OX_a скоростной системы координат	
59. **Подъемная сила**	R_{y_a}	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OY_a скоростной системы координат	
60. **Боковая сила**	R_{z_a}	Составляющая результирующей силы $\vec{R}$ по оси OZ_a скоростной системы координат	
61. **Аэродинамическая продольная сила** Продольная сила	X	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OX связанной системы координат, взятая с **противоположным** знаком	
62. **Аэродинамическая нормальная сила** Нормальная сила	Y	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OY связанной системы координат	
63. **Аэродинамическая поперечная сила** Поперечная сила	Z	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OZ связанной системы координат	
64. **Сила лобового сопротивления**	X_a	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OX_a скоростной системы коор-	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		динат, взятая с противоположным знаком	
65. **Аэродинамическая подъемная сила** Подъемная сила	Y_a	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OY_a скоростной системы координат	
66. **Аэродинамическая боковая сила** Боковая сила	Z_a	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси OZ_a скоростной системы координат	
67. —	$X_п$	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси $OX_п$ системы координат, связанной с пространственным углом атаки, взятая с противоположным знаком	
68. —	$Y_п$	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси $OY_п$ системы координат, связанной с пространственным углом атаки	
69. —	$Z_п$	Составляющая аэродинамической силы планера $\vec{R}_A$ по оси $OZ_п$ системы координат, связанной с пространственным углом атаки	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
МОМЕНТЫ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ			
70. **Результирующий момент**	$\vec{M}_R$	Главный момент системы сил, образующих результирующую силу, относительно характерной точки летательного аппарата	Результирующий момент обычно определяется относительно центра масс
71. **Момент тяги**	$\vec{M}_P$	Главный момент сил, составляющих тягу, относительно характерной точки летательного аппарата	1. Момент тяги обычно определяется относительно центра масс. 2. Составляющие момента тяги в различных системах координат следует обозначать M_P с индексом соответствующей оси, например, M_{Px} — составляющая момента M_P по оси OX связанной системы координат
72. **Аэродинамический момент**	$\vec{M}$	Момент, определяемый по формуле $\vec{M}=\vec{M}_R-\vec{M}_P$	
73. **Момент крена**	M_{Rx}	Составляющая результирующего момента $\vec{M}_R$ по оси OX связанной системы координат	1. Момент относительно рассматриваемой оси следует считать положительным, когда его вектор совпадает с направлением этой оси. 2. В случаях, исключающих различное толкование, в обозначениях составляющих результирующего момента индекс R может быть опущен. 3. Термины для составляющих результирующего момента в дру-

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			гих системах координат следует образовывать добавлением к данному термину терминов соответствующих систем координат, например, «момент крена в скоростной системе координат», соответственно буквенные обозначения следует образовывать добавлением к M_R индекса соответствующей оси, например, M_{Rx_a}
74. **Момент рыскания**	M_{Ry}	Составляющая результирующего момента $\vec{M}_R$ по оси OY связанной системы координат	См. примечания к п. 73
75. **Момент тангажа**	M_{Rz}	Составляющая результирующего момента $\vec{M}_R$ по оси OZ связанной системы координат	См. примечания к п. 73
76. **Аэродинамический момент крена** Момент крена	M_x	Составляющая аэродинамического момента $\vec{M}$ по оси OX связанной системы координат	1. См. примечание 1 к п. 73 2. Термины для составляющих аэродинамического момента в других системах координат следует образовывать добавлением к данному термину терминов соответствующих систем координат, например, «аэродинамический момент крена в скоростной системе координат»; соответственно буквенные обозначения следует образовывать добавлением к M индекса соответствующей оси, например, M_{x_a}

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
77. **Аэродинамический момент рыскания** Момент рыскания	M_y	Составляющая аэродинамического момента $\vec{M}$ по оси OY связанной системы координат	См. примечания к п. 76
78. **Аэродинамический момент тангажа** Момент тангажа	M_z	Составляющая аэродинамического момента $\vec{M}$ по оси OZ связанной системы координат	»

ПЕРЕГРУЗКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

79. **Перегрузка**	$\vec{n}$	Отношение результирующей силы $\vec{R}$ к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	При определении перегрузки для условий разбега при взлете и приземления следует дополнительно учитывать силы реакции Земли
80. **Продольная перегрузка**	n_x	Отношение продольной силы R_x к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_x=\frac{R_x}{mg}$
81. **Нормальная перегрузка**	n_y	Отношение нормальной силы R_y к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_y=\frac{R_y}{mg}$
82. **Поперечная перегрузка**	n_z	Отношение поперечной силы R_z к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_z=\frac{R_z}{mg}$

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
83. Тангенциальная перегрузка	n_{x_a}	Отношение тангенциальной силы R_{x_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{x_a}=\frac{R_{x_a}}{mg}$
84. Нормальная скоростная перегрузка	n_{y_a}	Отношение подъемной силы R_{y_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{y_a}=\frac{R_{y_a}}{mg}$
85. Боковая перегрузка	n_{z_a}	Отношение боковой силы R_{z_a} к произведению массы летательного аппарата m на ускорение свободного падения g	$n_{z_a}=\frac{R_{z_a}}{mg}$
		КОЭФФИЦИЕНТЫ СИЛ	
86. Коэффициент аэродинамической продольной силы Коэффициент продольной силы	c_x	Отношение аэродинамической продольной силы X к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_x=\frac{X}{qS}$. 2. Для самолета обычно за характерную площадь принимается площадь крыла. 3. Для обозначения частных производных коэффициентов сил и моментов устанавливается обозначение вида A^{λ}, где A — буквенное обозначение рассматриваемого коэффициента силы или момента, а λ — буквенное обозначение величины, по которой берется производная от этого коэффициента, например,

