

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ
СОЮЗА ССР

САМОЛЕТЫ ВИНТОВЫЕ ЛЕГКОЙ ВЕСОВОЙ КАТЕГОРИИ

ДОПУСТИМЫЕ УРОВНИ ШУМА, МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЕЙ ШУМА, СОЗДАВАЕМОГО НА МЕСТНОСТИ

ГОСТ 23023—85

Издание официальное

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ СССР ПО СТАНДАРТАМ
Москва

gost.e-ecolog.ru

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ
СОЮЗА ССР

САМОЛЕТЫ ВИНТОВЫЕ ЛЕГКОЙ ВЕСОВОЙ КАТЕГОРИИ

ДОПУСТИМЫЕ УРОВНИ ШУМА, МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЕЙ ШУМА, СОЗДАВАЕМОГО НА МЕСТНОСТИ

ГОСТ 23023—85

Издание официальное

МОСКВА — 1985

УДК 534.6.08 : 629.7 : 006.354 Группа Д10

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ СТАНДАРТ СОЮЗА ССР

САМОЛЕТЫ ВИНТОВЫЕ ЛЕГКОЙ ВЕСОВОЙ КАТЕГОРИИ

Допустимые уровни шума, методы определения уровней шума, создаваемого на местности

Light-weight propeller aeroplanes. Acceptable noise levels on ground and methods for its determination

ОКП 75 0200

ГОСТ 23023—85

Взамен ГОСТ 23023—78

Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 21 июня 1985 г. № 1830 срок введения установлен

с 01.07.86

Несоблюдение стандарта преследуется по закону

Настоящий стандарт распространяется на винтовые самолеты существующих типов и их модификации, оборудованные турбовинтовыми, турбовинтовентиляторными или поршневыми двигателями (далее — винтовые самолеты легкой весовой категории), с максимальной взлетной массой не более 5700 кг, для которых Госавиарегистром СССР была принята заявка на сертификат летной годности прототипа или выполнена другая аналогичная процедура после 1 января 1975 года или свидетельство летной годности для отдельного самолета было выдано после 1 января 1980 г. Установленный предел взлетной массы может быть до 6500 кг для модифицированных самолетов в том случае, если прототип имел зарегистрированную в удостоверении о годности к полетам максимальную взлетную массу менее 5700 кг.

Стандарт устанавливает максимально допустимые уровни шума, создаваемого винтовыми самолетами легкой весовой категории на местности, и методы определения уровней шума при сертификационных испытаниях самолета по шуму.

Стандарт не распространяется на винтовые самолеты, специально спроектированные для высшего пилотажа и тушения пожаров.

Устанавливаемые стандартом максимально допустимые уровни шума являются технической характеристикой самолета и не распространяются в качестве норм шума для ограничения жилой застройки в окрестностях аэропортов и аэродромов.

Издание официальное ★ Перепечатка воспрещена

© Издательство стандартов, 1985

Стандарт соответствует требованиям стандарта ИКАО по шуму (Международные стандарты и рекомендуемая практика «Охрана окружающей среды», Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, том 1 «Авиационный шум», первое издание, Монреаль, 1981 г.).

В стандарте учтены требования МС ИСО 3891, Публикаций МЭК Р123, МЭК Р179 и МЭК Р561, стандарта СЭВ 541—77, в части выбора критериев оценки шума методов расчета и измерений и основных требований к измерительной аппаратуре.

1. ДОПУСТИМЫЕ УРОВНИ ШУМА

1.1. Шум, создаваемый винтовыми самолетами легкой весовой категории, измеряется в уровнях звука L_A (дБA).

Допускается определять уровни звука L_A по результатам выполненных измерений уровней звукового давления в октавных или третьоктавных полосах частот.

По требованию органов, ответственных за сертификацию, наряду с оценкой шума в уровнях звука, необходимо представлять данные о шуме в единицах EPNL (EPNдБ) по ГОСТ 17229—85, причем при расчете поправки на продолжительность воздействия шума может использоваться интервал осреднения 1,0 (вместе 0,5 с).

