№ изм.	1	2		
№ изв.	10007	11364		

Инв. № дубликата | 4303

Инв. № подлинника

УДК 629.7.054.002.72 Группа Д15

ОТРАСЛЕВОЙ СТАНДАРТ

ОСТ 1 00374-80

ДАТЧИКИ МАГНИТНОГО КУРСА
Требования к размещению на самолетах и вертолетах

На 10 страницах

Введен впервые

ОКСТУ 7541

Проверено в 1985 г.
Проверено в 1989 г.

Распоряжением Министерства от 18 июня 1980 г. № 087-16
срок введения установлен с 1 января 1981 г.

1. Настоящий стандарт устанавливает требования к размещению датчиков магнитного курса (ДМК) при разработке, изготовлении и ремонте самолетов и вертолетов.

Издание официальное ★ ГР 8170805 от 24.07.80

Перепечатка воспрещена

gost.e-ecolog.ru

2. Размещение ДМК определяет разработчик самолета (вертолета).

3. Размещение ДМК должно обеспечивать доступ к крепежным винтам ДМК и девиационному прибору, а также обеспечивать возможность поворота ДМК и его замены с помощью стандартного инструмента.

4. В месте размещения ДМК должна быть риска (отметка), совпадающая с направлением продольной оси самолета или вертолета, с отклонением не более 2°.

5. Кронштейны (планки), используемые для крепления ДМК, должны располагаться в горизонтальной плоскости с отклонением не более 2° при установке самолета (вертолета) на горизонтальной площадке.

6. Источники магнитных и электромагнитных полей (деталей из магнитных материалов, жгутов электропроводов и т.д.) должны размещаться от центра ДМК на расстоянии не менее 300 мм при выполнении п. 8.

За центр ДМК принимается точка вертикальной оси симметрии ДМК, расположенной на расстоянии 30 мм от его фланца.

7. Кронштейны (планки), используемые для крепления ДМК, и элементы крепления ДМК должны быть прочными, стойкими и устойчивыми к внешним воздействующим факторам, соответствующим условиям эксплуатации ДМК.

8. Параметры магнитного состояния места размещения ДМК должны соответствовать указанным в таблице.

Наименование параметра	Норма
Компоненты индукции магнитного поля (МП), обусловленного остаточной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолетов (кроме самолетов-истребителей), нТл, не более	650*
Компоненты индукции МП, обусловленного остаточной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолетов-истребителей и вертолетов, нТл, не более.	1300**
Компоненты индукции МП, обусловленного индуктивной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолетов и вертолетов, нТл, не более	150***
Индукция МП, создаваемого системами электроснабжения самолетов или вертолетов, нТл, не более:	
при абсолютной погрешности измерителей курса не более $0,7^{\circ}$.	50
при абсолютной погрешности измерителей курса не более $1,5^{\circ}$.	80

№ изм. 2 | № изв. 11364

Инв. № дубликата 4303 | Инв. № подлинника

Продолжение

Наименование параметра	Норма
Горизонтальная составляющая индукции суммарного МП механизмов, деталей, оборудования самолетов (кроме самолетов-истребителей), нТл, не более	950
Горизонтальная составляющая индукции суммарного МП механизмов, деталей, оборудования самолетов-истребителей и вертолетов, нТл, не более	1850
Вертикальная компонента индукции суммарного МП механизмов, деталей, оборудования самолетов (кроме самолетов-истребителей), нТл, не более	800
Вертикальная компонента индукции суммарного МП механизмов, деталей, оборудования самолетов-истребителей и вертолетов, нТл, не более	1450

Примечания:

1. Для горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли (МПЗ) от 13,7 до 14,3 А/м (от 0,16 до 0,18 Э) (район г. Москвы) норма, отмеченная:

"ж" соответствует 2° – для полукруговой девиации B и C ;

"жж" соответствует 4° – для полукруговой девиации B и C ;

"ккк" соответствует $0{,}5^{\circ}$ – для четвертной девиации D и E и приведена для горизонтальной составляющей напряженности МПЗ от 13,7 до 14,3 А/м (от 0,16 до 0,18 Э).

