склейке:

$$D_{\max} = -20 \lg \left| \frac{z_c^2 - z_0(z_п \alpha_п a + z_c \alpha_c l)}{z_c^2 + z_0(z_п \alpha_п a + z_c \alpha_c l)} \right| .$$

Здесь склейка эквивалентна резонансному параллельному контуру с резонансным сопротивлением $z_{c\,экр} = \frac{z_c^2}{z_п \alpha_п a + z_c \alpha_c l}$. Это сопротивление есть входной акустический импеданц склейки на резонансной частоте. Когда $z_0 = z_{c\,экв}$, происходит полное прохождение импульса в склейку и поглощение его в ней, $D_{\max} \to \infty$. $D_{\min}$ наблюдается при $kl = n\pi$

$$D_{\min} = -20 \lg \left| \frac{z_0 - (z_п \alpha_п a + z_c \alpha_c l)}{z_0 + (z_п \alpha_п a + z_c \alpha_c l)} \right| .$$

Здесь склейка эквивалентна последовательному контуру. Потери в склейке и преобразователе определяются лишь поглощением в их материале. Вспомним, что расчет проводился для тонких склеек, т. е. $\alpha_c l \ll 1$. Используя зависимость $\alpha_c = Bf^2$, это условие мы напишем как $\frac{4l}{\Lambda_c} \ll \frac{4}{Bv_c f}$, где Λ_c, v_c — длина волны и скорость звука в склейке. Для рассматриваемых твердых склеек $\frac{4}{Bc_c f} \geqslant 10^{+2}$ в интервале частот до $f \sim 4 \cdot 10^9$ *гц*, следовательно, предположение о тонкости склеек не исключает случая склеек резонансной толщины.

На фиг. 2 дана зависимость величины D от частоты для различных материалов образца. Преобразователь из кварца x-среза, $z_п = 1{,}48 \cdot 10^6$ *г/см² сек*, $\alpha_п = 0{,}66$ *неп/см* (при $f = 10^9$ *гц*), $a = 10^{-2}$ *см*; склейка из церезина, $z_c = 0{,}97 \cdot 10^5$ *г/см² сек*, $\alpha_c = 120$ *неп/см* (при $f = 10^9$ *гц*). Кривые *1—3* дают значения D при $l = 3 \cdot 10^{-5}$ *см* для продольной волны, распространяющейся в образцах Te ($z_0 = 1{,}5 \cdot 10$ *г/см² сек*), Si ($z_0 = 2{,}2 \cdot 10^6$ *г/см² сек*), Ge ($z_0 = 2{,}9 \cdot 10^6$ *г/см² сек*) вдоль направлений [100], [110], [110] соответственно. Величина D при $l = 9 \cdot 10^{-5}$ *см* для продольной волны в Si вдоль [110] представлена кривой *4*. Видно, что увеличение толщины склейки приводит к возрастанию числа резонансных пиков в данном интервале частот, ширина их при этом уменьшается. Так как поглощение в материале с частотой возрастает, то возрастает и $D_{\min}$. С уменьшением толщины склейки число пиков сокращается, и резонанс смещается в сторону более высоких частот.

Проведенный расчет поглощения звука в склейке и преобразователе верен для частот, не превышающих $f \sim 4 \cdot 10^9$ *гц*. Очевидно, что на резонансных и близких к ним частотах поглощение в склейке может не только достигать величины поглощения в образце, но и значительно его превышать. Это следует учитывать при изучении частотных зависимостей поглощения звука.

В заключение автор благодарит Ю. В. Илисавского за внимание к работе, А. М. Дьяконова и Ю. М. Гальперина за полезные советы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Г. Мак-Скимин. Физическая акустика, т. 1, ч. А. М., «Мир», 1966, стр. 331.

Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе
Академии наук СССР

Поступила
11 мая 1970 г.

УДК 534.222.2

РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНЫХ ПО ШУМУ ТРАЕКТОРИЙ НАБОРА ВЫСОТЫ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Б. Н. Мельников, А. М. Мхитарян, В. И. Токарев, И. П. Шмаков

Снижение шума самолетов в окрестностях аэропортов является в настоящее время одной из важнейших задач гражданской авиации. Среди ряда широко применяемых способов снижения шума важное место принадлежит специальным приемам пилотирования. Эффективность таких методов при взлете современных отечественных самолетов типа Ил-62, Ту-134 достигает 8 ÷ 12 *EpN дб*.