1.2. Шум, создаваемый самолетом, измеряют в контрольной точке при горизонтальном полете самолета над указанной точкой на высоте 300^{+10}_{-30} м, а также при наборе высоты в точке, расположенной на продолжении оси взлетно-посадочной полосы (ВПП) на удалении 2500 м от начала разбега самолета.

1.3. Максимально допустимый уровень шума L_A при горизонтальном полете самолета над контрольной точкой на заданной высоте не должен превышать следующих значений, зависящих от взлетной массы самолета m (в килограммах):

$L_A=68$ дБA	при $m\leqslant 600$ кГ,
$L_A=0{,}0133\ m+60$, дБA	при 600 кГ$<m<$1500 кГ,
$L_A=80$ дБA	при 1500 кг$\leqslant m\leqslant$5700 кГ.

Максимально допустимый уровень шума L_A при наборе высоты в контрольной точке, расположенной на удалении 2500 м от начала разбега, не должен превышать следующих значений:

$L_A=73$ дБA	при $m\leqslant 600$ кГ,
$L_A=0{,}0133\ m+65$, дБA	при 600 кГ$<m<$1500 кГ,
$L_A=85$ дБA	при 1500 кГ$\leqslant m\leqslant$5700 кГ.

Графическое представление зависимостей максимально допустимых уровней шума от взлетной массы самолета для рассмотренных случаев приведено в рекомендуемом приложении 1.

Места для измерения шума самолета должны быть расположены на относительно ровной поверхности земли, не имеющей участков повышенного поглощения звука (густая, слежавшаяся или высокая трава, кустарник или лесистые участки). В пределах конического пространства над местом измерения с осью, перпендикулярной к земле, и половинным углом раскрытия 80°, не должно быть каких-либо препятствий, оказывающих существенное влияние на звуковое поле, создаваемое самолетом.

1.4. Значения максимально допустимых уровней шума для горизонтального полета над контрольной точкой на заданной высоте для всех самолетов, выпуск которых продолжится после 1 января 1990 г., должны быть на 5 дБА ниже приведенных в п. 1.3.

2. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ШУМА

2.1. Подготовка к летным испытаниям

2.1.1. Летные испытания проводят на одном самолете и результаты распространяют на все самолеты данного типа.

Необходимость повторных сертификационных испытаний по шуму самолетов, в исходную конструкцию которых внесены изменения, которые могут повлиять на его акустические характеристики, определяется органом, ответственным за сертификацию.

2.1.2. Применяемая акустическая аппаратура — по ГОСТ 17229—85.

2.1.3. Шум измеряют при следующих атмосферных условиях:

осадки отсутствуют;

температура окружающего воздуха от 2 до 35°С;

относительная влажность воздуха от 20 до 95%;

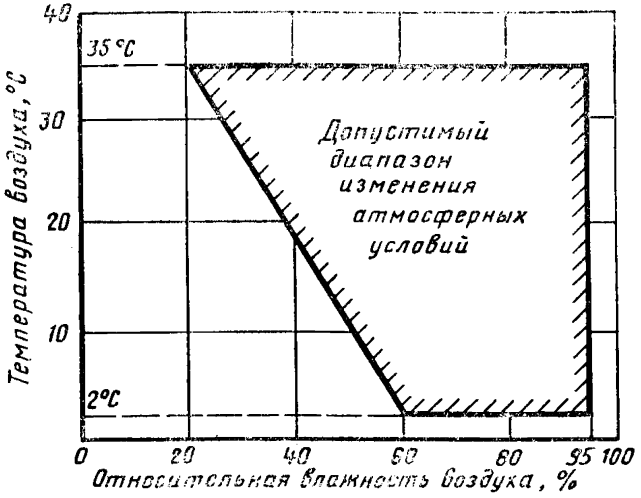
скорость ветра на высоте 1,2 м не более 5 м/с при боковой составляющей не более 2,5 м/с;

отсутствует температурная инверсия или аномальные условия ветра, которые могли бы существенно повлиять на шум самолета при его регистрации в точке измерения.