2. Определение нормы, отмеченной "ккк", (i) в нанотеслах для произвольного значения горизонтальной составляющей напряженности МПЗ производится по формуле

$$i = 0{,}0087 \mu_0 H \cdot 10^9,$$

где i – компоненты индукции МП, обусловленного индуктивной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолетов и вертолетов, нТл;

H – горизонтальная составляющая напряженности МПЗ в месте нахождения самолета или вертолета, А/м;

μ_0 – абсолютная магнитная проницаемость в вакууме, Г/м.

3. Определение коэффициентов девиации K_i в угловых градусах производится по формуле

$$K_i = arctg \frac{i}{\mu_0 H} .$$

9. Методы и средства проверки магнитного состояния места размещения ДМК приведены в рекомендуемом приложении 1.

10. Термины и определения, используемые в стандарте, приведены в справочном приложении 2.

№ изм. 1 2
№ изв. 10007 11364
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4303

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
Рекомендуемое

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ПРОВЕРКИ МАГНИТНОГО СОСТОЯНИЯ МЕСТА РАЗМЕЩЕНИЯ ДМК

1. Расчет параметров магнитного состояния места размещения ДМК производится на этапе разработки конструкторской документации на самолет или вертолет.

2. Расчет компонентов индукции МП, обусловленного остаточной и индуктивной намагниченностями механизмов, деталей, оборудования самолетов или вертолетов должен производиться в соответствии с ОСТ 5.6031-78.

3. Расчет индукции МП, создаваемого системами электроснабжения в месте размещения ДМК, должен производиться в следующем порядке:

а) определить индукцию МП, создаваемого однопроводной системой электроснабжения постоянного тока (B_1) в нанотеслах, по формуле

$$B_1 = K_1 \frac{J}{r},$$

где K_1 = 200 нГ/м;

J – сила тока, А;

r – кратчайшее расстояние от проводника до центра ДМК, м;

б) определить индукцию МП, создаваемого двухпроводной системой электроснабжения постоянного тока (B_2) в нанотеслах, по формуле

$$B_2 = K_1 \frac{J\ r_1}{r_2\ r_3},$$

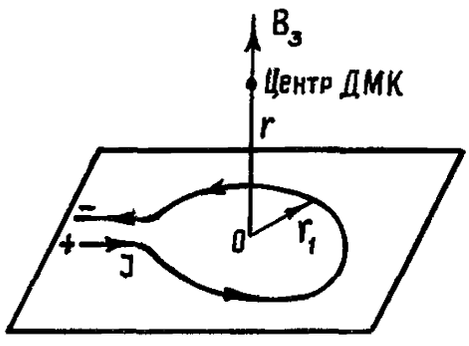
где J – сила тока, А;

r_1 – расстояние между осями проводов, м;

r_2, r_3 – кратчайшие расстояния от осей проводов до центра ДМК, м;

в) определить индукцию МП, создаваемого системами электроснабжения (B_3, B_4, B_5) в нанотеслах, которые представляют собой контура с постоянным током:

– ДМК расположен на перпендикуляре к плоскости контура с постоянным током, проведенном из центра контура (черт. 1)



Черт. 1

№ изм. 1 2
№ изв. 10007 11364
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4303

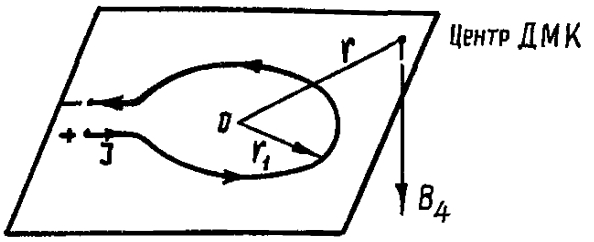
$$B_3 = K_1 \frac{\pi J r_1^2}{(r_1^2 + r^2)^{3/2}},$$

где J – сила тока, А;

r – расстояние от центра контура до центра ДМК, м;

r_1 – радиус контура, м;

– ДМК расположен в плоскости контура с постоянным током (черт. 2).