Общепринятой оценкой раздражающего воздействия шума, создаваемого пролетающим самолетом, является эффективный уровень воспринимаемого шума [1]

$$EPNL = 10 \lg \frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0{,}1 PNLT(t)}\, dt, \qquad (1)$$

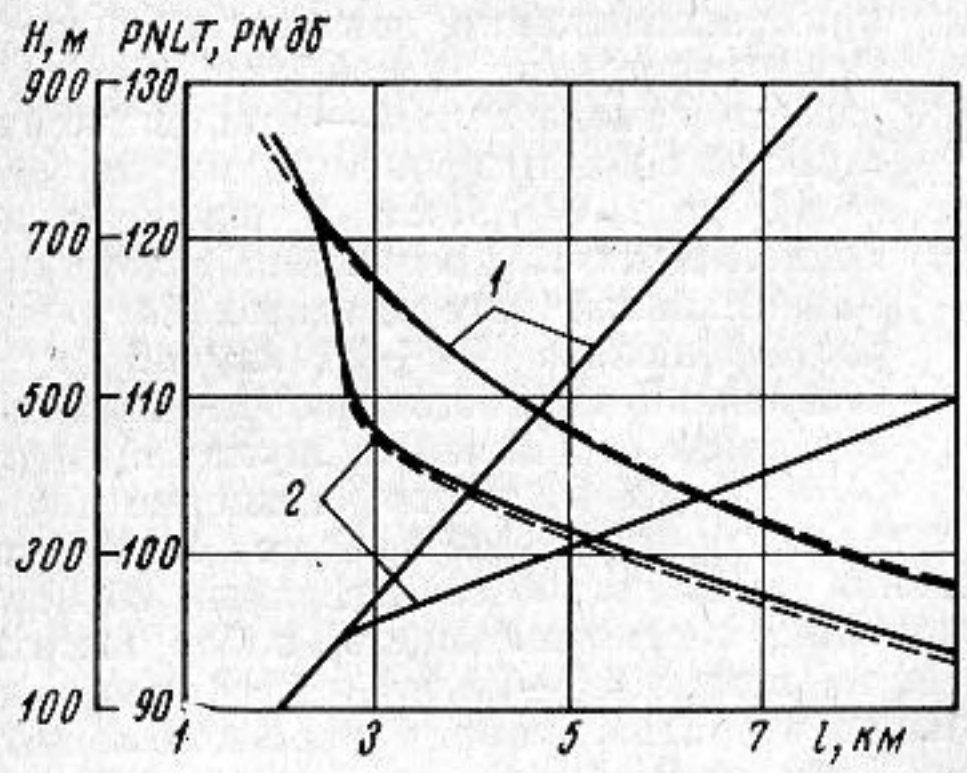
где $PNLT(t)$ — уровень воспринимаемого шума с поправкой на дискретные составляющие, T — нормирующая постоянная времени, $[t_2, t_1]$ — интервал времени, в те-

чение которого уровень $PNLT(t)$ отличается на нормированную величину от максимального значения уровня $PNLT$.