Не допускается проводить испытания при неблагоприятных условиях сочетания температуры и относительной влажности, измеренных на высоте 10 м, которые на зависимости температуры и относительной влажности находятся ниже прямой линии, проведенной через точки с координатами 2°С, 60% и 35°С, 20%. Допустимый диапазон атмосферных условий показан на чертеже.

2.1.4. При скорости ветра более 3 м/с следует применять ветрозащитные экраны. Направление полета с точностью ±15° должно совпадать с направлением ветра. Число полетов с попутным и встречным ветром должно быть одинаковым.

Допустимый диапазон атмосферных условий при испытаниях



2.2. Проведение испытаний и обработка результатов

2.2.1. Максимальный уровень шума измеряется при горизонтальном полете самолета в крейсерской конфигурации на высоте 300^{+10}_{-30} м над измерительной системой с полетной массой, соответствующей максимальной.

Пролет самолета выполняется на стабилизированной скорости при работе двигателей на режиме наибольшей эксплуатационной мощности.

2.2.2. При полете боковое отклонение самолета от вертикали, проведенной через контрольную точку, не должно превышать значений, соответствующих угловому положению самолета, $\pm 10°$.

2.2.3. Шум самолета с максимальной взлетной массой измеряют при взлете в точке, расположенной на удалении 2500 м от начала разбега, когда взлетная мощность двигателей используется с момента освобождения тормозов до достижения высоты 15 м над уровнем ВПП без изменения взлетной конфигурации (первый этап). Начало второго этапа полета соответствует концу первого. На втором этапе выдерживается конфигурация набора высоты с убранным шасси при отклонении закрылок, соответствующих нормальному набору высоты на всем протяжении этого этапа с выдерживанием оптимальной скорости набора v. Максимальная мощность и обороты двигателя сохраняются на всем протяжении второго этапа, если органами, выдающими сертификат по шуму, не будет установлена более низкая мощность.

2.2.4. Число полетов для каждой из контрольных точек должно быть не менее четырех при выполнении требования п. 2.2.14.

2.2.5. При каждом полете регистрируют скорость полета, режим работы двигателей, обороты винтов и температуру окружающего воздуха.

Высота полета и боковое положение самолета относительно микрофона, помимо штатной бортовой аппаратуры, определяется с помощью наземных систем, одобренных организацией, ответственной за сертификацию по шуму.

2.2.6. Фоновый уровень окружающего шума и уровень собственного шума измерительной системы должны быть ниже измеряемого максимального шума самолета не менее чем на 10 дБ*А*.

2.2.7. Результаты измерений шума по п. 2.2.1, выполненные на высотах, отличающихся от заданной высоты 300 м, приводят к этой высоте с помощью закона обратных квадратов.

2.2.8. Результаты измерений шума самолета должны быть приведены к следующим исходным атмосферным условиям:

атмосферное давление на уровне моря 1013,25 гПа;

температура окружающего воздуха +25°С.

2.2.9. Если при испытаниях значения числа Маха (*M*) законцовки лопасти воздушного винта и отклонения мощности двигателя от исходных значений выходят за пределы ограничений, указанных в таблице, применяется корректировка, основанная на данных фактических летных испытаний самолета, проходящего сертификационные испытания по шуму, или другого образца самолета такого же типа.

Не следует вносить никаких поправок на изменение мощности винтовых самолетов с фиксированным шагом винта.

Для коррекции результатов испытаний используются методы по ГОСТ 17229—85.

Число *M* законцовки лопасти	Пределы изменения от исходного значения
$M \leqslant 0{,}70$	0,014
$0{,}70 < M \leqslant 0{,}80$	0,007
$M > 0{,}80$	0,005
Мощность двигателя при любом значении числа *M*	10%

2.2.10. В скорректированный уровень шума по п. 2.2.1, определенный как среднее арифметическое результатов всех измерений, вносится поправка Δ, учитывающая совершенство летно-технических характеристик самолета, которая определяется для условий на уровне моря и температуры окружающего воздуха 15°С.