Черт. 2

$$B_4 = \frac{K_2 \pi J r_1^2}{r^3}\left(1 + \frac{2 r_1^2}{r^2}\right);$$

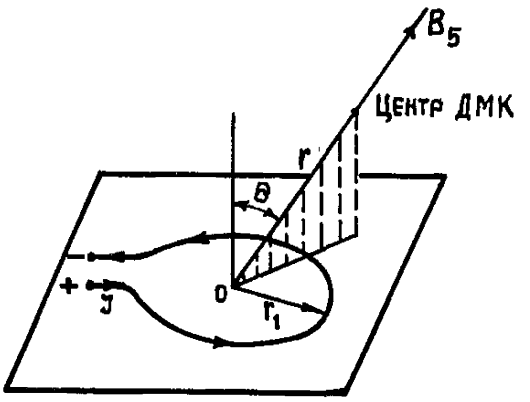
где K_2 = 100 нГ/м;

J – сила тока, А;

r – расстояние от центра контура до центра ДМК, м;

r_1 – радиус контура, м;

– ДМК расположен произвольно относительно контура с постоянным током (черт. 3)



Черт. 3

$$B_5 = \frac{K_2 \pi J r_1^2}{r^3}\sqrt{1 + 3\cos^2\theta},$$

где θ – угол между направлениями r и перпендикуляром к плоскости контура...°;

№ изм. 1 2
№ изв. 10007 11364
Инв. № дубликата
Инв. № подлинника 4303

J – сила тока, А;

r – расстояние от центра контура до центра ДМК, м;

r_1 – радиус контура, м;

г) определить индукцию МП, создаваемого системами электроснабжения самолетов или вертолетов ($B_э$) в нанотеслах, по формуле

$$B_э = \sqrt{B_1^2+B_2^2+B_3^2+B_4^2+B_5^2},$$

где B_1, B_2, B_3, B_4, B_5 – индукции МП, создаваемых однопроводной системой электроснабжения постоянного тока, двухпроводной системой электроснабжения постоянного тока и контурами с постоянным током.

4. При размещении ДМК на самолете или вертолете должна быть предусмотрена возможность применения переходного устройства, обеспечивающего выставку условной оси чувствительности ДМК и оптического средства для проведения девиационных работ без поворота самолета или вертолета.

5. Измерение параметров магнитного состояния места размещения ДМК должно производиться трехкомпонентным измерителем горизонтальной составляющей индукции МП с тремя взаимно перпендикулярными чувствительными элементами, стабилизированными в плоскости горизонта с абсолютной погрешностью не менее 5′.

Диапазон измерений измерителя по каждой компоненте индукции МП должен находиться в пределах $\pm 64\,000$ нТл.

Погрешность измерений измерителя по каждой компоненте индукции МП должна быть не более 50 нТл.

6. Измерение МПЗ должно выполняться непосредственно на девиационной площадке в отсутствии самолета (вертолета) в следующем порядке:

– установить датчик измерителя на высоту, соответствующую размещению штатного ДМК на самолете или вертолете при измерениях на площадках, имеющих ферромагнитные массы, или на высоту $(1,5\pm0,5)$ м на площадках без ферромагнитных масс;

– измерить измерителем индукции МП компоненты горизонтальной составляющей индукции МПЗ B_6 и B_7 и вертикальную компоненту индукции МПЗ B_8;

– рассчитать горизонтальную составляющую индукции МПЗ (B) в нанотеслах, по формуле

$$B = \sqrt{B_6^2+B_7^2},$$

где B_6, B_7 – компоненты горизонтальной составляющей индукции МП, нТл.

7. Измерение индукции МП в месте размещения ДМК на самолете или вертолете без включения систем электроснабжения необходимо производить в слудующем порядке:

№ изм. 1 2
№ изв. 10007 11364
Инв. № дубликата
Инв № подлинника 4303

- установить самолет или вертолет на девиационной площадке;

- установить датчик измерителя индукции МП на место ДМК курсовой системы самолета или вертолета с ориентацией с погрешностью не более 5° одного из двух чувствительных элементов в направлении продольной оси самолета или вертолета;

- измерить измерителем индукции МП компоненты горизонтальной составляющей индукции МП B_8 и B_9 и вертикальную компоненту индукции МП B_{11} в месте размещения ДМК на самолете или вертолете;

- рассчитать значение горизонтальной составляющей индукции МП (B') в нанотеслах в месте размещения ДМК по формуле

$$B' = \sqrt{B_9^2 + B_{10}^2},$$

где B_9 , B_{10} - компоненты горизонтальной составляющей индукции МП, нТл.