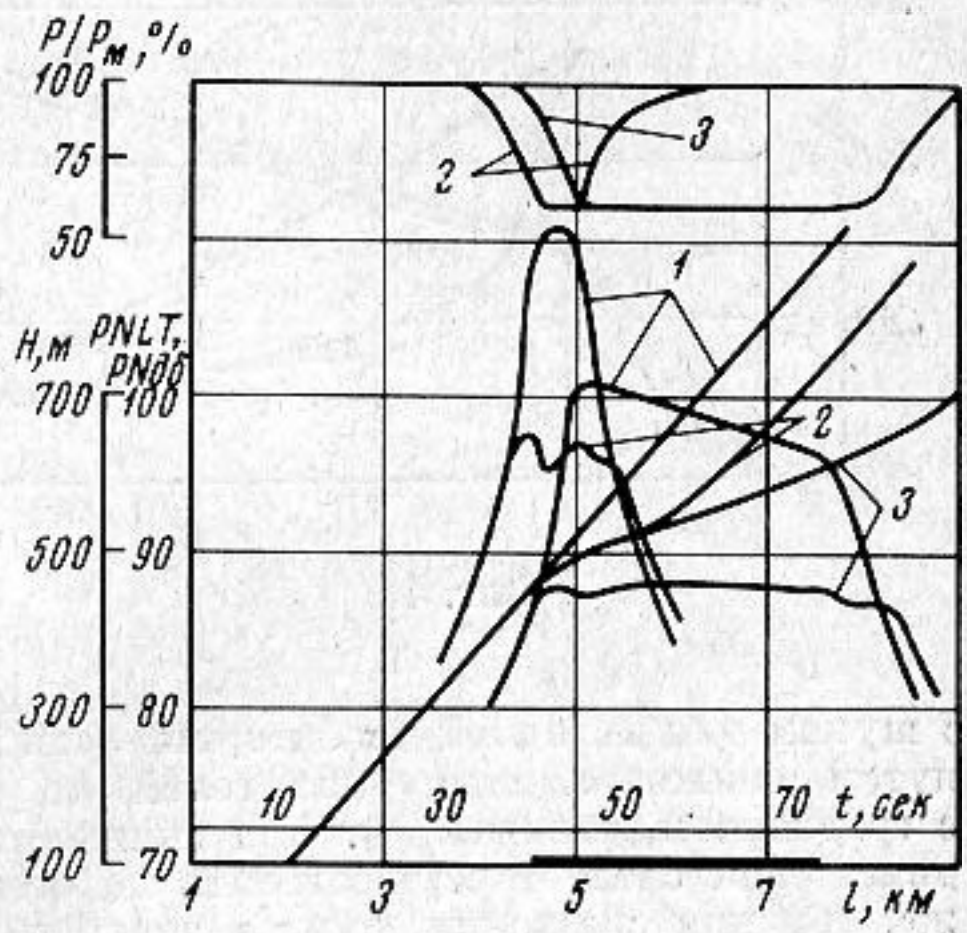
В общем случае для основных источников шума — реактивной струи или компрессора уровень воспринимаемого шума может быть рассчитан по формуле

$$PNLT(t) = 10 \lg \frac{W\Phi}{4\pi R^2} + \Delta,$$

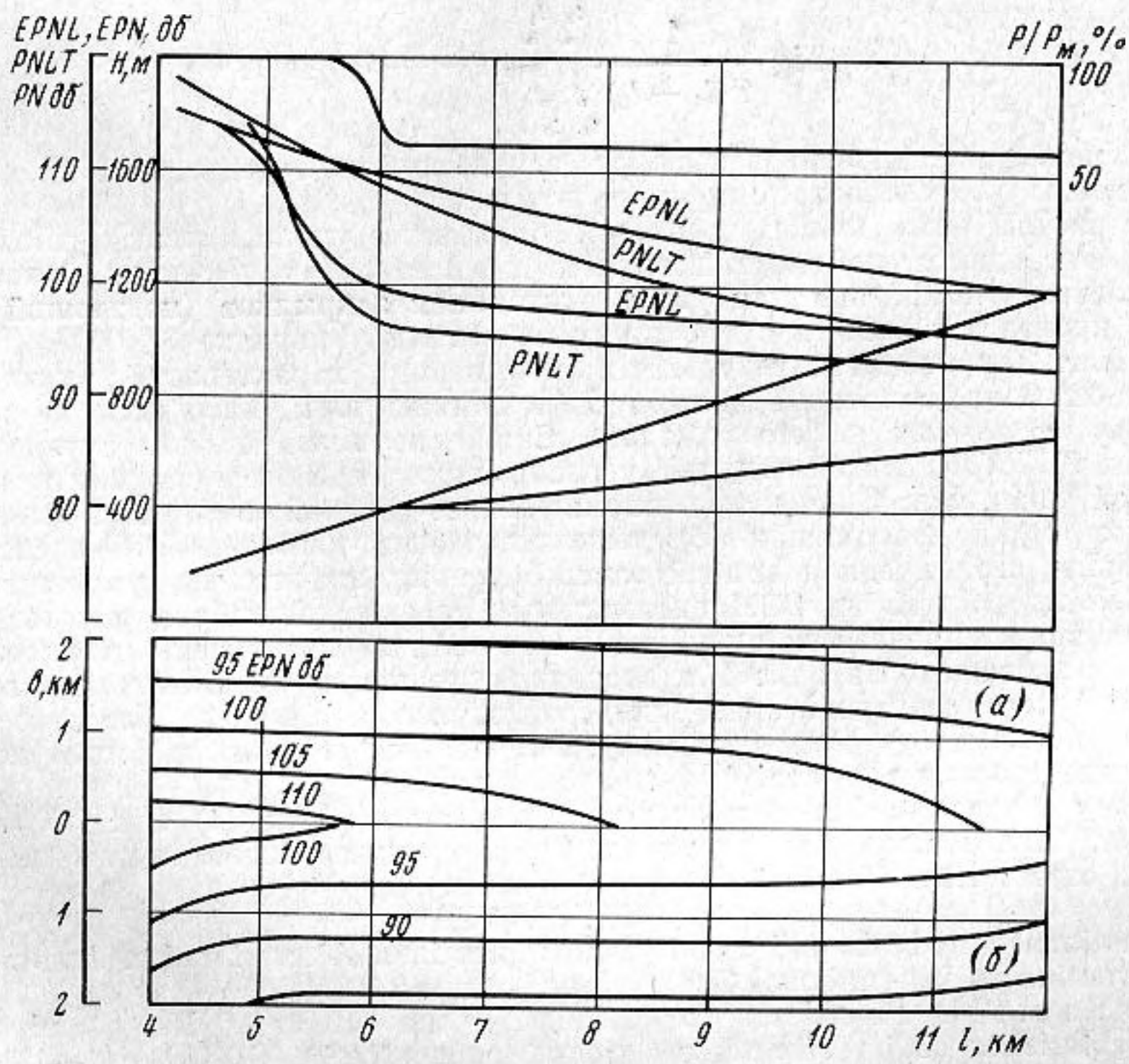
где W, Φ — соответственно акустическая мощность и фактор направленности источника излучения, R — текущее расстояние до самолета, Δ — поправка к суммарному