Поправку Δ, измеренную в дБ*А*, суммируют алгебраически со скорректированным уровнем шума.

2.2.11. Поправку Δ, учитывающую отклонение самолета от нормированной высоты 300 м на заданном удалении от начала разбега для максимальной взлетной мощности, вычисляют по формуле:

$$\Delta = 20\lg\frac{300}{\left[\left(3500-L_{вд}\right)\frac{v_y}{v}+15\right]} = 49{,}6-20\lg\left[\left(3500-L_{вд}\right)\frac{v_y}{v}+15\right],$$

где $L_{вд}$ — взлетная дистанция до достижения высоты 15 м при максимальной сертификационной взлетной массе самолета для ВПП с искусственным покрытием, м;

v_y — максимальная скороподъемность при максимальной сертификационной взлетной массе самолета, м/с;

v — скорость набора высоты, соответствующая максимальной скороподъемности, м/с.

Абсолютное значение поправки Δ не должно превышать 5 дБ*А*.

При отсутствии результатов сертификационных испытаний допускается для расчета поправки Δ использовать значения $L_{вд}=610$ и 825 м, соответственно для одномоторного и многомоторного самолета.

2.2.12. Поправка Δ, учитывающая совершенство летно-технических характеристик, не вносится в результаты измерений шума самолета при взлете по п. 2.2.3.

2.2.13. Скорректированный уровень шума, определенный по п. 2.2.10 для горизонтального пролета, и уровень шума при взлете, измеренный в точке на удалении 2500 м от начала разбега, сопоставляются с уровнями, регламентируемыми настоящим стандартом для самолета данного типа по п. 1.3.

2.2.14. Число измерений шума в каждой из контрольных точек для этапов взлета и горизонтального пролета должно быть достаточным, но не менее четырех, чтобы значение доверительного интервала не превышало ±1,5 дБ*А* при 90%-ной надежности.

Метод расчета значения доверительного интервала приведен в обязательном приложении 2.

Не допускается исключение любых отдельных результатов измерения при испытаниях в процессе осреднения при расчете скорректированных уровней шума.

2.2.15. Результаты измерений оформляются в виде отчета в соответствии с требованиями обязательного приложения 3.

Минимальная информация о летно-технических характеристиках самолета и его акустических характеристиках, полученных

в процессе летных испытаний на соответствие требованиям настоящего стандарта, представляется по форме, указанной в обязательных приложениях 4 и 5.

В указанной форме «Вид информации» приложений 4 и 5 заполняется в виде одной буквы в соответствии со схемой, приведенной ниже.

A — результаты сертификационных испытаний;

B — результаты измерений с использованием точных методик, аналогичных сертификационным, но не используемых специально для целей сертификации;

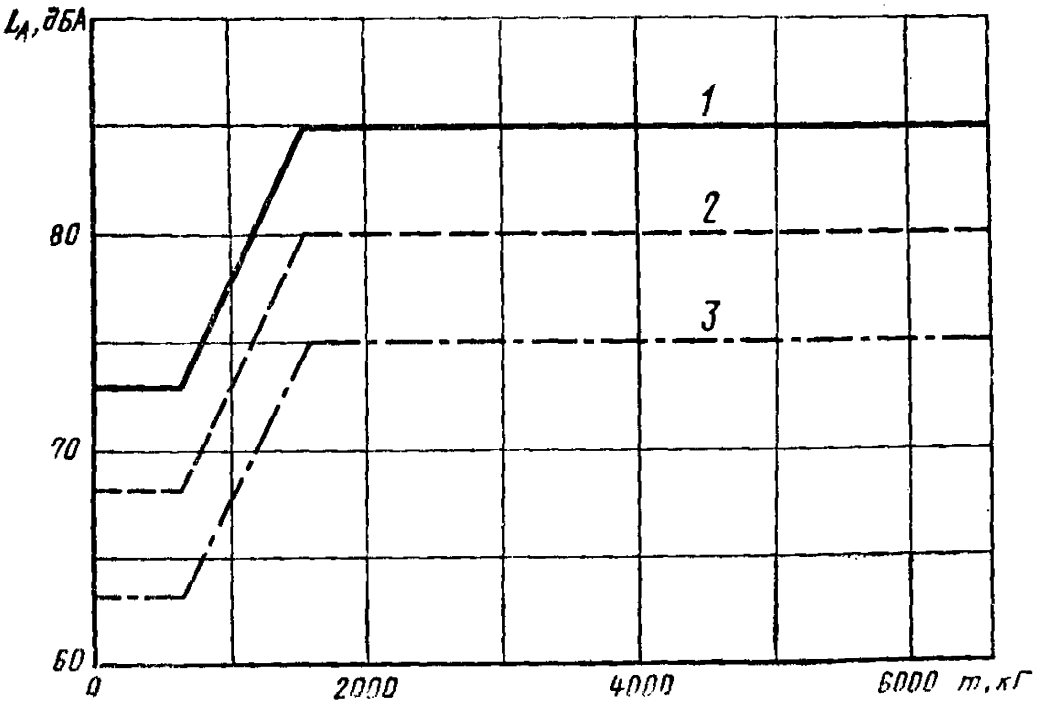
C — расчетные данные по результатам предварительных летных испытаний;