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
			$c_{y_\alpha}^{\alpha}=\frac{\partial c_{y_\alpha}}{\partial \alpha}$ — частная производная коэффициента аэродинамической подъемной силы (п. 90) по углу атаки; $m_y^{\delta_э}=\frac{\partial m_y}{\partial \delta_э}$ — частная производная коэффициента аэродинамического момента рыскания (п. 97) по углу отклонения элеронов
87. **Коэффициент аэродинамической нормальной силы** Коэффициент нормальной силы	c_y	Отношение аэродинамической нормальной силы Y к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_y=\frac{Y}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
88. **Коэффициент аэродинамической поперечной силы** Коэффициент поперечной силы	c_z	Отношение аэродинамической поперечной силы Z к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_z=\frac{Z}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
89. **Коэффициент лобового сопротивления**	c_{x_a}	Отношение силы лобового сопротивления X_a к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{x_a}=\frac{X_a}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
90. **Коэффициент аэродинамической подъемной силы** Коэффициент подъемной силы	c_{y_a}	Отношение аэродинамической подъемной силы Y_a к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{y_a}=\frac{Y_a}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
91. **Коэффициент аэродинамической боковой силы** Коэффициент боковой силы	c_{z_a}	Отношение аэродинамической боковой силы Z_a к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{z_a}=\frac{Z_a}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
92. —	$c_{x_п}$	Отношение составляющей $X_п$ аэродинамической силы планера к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{x_п}=\frac{X_п}{qS}$. 2 См. примечания 2 и 3 к п. 86
93. —	$c_{y_п}$	Отношение составляющей $Y_п$ аэродинамической силы планера к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{y_п}=\frac{Y_п}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
94. —	$c_{z_п}$	Отношение составляющей $Z_п$ аэродинамической силы планера к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_{z_п}=\frac{Z_п}{qS}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86
95. **Коэффициент тяги**	c_P	Отношение тяги $\vec{P}$ к произведению скоростного напора q на характерную площадь летательного аппарата S	1. $c_P=\frac{\vec{P}}{qS}$ 2. См. примечания 2 и 3 к п. 86

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ			
96. **Коэффициент аэродинамического момента крена** Коэффициент момента крена	m_x	Отношение аэродинамического момента крена M_x к произведению скоростного напора q на характерный линейный размер L и характерную площадь летательного аппарата S	1. $m_x = \frac{M_x}{qSL}$. 2. Для самолета обычно за характерный линейный размер и характерную площадь принимают соответственно размах крыла l и площадь крыла S 3. См. примечание 3 к п. 86
97. **Коэффициент аэродинамического момента рыскания** Коэффициент момента рыскания	m_y	Отношение аэродинамического момента рыскания M_y к произведению скоростного напора q на характерный линейный размер L и характерную площадь летательного аппарата S	1. $m_y = \frac{M_y}{qSL}$. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 96
98. **Коэффициент аэродинамического момента тангажа** Коэффициент момента тангажа	m_z	Отношение аэродинамического момента тангажа M_z к произведению скоростного напора q на характерный линейный размер L и характерную площадь летательного аппарата S	1. $m_z = \frac{M_z}{qSL}$. 2. Для самолета обычно за характерный линейный размер и характерную площадь принимают соответственно среднюю аэродинамическую хорду крыла b_A и площадь крыла S 3. См. примечание 3 к п. 86

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		ХАРАКТЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТОЧКИ	
99. **Фокус по углу атаки** Фокус		Точка, расположенная на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях только угла атаки	1. $\frac{\partial m_{Rz}}{\partial \alpha} = 0.$ 2. Направление оси OX связанной системы координат выбрано таким образом, что при нулевом значении угла атаки подъемная сила летательного аппарата близка к нулю. 3. Это определение применимо к летательному аппарату при учете и без учета функционирования его двигателей, аэроупругих деформаций конструкции, а также к части летательного аппарата и к комбинации нескольких его элементов
100. **Фокус по углу скольжения**		Точка, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата, относительно которой моменты рыскания и крена остаются постоянными при малых изменениях только угла скольжения	1. $\frac{\partial m_{Ry}}{\partial \beta} = 0$ и $\frac{\partial m_{Rx}}{\partial \beta} = 0.$ 2. См. примечание 2 к п. 99
101. **Фокус по отклонению органа управления тангажом**		Точка, расположенная на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой аэродинамический момент тан-	1. $\frac{\partial m_{Rz}}{\partial \delta_в} = 0.$ 2. См. примечание 2 к п. 99

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		гажа остается постоянным при малых изменениях только угла отклонения органа управления тангажом	
102. **Фокус по отклонению органа управления рысканием**		Точка, расположенная в плоскости симметрии летательного аппарата, относительно которой моменты рыскания и крена остаются постоянными при малых изменениях только угла отклонения органа управления рысканием	1. $\frac{\partial m_{Ry}}{\partial \delta_н}=0$ и $\frac{\partial m_{Rx}}{\partial \delta_н}=0$. 2. См. примечание 2 к п. 99
		НЕЙТРАЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ	
103. **Нейтральная центровка по перегрузке при фиксированном руле высоты**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений подъемной силы при фиксированном руле высоты, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	При нейтральной центровке по перегрузке при фиксированном руле высоты одному и тому же значению угла отклонения руля высоты в указанном движении летательного аппарата могут соответствовать различные значения перегрузки

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
104. **Нейтральная центровка по перегрузке при свободном руле высоты**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений подъемной силы при свободном руле высоты, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	1. При нейтральной центровке по перегрузке при свободном руле высоты одному и тому же значению шарнирного момента руля высоты в указанном движении летательного аппарата могут соответствовать различные значения перегрузки. 2. Предполагается, что сила трения равна нулю. 3. Под шарнирным моментом руля высоты понимают главный момент системы всех сил, действующих на руль высоты, кроме сил, действующих со стороны привода, относительно оси вращения руля высоты
105. **Нейтральная центровка по скорости при фиксированном руле высоты**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений скорости установившегося прямолинейного движения летательного аппарата при фиксированном руле высоты	1. При нейтральной центровке по скорости при фиксированном руле высоты одному и тому же положению руля высоты могут соответствовать различные, мало отличающиеся значения скорости летательного аппарата в указанном движении. 2. Нейтральная центровка по скорости при фиксированном руле высоты совпадает с фокусом по углу атаки, если влияние скорости на коэффициент момента тангажа пренебрежимо мало

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
106. **Нейтральная центровка по скорости при свободном руле высоты**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений скорости установившегося прямолинейного движения летательного аппарата при свободном руле высоты	1. При нейтральной центровке по скорости при свободном руле высоты одному и тому же значению шарнирного момента руля высоты могут соответствовать различные, мало отличающиеся значения скорости летательного аппарата в указанном движении. 2. См. примечания 2 и 3 к п. 104
107. **Нейтральная центровка по перегрузке при фиксированном рычаге управления**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений подъемной силы при фиксированном рычаге управления тангажом, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	При нейтральной центровке по перегрузке при фиксированном рычаге управления одному и тому же положению рычага управления тангажом в указанном движении летательного аппарата могут соответствовать различные значения перегрузки
108. **Нейтральная центровка по перегрузке при свободном рычаге управления**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересе-	1. При нейтральной центровке по перегрузке при свободном рычаге управления одному и тому же значению усилия на рычаге