Фиг. 1



Фиг. 2



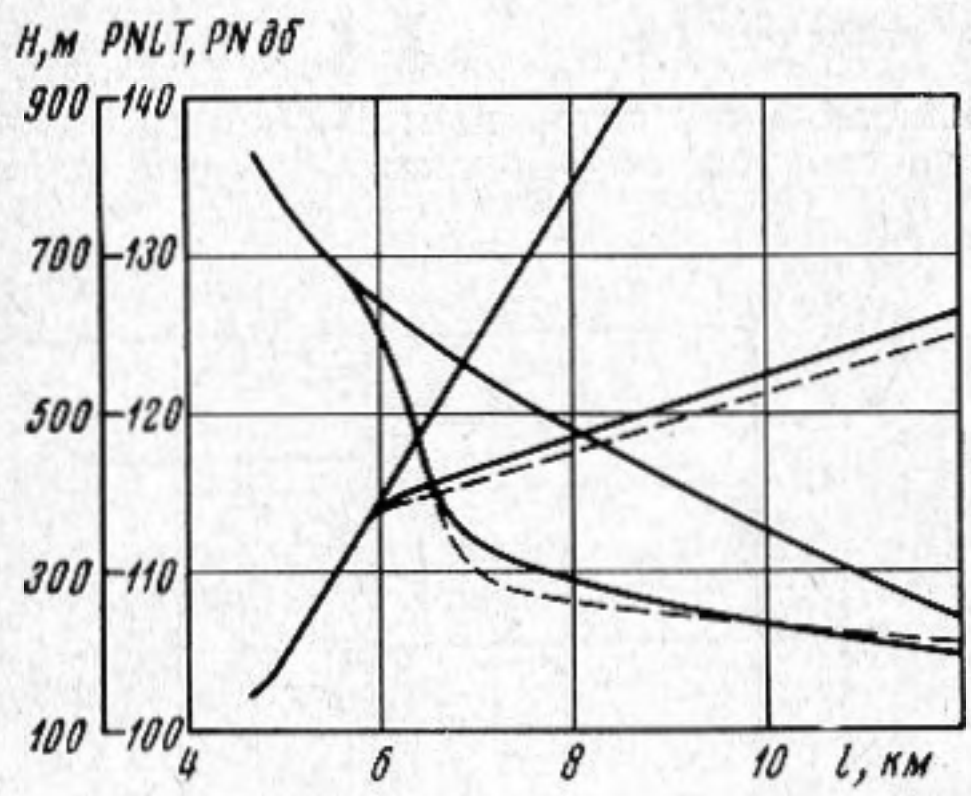
Фиг. 3

уровню, учитывающая типичный спектр каждого источника и его зависимость от режима полета. Суммарный шум реактивной струи и компрессора приближенно может быть рассчитан известными методами [2].