D — ориентировочные значения уровней шума;

E — информация, полученная на основе параметрических исследований.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
Рекомендуемое

График зависимости максимально допустимых уровней шума от максимальной взлетной массы для винтовых самолетов легкой весовой категории



1—нормы для контрольной точки, расположенной на удалении 2500 м по оси ВПП от начала разбега; *2*—исходные нормы для горизонтального пролета самолета на высоте 300 м; *3*—целевая норма для горизонтального пролета на высоте 300 м для самолетов, выпуск которых продолжится после 1 января 1990 г.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2
Обязательное

МЕТОД РАСЧЕТА СРЕДНЕГО ЗНАЧЕНИЯ УРОВНЯ ЗВУКА И ЕГО ДОВЕРИТЕЛЬНОГО ИНТЕРВАЛА

1. По результатам выполненных измерений шума вычисляют средний уровень звука L_A (дБ*А*) по формуле

$$\bar{L}_A = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} L_{A_i},$$

где L_{A_i} — максимальный уровень звука, измеренный при i-м пролете самолета, дБА;

n — число измерений.

2. Определяется разность между средним значением уровня и результатами отдельных измерений дБ*А* по формуле

$$\Delta L_{A_i} = L_{A_i} - \bar{L}_A.$$

3. Рассчитывается среднее квадратическое отклонение дБ*А* для серии измерений по формуле

$$S = \left[\frac{\sum_{i=1}^{n} (\Delta L_{A_i})^2}{n} \right]^{1/2}$$

4. Доверительный интервал A для среднего значения $\bar{L}_A$ (дБ*А*) вычисляют по формуле

$$A = KS,$$

Значения коэффициентов K для различного числа измерений приведены в таблице

n	K	n	K	n	K
4	1,357	12	0,543	20	0,397
5	1,065	13	0,514	21	0,387
6	0,903	14	0,491	22	0,375
7	0,792	15	0,470	23	0,367
8	0,718	16	0,452	24	0,356
9	0,658	17	0,437	25	0,349
10	0,610	18	0,422	26	0,342
11	0,572	19	0,408	27	0,335

ПРИЛОЖЕНИЕ 3
Обязательное

ОФОРМЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

В отчете о результатах летных испытаний самолета должны быть представлены общее заключение о соответствии самолета требованиям настоящего стандарта, а также следующие данные:

информация о самолете, режимах полета, результатах измерения характеристик на высоте полета;

информация о типовых конструкциях самолета, двигателей и воздушного винта;

три проекции самолета с указанием габаритных размеров, фотографии самолета ($^3/_4$ спереди и $^3/_4$ сзади);

масса и конфигурация самолета при каждом полете, максимальная сертификационная взлетная масса, указанная в сертификате по шуму;

описание любых модификаций и нестандартного оборудования, которые могут повлиять на акустические характеристики;

информация о скорости полета и температуре окружающего воздуха на высоте полета;