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		чения плоскости OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений подъемной силы при свободном рычаге управления тангажом, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	управления тангажом в указанном движении летательного аппарата могут соответствовать различные значения перегрузки. 2. См. примечание 2 к п. 104
109. **Нейтральная центровка по скорости при фиксированном рычаге управления**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскостя OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, относительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений скорости установившегося прямолинейного движения летательного аппарата при фиксированном рычаге управления тангажом	При нейтральной центровке по скорости при фиксированном рычаге управления одному и тому же положению рычага управления тангажом могут соответствовать различные, мало отличающиеся значения скорости летательного аппарата в указанном движении
110. **Нейтральная центровка по скорости при свободном рычаге управления**		Распределение массы летательного аппарата, при котором центр масс совпадает с точкой, расположенной на линии пересечения плоскостя OXZ связанной системы координат с плоскостью симметрии летательного аппарата, отно-	1. При нейтральной центровке по скорости при свободном рычаге управления одному и тому же усилию на рычаге управления тангажом могут соответствовать различные, мало отличающиеся значения скорости летательного

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
		сительно которой момент тангажа не зависит от малых изменений скорости установившегося прямолинейного движения летательного аппарата при свободном рычаге управления тангажом	аппарата в указанном движении. 2. См. примечание 2 к п. 104

ПАРАМЕТРЫ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

111. **Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном руле высоты**	σ_n	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при фиксированном руле высоты, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	
112. **Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при свободном руле высоты**	σ_{nc}	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при свободном руле высоты, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	Предполагается, что сила трения равна нулю
113. **Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты**	σ_V	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в установившемся прямолинейном движении летательного аппарата при фиксированном руле высоты	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
114. **Степень продольной статической устойчивости по скорости при свободном руле высоты**	σ_{Vc}	Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в установившемся прямолинейном движении летательного аппарата при свободном руле высоты	См. примечание к п. 112
115. **Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном рычаге управления**		Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при фиксированном рычаге управления тангажом, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	
116. **Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при свободном рычаге управления**		Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы при свободном рычаге управления тангажом, когда движение летательного аппарата можно считать квазиустановившимся криволинейным движением в вертикальной плоскости с постоянной скоростью	См. примечание к п. 112
117. **Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном рычаге управления**		Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в установившемся прямолинейном движении летательного аппарата при фиксированном рычаге управления тангажом	

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
118. **Степень продольной статической устойчивости по скорости при свободном рычаге управления**		Полная производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы в установившемся прямолинейном движении летательного аппарата при свободном рычаге управления тангажом	См. примечание к п. 112
119. **Эффективность органа управления тангажом**		Приращение коэффициента момента тангажа, обусловленное полным отклонением органа управления тангажом от нейтрального положения	При применении термина к конкретным видам органов управления тангажом следует заменять слова «органа управления тангажом» на термин конкретного вида органа управления, например, «эффективность руля высоты» ($\Delta m_{zв}$)
120. **Эффективность органа управления креном**		Приращение коэффициента момента крена, обусловленное полным отклонением органа управления креном от нейтрального положения	При применении термина к конкретным видам органов управления креном следует заменять слова «органа управления креном» на термин конкретного вида органа управления, например, «эффективность элеронов» ($\Delta m_{xэ}$)
121. **Эффективность органа управления рысканием**		Приращение коэффициента момента рыскания, обусловленное полным отклонением органа управления рысканием от нейтрального положения	При применении термина к конкретным видам органов управления рысканием следует заменять слова «органа управления рысканием» на термин конкретного вида органа управления, например, «эффективность руля направления» ($\Delta m_{yн}$)

Термин	Обозначение	Определение	Примечание
122. **Коэффициент эффективности органа управления тангажом**		Частная производная коэффициента момента тангажа по углу отклонения органа управления тангажом	При применении термина к конкретным видам органа управления тангажом следует заменять слова «органа управления тангажом» на термин конкретного вида органа управления, например, «коэффициент эффективности руля высоты» ($m_z^{\delta_в}$)
123. **Коэффициент эффективности органа управления креном**		Частная производная коэффициента момента крена по углу отклонения органа управления креном	При применении термина к конкретным видам органа управления креном следует заменять слова «органа управления креном» на термин конкретного вида органа управления, например, «коэффициент эффективности элеронов» ($m_x^{\delta_э}$)
124. **Коэффициент эффективности органа управления рысканием**		Частная производная коэффициента момента рыскания по углу отклонения органа управления рысканием	При применении термина к конкретным видам органа управления рысканием следует заменять слова «органа управления рысканием» на термин конкретного вида органа управления, например, «коэффициент эффективности руля направления» ($m_y^{\delta_н}$)

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ТЕРМИНОВ

Динамика летательных аппаратов в атмосфере 1
Коэффициент аэродинамической боковой силы 91
Коэффициент аэродинамического момента крена 96
Коэффициент аэродинамического момента рыскания 97
Коэффициент аэродинамического момента тангажа 98
Коэффициент аэродинамической нормальной силы 87
Коэффициент аэродинамической подъемной силы 90
Коэффициент аэродинамической поперечной силы 88
Коэффициент аэродинамической продольной силы 86
Коэффициент боковой силы 91
Коэффициент лобового сопротивления 89
Коэффициент момента крена 96
Коэффициент момента рыскания 97
Коэффициент момента тангажа 98
Коэффициент нормальной силы 87
Коэффициент подъемной силы 90
Коэффициент поперечной силы 88
Коэффициент продольной силы 86
Коэффициент тяги 95
Коэффициент эффективности органа управления креном 123
Коэффициент эффективности органа управления рысканием 124
Коэффициент эффективности органа управления тангажом 122
Масса летательного аппарата 45
Момент аэродинамический 72
Момент инерции 46
Момент инерции летательного аппарата относительно оси 46
Момент инерции летательного аппарата центробежный 47
Момент инерции центробежный 47
Момент крена 73
Момент крена 76
Момент крена аэродинамический 76
Момент результирующий 70
Момент рыскания 74
Момент рыскания 77
Момент рыскания аэродинамический 77
Момент тангажа 75
Момент тангажа 78
Момент тангажа аэродинамический 78
Момент тяги 71
Наклон ветра 34
Ось боковая 19
Ось нормальная 12
Ось подъемной силы 18
Ось поперечная 13
Ось продольная 11
Ось скоростная 17
Перегрузка 79
Перегрузка боковая 85
Перегрузка нормальная 81
Перегрузка нормальная скоростная 84
Перегрузка поперечная 82
Перегрузка продольная 80
Перегрузка тангенциальная 83
Радиус инерции 48
Радиус инерции летательного аппарата относительно оси 48