Уровень шума $EPNL$, создаваемый пролетающим самолетом, зависит от режима работы двигателей, расстояния до самолета, скорости полета, направленности излучения и ряда других факторов. Как известно, задача выбора оптимального по шуму профиля взлета самолета допускает строгую математическую постановку и

может быть решена методами теории оптимального управления [3]. Требуется определить такое управление для системы уравнений динамики полета самолета с учетом летных ограничений, чтобы функционал (1) достигал минимума.

На фиг. 1 приведены результаты расчетов на ЭВМ траекторий и уровней шума под траекторией при взлете самолета типа Ту-134 на максимальном режиме работы двигателей (кривые *1*) и при дросселировании двигателей на высоте 210 *м* (кривые *2*). Полученные результаты хорошо соответствуют данным летного эксперимента (штриховые линии).



Фиг. 4

На фиг. 2 сравниваются результаты расчета шума для исходной траектории — *1* с результатами, полученными для оптимальных траекторий; *2* — при расположении контрольного пункта на расстоянии $l_0 = 4{,}5$ *км* от начала разбега самолета и *3* — при снижении шума в зоне протяженностью от $l_0 = 4{,}5$ до $l_1 = 7{,}5$ *км*. В качестве исходной принята траектория взлета при максимальной тяге двигателей со скоростью полета $V_2 + 20$ *км/час* (V_2 — безопасная скорость набора высоты). В случае ограничения шума в точке $l_0 = 4{,}5$ *км* получено снижение шума на величину 12*EPNдб* по сравнению с шумом для исходной траектории. Уменьшение шума достигается главным образом путем снижения тяги двигателей до значения, обеспечивающего набор высоты с градиентом, равным 4%. При снижении шума в зоне 4,5—7,5 *км* дросселирование двигателей следует осуществлять на большем интервале времени и несколько позже, чем при снижении шума в точке $l_0 = 4{,}5$ *км*. При оценке шума в этом случае использовалась величина

$$10 \lg \frac{1}{T(l_1 - l_0)} \int_{t_1}^{t_2} \int_{l_0}^{l_1} 10^{0{,}1PNLT(t,l)}\, dt\, dl, \qquad (2)$$

которая может интерпретироваться как энергетически осредненный по длине зоны эффективный уровень воспринимаемого шума.

При расчете оптимальных траекторий в качестве управляющих функций использовались тяга двигателей и угол тангажа самолета. Как показали расчеты, управление только углом атаки или углом отклонения закрылков (подъемной силой самолета) приводит к выигрышу по шуму на величину порядка 3*EPNдб*.

На фиг. 3 приводятся результаты оптимизации характеристик шума самолета типа Ил-62. Зона, в которой должен быть снижен шум, находится на расстоянии $6 \div 12$ *км* от начала разбега самолета. Снижение шума в этом случае достигает величины 10*EPNдб*. Максимальный уровень шума при этом снижается на 12*PNдб*. В нижней части фиг. 3 показаны линии равных уровней шума для взлета на максимальном (*а*) и дроссельном (*б*) режимах работы двигателей. В последнем случае площадь, ограниченная линией равного уровня, значительно уменьшается. Описанный метод расчета на ЭВМ оптимальных траекторий набора высоты самолетов позволяет также произвести оценку акустических характеристик самолетов на стадии проектирования. На фиг. 4 приведены исходная и оптимальная траектории и ожидаемый шум под траекторией для сверхзвукового самолета, близкого по характеристикам к самолету типа «Конкорд». Полученные результаты согласуются с данными, приведенными в работе [4] (штриховая линия).

Наряду с использованием критерия шумности в форме (1) или (2) данный метод может быть использован для оптимизации режима взлета путем минимальной площади, ограниченной линией равного уровня шума.

ЛИТЕРАТУРА

1. International standards and recommended practices. Aircraft noise. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. August, 1971.
2. J. H. Farrell. Procedures for estimating the effects of design and operational characteristics of jet aircraft on ground noise. NASA, SP-189, 411—422.
3. К. Г. Валеев, Б. Н. Мельников, В. И. Токарев, И. П. Шмаков. Метод определения оптимального профиля взлета самолета с минимальным шумом на местности. Самолетостроение и техника воздушного флота, Изд-во ХГУ, 1970, вып. 21, 27—31.
4. J. A. Hay. Concorde and the airport environment. J. Soc. Engrs., 1970, 61, № 3, 233—246.

Поступила
18 ноября 1971 г.