режим работы двигателей, обороты винтов;

высота полета, зарегистрированная бортовым и наземным оборудованием;

информация головного исполнителя предприятия-разработчика о летно-технических характеристиках и режимах полета самолета, а также данные, необходимые для приведения к исходным условиям и коррекции источника;

расчет измеренных уровней шума при каждом пролете самолета;

расчет среднего значения уровня шума и значения доверительного интервала;

расчет поправки Δ, учитывающей совершенство летно-технических характеристик самолета;

перечень применяемой контрольно-измерительной бортовой и наземной аппаратуры (определение и анализ характеристик шума самолетов, режимов полета и метеорологических данных), а также сведения о их государственной и ведомственной поверке;

параметры, характеризующие метеоусловия перед каждым пролетом, во время пролета и после него;

температура и относительная влажность окружающего воздуха;

максимальные, минимальные и средние значения скорости ветра, его направление;

атмосферное давление;

схема и описание расположения точки измерения шума, характера подстилающей поверхности, факторв, влияющих на распространение шума.

ПРИЛОЖЕНИЕ 4
Обязательное

ТИПОВАЯ ФОРМА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О КОНСТРУКТИВНЫХ, ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ ЛЕГКОЙ ВЕСОВОЙ КАТЕГОРИИ, ОБОРУДОВАННЫХ ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫМИ И ТУРБОВИНТОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

САМОЛЕТ:

Производство
Год изготовления
Тип
Модель
Макс. взлетн. масса, кг

ДВИГАТЕЛИ:

Тип
Число
Мощность, кВт
Режим работы n, об/мин
Крутящий момент, Н·м
Температура газа на входе в турбину $T_г$, °С
Система выхлопа

ВИНТЫ:

Изготовитель
Тип
Максимальный диаметр, м
Число лопастей
Шаг винта (фиксированный, изменяемый)
Обороты (частота вращения)
Форма законцовки
Число M конца лопасти винта

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ:

Дата
Ответственный орган
Средняя температура, °С
Скорость полета, км/ч
Измеренный уровень шума, дБA (1)
Поправка на летные характеристики, дБA (2)
Скорректированный уровень шума, дБA (1)+(2)
Норма ИКАО, д$бA$

ПРОЧАЯ ИНФОРМАЦИЯ:

Вид информации
Примечания

ПРИЛОЖЕНИЕ 5
Обязательное

ТИПОВАЯ ФОРМА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О КОНСТРУКТИВНЫХ, ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ ЛЕГКОЙ ВЕСОВОЙ КАТЕГОРИИ, ОБОРУДОВАННЫХ ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

САМОЛЕТ:

Производство
Год изготовления
Тип
Модель
Макс. взлетн. масса, кг

ДВИГАТЕЛИ:

Тип
Число
Мощность, кВт
Режим работы n, об/мин
$P_к$, мм рт. ст.
Система выхлопа

ВИНТЫ:

Изготовитель
Тип
Максимальный диаметр, м
Число лопастей
Шаг (фиксированный, изменяемый)
Обороты
Форма законцовки
Число M конца лопастей

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ:

Дата
Ответственный орган
Диапазон и средняя температура, °С
Скорость полета, км/ч
Измеренный уровень шума, дБA (1)
Поправка на летные характеристики, дБA (2)
Скорректированный уровень шума, дБA (1) + (2)
Норма ИКАО, дБА

ПРОЧАЯ ИНФОРМАЦИЯ:

Вид информации
Примечания

Редактор *М. В. Глушкова*
Технический редактор *В. Н. Прусакова*
Корректор *Л. И. Пономарева*

Сдано в наб. 04.07.85 Подп. к печ. 17.09.85 1,0 усл. п. л. 1,0 усл. кр.-отт. 0,73 уч.-изд. л.
Тир. 8000 Цена 5 коп.

очета» Издательство стандартов, 123840, Москва, ГСП, Новопресненский пер., 3
лп. «Московский печатник», Москва, Лялин пер., 6. Зак. 839

gost.e-ecolog.ru