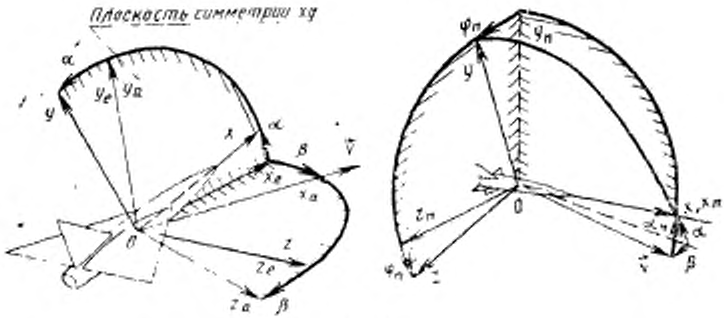
Сила аэродинамическая 54
Сила боковая 60
Сила боковая 66
Сила боковая аэродинамическая 66
Сила лобового сопротивления 64
Сила нормальная 56
Сила нормальная 62
Сила нормальная аэродинамическая 62
Сила планера аэродинамическая 54
Сила подъемная 59
Сила подъемная 65
Сила подъемная аэродинамическая 65
Сила поперечная 57
Сила поперечная 63
Сила поперечная аэродинамическая 63
Сила продольная 55
Сила продольная 61
Сила продольная аэродинамическая 61
Сила результирующая 52
Сила тангенциальная 58
Система координат земная 3
Система координат земная нормальная 4
Система координат инерциальная 2
Система координат нормальная 9
Система координат подвижная 6
Система координат подвижная земная 8
Система координат подвижная ориентированная 7
Система координат полусвязанная 14
Система координат связанная 10
Система координат, связанная с пространственным углом атаки 15
Система координат скоростная 16
Система координат стартовая 5
Система координат траекторная 20
Скорость 35
Скорость ветра 39
Скорость воздушная 36
Скорость земная 37
Скорость крена 42
Скорость летательного аппарата 35
Скорость летательного аппарата воздушная 36
Скорость летательного аппарата угловая 41
Скорость летательного аппарата угловая абсолютная 40
Скорость путевая 38
Скорость рыскания 43
Скорость тангажа 44
Скорость угловая 41
Скорость угловая абсолютная 40
Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при свободном руле высоты 112
Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при свободном рычаге управления 116
Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном руле высоты 111
Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном рычаге управления 115
Степень продольной статической устойчивости по скорости при свободном руле высоты 114

Степень продольной статической устойчивости по скорости при свободном рычаге управления 118
Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты 113
Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном рычаге управления 117
Тяга 53
Угол атаки 21
Угол атаки пространственный 23
Угол ветра 33
Угол крена 27
Угол крена аэродинамический 24
Угол крена скоростной 30
Угол наклона траектории 32
Угол отклонения органа управления креном 50
Угол отклонения органа управления рысканием 51
Угол отклонения органа управления тангажом 49
Угол пути 31
Угол рыскания 25
Угол рыскания скоростной 28
Угол скольжения 22
Угол тангажа 26
Угол тангажа скоростной 29
Фокус 99
Фокус по отклонению органа управления рысканием 102
Фокус по отклонению органа управления тангажом 101
Фокус по углу атаки 99
Фокус по углу скольжения 100
Центровка нейтральная по перегрузке при свободном руле высоты 104
Центровка нейтральная по перегрузке при свободном рычаге управления 108
Центровка нейтральная по перегрузке при фиксированном руле высоты 103
Центровка нейтральная по перегрузке при фиксированном рычаге управления 107
Центровка нейтральная по скорости при свободном руле высоты 106
Центровка нейтральная по скорости при свободном рычаге управления 110
Центровка нейтральная по скорости при фиксированном руле высоты 105
Центровка нейтральная по скорости при фиксированном рычаге управления 109
Эффективность органа управления креном 120
Эффективность органа управления рысканием 121
Эффективность органа управления тангажом 119

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
Справочное

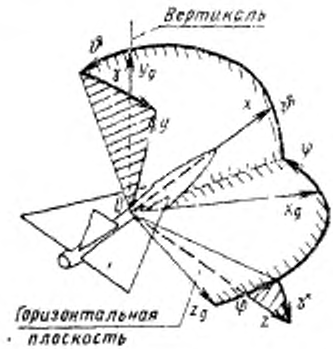
Основные углы, используемые в механике полета

Углы, определяющие направление скорости летательного аппарата в связанной системе координат и в системе координат, связанной с пространственным углом атаки



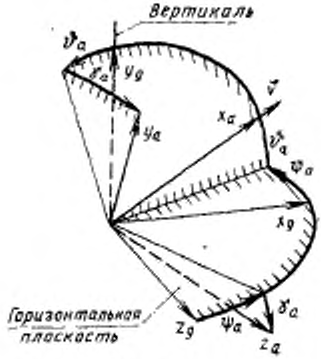
Черт. 1

Углы между осями связанной системы координат и нормальной системы координат



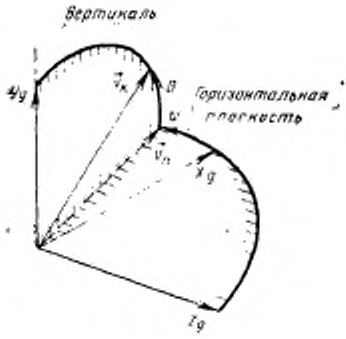
Черт. 2

Углы между осями скоростной системы координат и нормальной системы координат



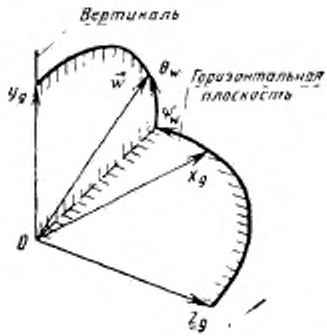
Черт. 3

Траекторные углы



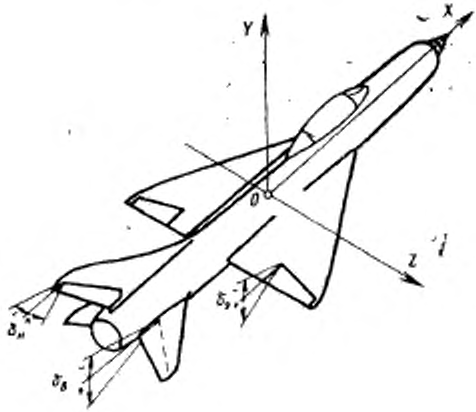
Черт. 4

Углы, определяющие направление ветра



Черт. 5

Углы отклонения органов управления



Черт. 6

ПРИЛОЖЕНИЕ 2
Справочное

МАТРИЦЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ВЕЛИЧИН ИЗ ОДНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ В ДРУГУЮ

1. Преобразование величин и формирование матриц преобразования

Перевод величин из одной системы координат в другую может выполняться с помощью матрицы преобразования.