8. Измерение индукции МП, создаваемого системами электроснабжения самолетов или вертолетов, необходимо производить в следующем порядке:

- установить датчик измерителя индукции МП на место ДМК курсовой системы самолета или вертолета с ориентацией с погрешностью не более 5° одного из двух чувствительных элементов в направлении продольной оси самолета или вертолета;

- измерить без включения систем электроснабжения измерителем индукции МП компоненты индукции МП B_{12} , B_{13} , B_{14} в месте размещения ДМК на самолете или вертолете;

- рассчитать значение индукции МП (B'') в нанотеслах в месте размещения ДМК без включения систем электроснабжения по формуле

$$B'' = \sqrt{B_{12}^2 + B_{13}^2 + B_{14}^2};$$

- включить системы электроснабжения и измерить измерителем индукции МП компоненты индукции B_{15} , B_{16} , B_{17} в месте размещения ДМК на самолете или вертолете;

- рассчитать значение индукции МП (B''') в нанотеслах в месте размещения ДМК с включением систем электроснабжения по формуле

$$B''' = \sqrt{B_{15}^2 + B_{16}^2 + B_{17}^2}.$$

9. Горизонтальная составляющая индукции суммарного МП механизмов, деталей и оборудования самолетов или вертолетов определяется как разность между горизонтальными составляющими индукции МП, измеренными согласно пп. 6 и 7 приложения.

Измеренное значение горизонтальной составляющей индукции МП механизмов, деталей и оборудования должно соответствовать указанному в п. 8 стандарта.

Инв. № дубликата | 4303
Инв. № подлинника
№ изм. 1 | 2
№ изв. 10007 | 11364

10. Вертикальная компонента индукции МП механизмов, деталей и оборудования самолетов или вертолетов определяется как разность между компонентами индукции МП B_8 и B_{11}, измеренными согласно пп. 6 и 7.

Измеренное значение вертикальной компоненты индукции МП механизмов, деталей и оборудования должно соответствовать указанному в п. 8 стандарта.

11. Индукция МП, создаваемого системами электроснабжения самолетов или вертолетов, определяется как разность между индукциями МП B''' и B'', измеренными согласно п. 8.

Измеренное значение индукции МП, создаваемого системами электроснабжения самолетов или вертолетов, должно соответствовать указанному в п. 8 стандарта.

№ изм. 1 2
№ изв. 10007 11364
Инв. № дубликата
Инв № подлинника 4303

ПРИЛОЖЕНИЕ 2
Справочное

ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В СТАНДАРТЕ

Термин	Определение
Коэффициент полукруговой девиации B	Максимальное отклонение компасного курса от магнитного, вызываемое действием на ДМК индукции МП, обусловленного остаточной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолета или вертолета, в направлении продольной оси самолета или вертолета X
Коэффициент полукруговой девиации C	Максимальное отклонение компасного курса от магнитного, вызываемое действием на ДМК индукции МП, обусловленного остаточной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолета или вертолета, в направлении поперечной оси самолета или вертолета Z
Коэффициент четвертной девиации Д	Максимальное отклонение компасного курса от магнитного, вызываемое действием на ДМК индукции МП, обусловленного индуктивной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолета или вертолета, в направлении продольной оси самолета или вертолета X
Коэффициент четвертной девиации E	Максимальное отклонение компасного курса от магнитного, вызываемое действием на ДМК индукции МП, обусловленного индуктивной намагниченностью механизмов, деталей, оборудования самолета или вертолета, в направлении поперечной оси самолета или вертолета Z
Электромагнитная девиация	Максимальные отклонения компасного курса от магнитного, вызываемые действием индукции МП, создаваемого системами электроснабжения самолета или вертолета

Инв. № дубликата | 4303
Инв. № подлинника
№ изм. 2 | 11364
№ изв.

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

№ изм.	Номера страниц				Номер "Изв. об изм."	Подпись	Дата	Срок введения изменения
	измененных	замененных	новых	аннулированных				

Инв. № дубликата
Инв. № подлинника
4303

gost.e-ecolog.ru