В зависимости от вида пересчитываемых величин различают:

преобразования составляющих вектора и соответствующих им коэффициентов;

преобразования моментов инерции и центробежных моментов инерции (составляющих тензора инерции);

преобразования производных

и применяют соответствующие им матрицы преобразований.

1.1. Преобразования составляющих вектора и соответствующих им коэффициентов

Преобразования составляющих вектора в системе координат A в соответствующие величины в системе координат B и обратно — для прямоугольных систем координат осуществляются с помощью соотношений:

$$X_B = a_{11}X_A + a_{12}Y_A + a_{13}Z_A,\quad X_A = a_{11}X_B + a_{21}Y_B + a_{31}Z_B,$$
$$Y_B = a_{21}X_A + a_{22}Y_A + a_{23}Z_A,\quad Y_A = a_{12}X_B + a_{22}Y_B + a_{32}Z_B,$$
$$Z_B = a_{31}X_A + a_{32}Y_A + a_{33}Z_A,\quad Z_A = a_{13}X_B + a_{23}Y_B + a_{33}Z_B.$$

В матричной форме записи соотношения имеют вид:

$$\vec{P}_B = \begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = M_{BA}\vec{P}_A = M_{BA}\begin{pmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{pmatrix} \text{ и } \vec{P}_A = \begin{pmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{pmatrix} = M^{\tau}_{BA}\vec{P}_B =$$

$$= M^{\tau}_{BA}\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix},\ \text{где } M_{BA} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix},$$

а ее транспонированная матрица

$$M^{\tau}_{BA} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{pmatrix} = M_{AB}.$$

Если M_{CA}, M_{BC}, M_{DB} — матрицы преобразования системы координат A в C, C в B и B в D соответственно, то матрица преобразования системы координат A в систему координат D определяется произведением матриц третьего, второго и первого преобразований

$$M_{DA} = M_{DB} \cdot M_{BC} \cdot M_{CA}.$$

Элементы a_{ij} ($i=1, 2, 3$; $j=1, 2, 3$) матрицы преобразования M_{DA} и ее транспонированной матрицы M^{τ}_{DA} называются направляющими косинусами.

Они представляют собой функции углов поворота, с помощью которых система координат A переводится в систему координат D. В применяемых здесь

преобразованиях последовательные повороты осуществляются либо вокруг осей системы координат, либо вокруг линий узлов (осей систем в положениях, занимаемых ими перед очередными поворотами). Каждый последовательный поворот в положительном направлении представляется матрицей, в которой элемент на главной диагонали, соответствующий оси вращения, равен единице, а другие элементы соответствующей ему строки и столбца равны нулю. Два других элемента на главной диагонали равны косинусу угла поворота. В первой следующей за единицей строке оставшийся элемент равен синусу, а во второй — минус синусу угла поворота.

Например, переход от нормальной к связанной системе координат осуществим тремя последовательными поворотами— на угол рыскания ψ вокруг оси YO_g, угол тангажа ϑ вокруг линии узлов OZ и угол крена γ вокруг продольной оси OX. Матрица соответствующего преобразования определяется произведением матриц.

$$M_{DA}=\begin{pmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma\\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\cos\vartheta & \sin\vartheta & 0\\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\cos\psi & 0 & -\sin\psi\\ 0 & 1 & 0\\ \sin\psi & 0 & \cos\psi\end{pmatrix}.$$

В ряде случаев переход от одной системы координат к другой осуществляется с помощью одного или двух элементарных преобразований.

В таблице приведены направляющие косинусы для наиболее часто используемых преобразований составляющих векторов.

Коэффициенты сил преобразуются с помощью таблиц направляющих косинусов так же, как составляющие сил и моментов, например,

$$c_{x_a}=(\cos\alpha\cos\beta)c_x+(-\sin\alpha\cos\beta)c_y+(\sin\beta)c_z;$$

$$X_a=(\cos\alpha\cos\beta)X+(-\sin\alpha\cos\beta)Y+(\sin\beta)Z;$$

$$M_{x_a}=(\cos\alpha\cos\beta)M_x+(-\sin\alpha\cos\beta)M_y+(\sin\beta)M_z.$$

При преобразовании коэффициентов моментов учитывается различие характерных длин, используемых для приведения к безразмерному виду составляющих моментов в продольном и боковом движениях, например,

$$m_{x_a}=\frac{M_{x_a}}{qSl}=(\cos\alpha\cos\beta)\,m_x+(-\sin\alpha\cos\beta)m_y+(\sin\beta)m_z\frac{b_A}{l}.$$

1.2. Преобразование моментов инерции и центробежных моментов инерции

Моменты инерции и центробежные моменты инерции образуют тензор инерции, который представляется относительно системы координат A симметричной матрицей

$$I_A=\begin{pmatrix}I_x & -I_{xy} & -I_{xz}\\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz}\\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z\end{pmatrix}.$$

Тензор инерции в системе координат A преобразуется в тензор инерции в системе координат B соотношением

$$I_B=M_{BA}\,I_A\,M_{BA}^{\mathrm{T}}.$$

Например, тензор инерции летательного аппарата относительно связанной системы координат (плоскость OXY совпадает с его плоскостью симметрии $I_{xz}=0$ и $I_{yz}=0$), определяется относительно полусвязанной системы координат преобразованием

$$I_e=\begin{pmatrix}I_{x_e} & -I_{x_e y_e} & 0\\ -I_{x_e y_e} & I_{y_e} & 0\\ 0 & 0 & I_{z_e}\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}\cos\alpha & -\sin\alpha & 0\\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}I_x & -I_{xy} & 0\\ -I_{xy} & I_y & 0\\ 0 & 0 & I_z\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\cos\alpha & \sin\alpha & 0\\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix},$$

Направляющие косинусы для преобразований составляющих векторов

		Связанная система координат		
		OX	OY	OZ
Нормальная	OX_g	$\cos\psi\cos\vartheta$	$\sin\psi\sin\gamma - \cos\psi\sin\vartheta\cos\gamma$	$\sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\vartheta\sin\gamma$
	OY_g	$\sin\vartheta$	$\cos\vartheta\cos\gamma$	$-\cos\vartheta\sin\gamma$
	OZ_g	$-\sin\psi\cos\vartheta$	$\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\sin\vartheta\cos\gamma$	$\cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\vartheta\sin\gamma$
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_c	$\cos\alpha$	$-\sin\alpha$	0
	OY_c	$\sin\alpha$	$\cos\alpha$	0
	OZ_c	0	0	1
		Скоростная система координат		
		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	$\sin\vartheta_a$	$\cos\vartheta_a\cos\gamma_a$	$-\cos\vartheta_a\sin\gamma_a$
	OZ_g	$-\sin\psi_a\cos\vartheta_a$	$\sin\psi_a\sin\vartheta_a\cos\gamma_a + \cos\psi_a\sin\gamma_a$	$-\sin\psi_a\sin\vartheta_a\sin\gamma_a + \cos\psi_a\cos\gamma_a$
Полусвязанная	OX_c	$\cos\beta$	0	$-\sin\beta$
	OY_c	0	1	0
	OZ_c	$\sin\beta$	0	$\cos\beta$

		Нормальная система координат		
		OX_g	OY_g	OZ_g
Полусвязанная	OX_e	$\cos\alpha\cos\vartheta\cos\psi - \sin\alpha(\sin\psi\sin\gamma - \sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma)$	$\cos\alpha\sin\vartheta - \sin\alpha\cos\vartheta\cos\gamma$	$-\cos\alpha\cos\vartheta\sin\psi - \sin\alpha(\cos\psi\sin\gamma + \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma)$
	OY_e	$\sin\alpha\cos\vartheta\cos\psi + \cos\alpha(\sin\psi\sin\gamma - \sin\vartheta\cos\psi\cos\gamma)$	$\sin\alpha\sin\vartheta + \cos\alpha\cos\vartheta\cos\gamma$	$-\sin\alpha\sin\psi\cos\vartheta + \cos\alpha(\cos\psi\sin\gamma + \sin\vartheta\sin\psi\cos\gamma)$
	OZ_e	$\sin\vartheta\cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\cos\gamma$	$-\cos\vartheta\sin\gamma$	$\cos\psi\cos\gamma - \sin\vartheta\sin\psi\sin\gamma$

выполнение которого дает

$$I_{x_e} = I_x\cos^2\alpha + I_y\sin^2\alpha + I_{xy}\sin 2\alpha;$$

$$I_{y_e} = I_x\sin^2\alpha + I_y\cos^2\alpha - I_{xy}\sin 2\alpha;$$

$$I_{z_e} = I_z;$$

$$I_{x_e y_e} = (I_y - I_x)\frac{\sin 2\alpha}{2} - I_{xy}\cos 2\alpha.$$

1.3. Преобразование производных

1.3.1. Переход от производных в одной системе координат к производным в другой системе координат осуществляется тремя различными видами преобразований, применяемыми в трех соответствующих случаях:

величины, от которых берутся производные, преобразуются, а по которым берутся производные, не преобразуются;

величины, от которых и по которым берутся производные, преобразуются;

величины, от которых берутся производные, не преобразуются, а по которым берутся производные, преобразуются.

1.3.2. Первому случаю (1.3.1) соответствует преобразование

$$\frac{\partial}{\partial u}\left(\vec{P}_B\right) = M_{BA}\frac{\partial}{\partial u}\left(\vec{P}_A\right) + \frac{\partial M_{BA}}{\partial u}\left(\vec{P}_A\right),$$

а если M_{BA} не зависит от величины, по которой берется производная, то соответственно более простое преобразование

$$\frac{\partial}{\partial u}\left(\vec{P}_B\right) = M_{BA}\frac{\partial}{\partial u}\left(\vec{P}_A\right).$$

Например, производные по углу атаки от соответствующих сил в полусвязанной системе координат при переходе к связанной системе координат, определяются по выражению

$$\begin{pmatrix} X^\alpha \\ Y^\alpha \\ Z^\alpha \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} X^\alpha_e \\ Y^\alpha_e \\ Z^\alpha_e \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ -\cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{pmatrix},$$

откуда

$$X^{\alpha} = \cos\alpha (X_e^{\alpha} + Y_e) + \sin\alpha (Y_e^{\alpha} - X_e);$$

$$Y^{\alpha} = \cos\alpha (Y_e^{\alpha} - X_e) - \sin\alpha (X_e^{\alpha} + Y_e);$$

$$Z^{\alpha} = Z_e^{\alpha}.$$

Более простым преобразованием будут определяться, например, соответствующие производные в связанной системе координат по заданным в полусвязанной системе координат производным по углу отклонения органов управления (или углу скольжения) от составляющих момента

$$M_x^{\delta(\beta)} = \cos\alpha M_{x_e}^{\delta(\beta)} + \sin\alpha M_{y_e}^{\delta(\beta)};$$

$$M_y^{\delta(\beta)} = \cos\alpha M_{y_e}^{\delta(\beta)} - \sin\alpha M_{x_e}^{\delta(\beta)};$$

$$M_z^{\delta(\beta)} = M_{z_e}^{\delta(\beta)}.$$

По соотношениям, аналогичным приведенным в п. 1.3.2, будут определяться и коэффициенты соответствующих производных.

1.3.3. Второму случаю (1.3.1) соответствует преобразование

$$D_B = M_{BA} D_A M_{BA}^{T}.$$

Матрицами D_B и D_A в этом соотношении систематизированы производные в соответствующих системах координат от трех составляющих вектора, по трем составляющим другого вектора, причем элементы каждой строки этих матриц представляют составляющие вектора, от которого берется, а элементы каждого столбца — по которому берется производная.

Например, производные от составляющих моментов по составляющим угловой скорости, заданные в полусвязанной системе координат, преобразуются в соответствующие величины в связанной системе координат по выражению

$$\begin{pmatrix} M_x^{\omega x} & M_x^{\omega y} & M_x^{\omega z} \\ M_y^{\omega x} & M_y^{\omega y} & M_y^{\omega z} \\ M_z^{\omega x} & M_z^{\omega y} & M_z^{\omega z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} M_{x_e}^{\omega x_e} & M_{x_e}^{\omega y_e} & M_{x_e}^{\omega z_e} \\ M_{y_e}^{\omega x_e} & M_{y_e}^{\omega y_e} & M_{y_e}^{\omega z_e} \\ M_{z_e}^{\omega x_e} & M_{z_e}^{\omega y_e} & M_{z_e}^{\omega z_e} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

откуда

$$M_x^{\omega x} = M_{x_e}^{\omega x_e} \cos^2\alpha + (M_{x_e}^{\omega y_e} + M_{y_e}^{\omega x_e}) \sin\alpha \cos\alpha + M_{y_e}^{\omega y_e} \sin^2\alpha$$

$$M_x^{\omega y} = M_{x_e}^{\omega y_e} \cos^2\alpha + (M_{y_e}^{\omega y_e} - M_{x_e}^{\omega x_e}) \sin\alpha \cos\alpha - M_{y_e}^{\omega x_e} \sin^2\alpha$$

$$M_{xz}^{\omega} = M_{x_e}^{\omega z_e} \cos\alpha + M_{y_e}^{\omega x_e} \sin\alpha$$

$$M_y^{\omega x} = M_{y_e}^{\omega x_e} \cos^2\alpha + (M_{y_e}^{\omega y_e} - M_{x_e}^{\omega x_e}) \sin\alpha \cos\alpha - M_{x_e}^{\omega y_e} \sin^2\alpha$$

$$M_y^{\omega y} = M_{y_e}^{\omega y_e} \cos^2\alpha - (M_{x_e}^{\omega y_e} + M_{y_e}^{\omega x_e}) \sin\alpha \cos\alpha + M_{x_e}^{\omega x_e} \sin^2\alpha$$

$$M_y^{\omega z} = M_{y_e}^{\omega z_e} \cos\alpha - M_{x_e}^{\omega z_e} \sin\alpha$$

$$M_z^{\omega x} = M_{z_e}^{\omega x_e} \cos\alpha + M_{z_e}^{\omega y_e} \sin\alpha$$

$$M_z^{\omega y} = M_{z_e}^{\omega y_e} \cos\alpha - M_{z_e}^{\omega x_e} \sin\alpha$$

$$M_z^{wz} = M_{z_g}^{w}.$$

1.3.4. Третьему случаю (1.3/1) соответствует преобразование

$$\begin{pmatrix} \partial A/\partial X_D \\ \partial A/\partial Y_D \\ \partial A/\partial Z_D \end{pmatrix} = M_{DC} \begin{pmatrix} \partial A/\partial X_C \\ \partial A/\partial Y_C \\ \partial A/\partial Z_C \end{pmatrix}.$$

1.4. Соотношения между углами атаки, скольжения, пространственным углом атаки и аэродинамическим углом крена имеют вид:

$$\cos\alpha_\Pi = \cos\alpha\cos\beta \quad (0 \leqslant \alpha_\Pi \leqslant \pi)$$

$$\sin\varphi_\Pi = \frac{\sin\beta}{\sqrt{\sin^2\alpha\cos^2\beta + \sin^2\beta}}, \quad \cos\varphi_\Pi = \frac{\sin\alpha\cos\beta}{\sqrt{\sin^2\alpha\cos^2\beta + \sin^2\beta}} \left(-\pi \leqslant \varphi_\Pi \leqslant \pi\right).$$

$$\sin\beta = \sin\alpha_\Pi \sin\varphi_\Pi \quad \left(-\frac{\pi}{2} \leqslant \beta \leqslant \frac{\pi}{2}\right)$$

$$\sin\alpha = \frac{\sin\alpha_\Pi \cos\alpha_\Pi}{\sqrt{1 - \sin^2\alpha_\Pi \sin^2\varphi_\Pi}}, \quad \cos\alpha = \frac{\cos\alpha_\Pi}{\sqrt{1 - \sin^2\alpha_\Pi \sin^2\varphi_\Pi}} \quad (-\pi \leqslant \alpha \leqslant \pi).$$

1.5. Соотношения между углами Эйлера и угловыми скоростями в связанной системе координат имеют вид:

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi}\sin\vartheta$$

$$\omega_y = \dot{\vartheta}\sin\gamma + \dot{\psi}\cos\gamma\cos\vartheta$$

$$\omega_z = \dot{\vartheta}\cos\gamma - \dot{\psi}\sin\gamma\cos\vartheta$$

и

$$\dot{\gamma} = \omega_x + \operatorname{tg}\vartheta\,(\omega_z\sin\gamma - \omega_y\cos\gamma)$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_y\sin\gamma + \omega_z\cos\gamma$$

$$\dot{\psi} = (\omega_y\cos\gamma - \omega_z\sin\gamma)\frac{1}{\cos\vartheta}.$$

Пределы изменения углов:

$$-\pi < \psi \leqslant \pi$$

$$-\frac{\pi}{2} < \vartheta < \frac{\pi}{2}$$

$$-\pi < \gamma \leqslant \pi$$

ПРИЛОЖЕНИЕ 3
Справочное

Соответствие обозначений осей координат и буквенных обозначений величин, установленных в данном стандарте и МС ИСО 1151.ч.I—V

Номер термина	Термин	Обозначение	
		по ГОСТ 20058—80	по МС ИСО 1151, ч. I—V
3	Земная система координат, оси	O_0X_0 O_0Y_0 O_0Z_0	X_0 $-Z_0$ Y_0
4	Нормальная земная система координат, оси	O_gX_g O_gY_g O_gZ_g	$X_0(X_g)$ $-Z_0(-Z_g)$ $Y_0(Y_g)$
8	Земная подвижная система координат, оси	OX_0 OY_0 OZ_0	X_0 $-Z_0$ Y_0
9	Нормальная система координат, оси	OX_g OY_g OZ_g	$X_0(X_g)$ $-Z_0(-Z_g)$ $Y_0(Y_g)$
11	Продольная ось	OX	X
12	Нормальная ось	OY	$-Z$
13	Поперечная ось	OZ	Y
17	Скоростная ось	OX_a	X_a
18	Ось подъемной силы	OY_a	$-Z_a$
19	Боковая ось	OZ_a	Y_a
21	Угол атаки	α	α
22	Угол скольжения	β	β
25	Угол рыскания	ψ	$-\psi$
26	Угол тангажа	ϑ	Θ
27	Угол крена	γ	Φ
28	Скоростной угол рыскания	ψ_a	$-\Psi$
29	Скоростной угол тангажа	ϑ_a	γ_a
30	Скоростной угол крена	γ_a	μ_a
31	Угол пути	Ψ	$-\chi$
32	Угол наклона траектории	Θ	γ
33	Угол ветра	Ψ_w	χ_w
34	Наклон ветра	Θ_w	γ_w

Продолжение

Номер термина	Термин	Обозначение по ГОСТ 20058—80	Обозначение по МС ИСО 1151, ч. 1—V
35	Скорость летательного аппарата	$\vec{V}$	$\vec{V}$
36	Воздушная скорость летательного аппарата	V	V_a
37	Земная скорость Составляющие земной скорости по осям связанной системы координат	$\vec{V}_к$ $V_{кx}$ $V_{ку}$ $V_{кz}$	$\vec{V}_к$ $u_к$ $-w_к$ $v_к$
38	Путевая скорость	$\vec{V}_п$	—
39	Скорость ветра	$\vec{W}$	$\vec{V}_w$
40	Абсолютная угловая скорость летательного аппарата	$\vec{\Omega}$	—
41	Угловая скорость летательного аппарата	$\vec{\omega}$	$\vec{\Omega}$
42	Скорость крена	ω_x	p
43	Скорость рыскания	ω_y	$-r$
44	Скорость тангажа	ω_z	q
45	Масса летательного аппарата	m	m
46	Момент инерции летательного аппарата относительно оси	I_x I_y I_z	$I_x(A)$ $I_z(C)$ $I_y(B)$
47	Центробежный момент инерции летательного аппарата	I_{xy} I_{yz} I_{zx}	$I_{xz}(E)$ $-I_{yz}(D)$ $I_{xy}(F)$
48	Радиус инерции летательного аппарата относительно оси	r_x r_y r_z	r_x r_z r_y
49	Угол отклонения органа управления тангажом Угол отклонения руля высоты	— $\delta_в$	$\delta_m(\eta)$ —
50	Угол отклонения органа управления креном Угол отклонения элеронов	— $\delta_э$	$\delta_l(\xi)$ —
51	Угол отклонения органа управления рысканием Угол отклонения руля направления	— $\delta_н$	$-\delta_n(-\xi)$ —

Продолжение

Номер термина	Термин	Обозначение по ГОСТ 20058—80	Обозначение по МС ИСО 1151, ч. I—V
52	Результирующая сила	$\vec{R}$	$\vec{R}$
53	Тяга	$\vec{P}$	$\vec{F}$
54	Аэродинамическая сила планера	$\vec{R}_A$	$\vec{R}^A$
55	Продольная сила	R_x	X
56	Нормальная сила	R_y	$-Z$
57	Поперечная сила	R_z	Y
58	Тангенциальная сила	R_{x_a}	X_a
59	Подъемная сила	R_{y_a}	$-Z_a$
60	Боковая сила	R_{z_a}	Y_a
61	Аэродинамическая продольная сила	X	$-X^A$
62	Аэродинамическая нормальная сила	Y	$-Z^A$
63	Аэродинамическая поперечная сила	Z	Y^A
64	Сила лобового сопротивления	X_a	$-X_a^A$
65	Аэродинамическая подъемная сила	Y_a	$-Z_a^A$
66	Аэродинамическая боковая сила	Z_a	Y_a^A
70	Результирующий момент	$\vec{M}_R$	—
71	Момент тяги	$\vec{M}_P$	—
72	Аэродинамический момент	M	—
73	Момент крена	M_{R_x}	L
74	Момент рыскания	M_{R_y}	$-N$
75	Момент тангажа	M_{R_z}	M
76	Аэродинамический момент крена	M_x	L^A
77	Аэродинамический момент рыскания	M_y	$-N^A$

Продолжение

Номер термина	Термин	Обозначение	
		по ГОСТ 20058—80	по МС ИСО 1151, ч. I—V
78	Аэродинамический момент тангажа	M_z	M^A
79	Перегрузка	$\vec{n}$	$\vec{n}$
80	Продольная перегрузка	n_x	n_x
81	Нормальная перегрузка	n_y	$-n_z$
82	Поперечная перегрузка	n_z	n_y
83	Тангенциальная перегрузка	n_{x_a}	n_{x_a}
84	Нормальная скоростная перегрузка	n_{y_a}	$-n_{z_a}$
85	Боковая перегрузка	n_{z_a}	n_{y_a}
86	Коэффициент аэродинамической продольной силы	c_x	$-C_x^A$
87	Коэффициент аэродинамической нормальной силы	c_y	$-C_z^A$
88	Коэффициент аэродинамической поперечной силы	c_z	C_y^A
89	Коэффициент лобового сопротивления	c_{x_a}	$-C_{x_a}^A$
90	Коэффициент аэродинамической подъемной силы	c_{y_a}	$-C_{z_a}^A$
91	Коэффициент аэродинамической боковой силы	c_{z_a}	$C_{y_a}^A$
95	Коэффициент тяги	c_P	—
96	Коэффициент аэродинамического момента крена	m_x	C_l^A
97	Коэффициент аэродинамического момента рыскания	m_y	$-C_n^A$
98	Коэффициент аэродинамического момента тангажа	m_z	C_m^A
111	Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при фиксированном руле высоты	σ_n	—
112	Степень продольной статической устойчивости по перегрузке при свободном руле высоты	σ_{nc}	—

Продолжение

Номер термина	Термин	Обозначение по ГОСТ 20058—80	Обозначение по МС ИСО 1151, ч. 1—V
113	Степень продольной статической устойчивости по скорости при фиксированном руле высоты	σ_V	—
114	Степень продольной статической устойчивости по скорости при свободном руле высоты	σ_{Vc}	—
119	Эффективность органа управления тангажом	—	—
	Эффективность руля высоты	$\Delta m_{z\theta}$	—
120	Эффективность органа управления креном	—	—
	Эффективность элеронов	$\Delta m_{x\theta}$	—
121	Эффективность органа управления рысканием	—	—
	Эффективность руля направления	$\Delta m_{y\theta}$	—
122	Коэффициент эффективности органа управления тангажом	—	$c_{m\delta_m}$ ($C_{m\eta}$)
	Коэффициент эффективности руля высоты	$m_z^{\delta_\theta}$	—
123	Коэффициент эффективности органа управления креном	—	$c_{l\delta_l}$ ($C_{l\xi}$)
	Коэффициент эффективности элеронов	$m_x^{\delta_\theta}$	—
124	Коэффициент эффективности органа управления рысканием	—	$-c_{n\delta_n}$ ($-C_{n\zeta}$)
	Коэффициент эффективности руля направления	$m_y^{\delta_H}$	—

Редактор *Р. С. Федорова*
Технический редактор *В. Н. Малькова*
Корректор *А. В. Прокофьева*

Сдано в набор 04.09.80 Подп. к печ. 30.12.80 3,25 п. л. 3,92 уч.-изд. л. Тираж 10000 Цена 20 коп.

Издательство стандартов, 123557, Москва, Новопресненский пер., 3.
Калужская типография стандартов, ул. Московская, 256. Зак. 2612

gost.e-ecolog.ru