

Рис. 5.1. Условия полета ЛА по скоростям и высотам:  
 1 — вертолеты; 2 — самолеты; 3 — самолеты большой дальности; 4 — сверхзвуковые пассажирские самолеты; 5 — гиперзвуковой самолет; 6 — воздушно-космический самолет; 7 — космические ЛА

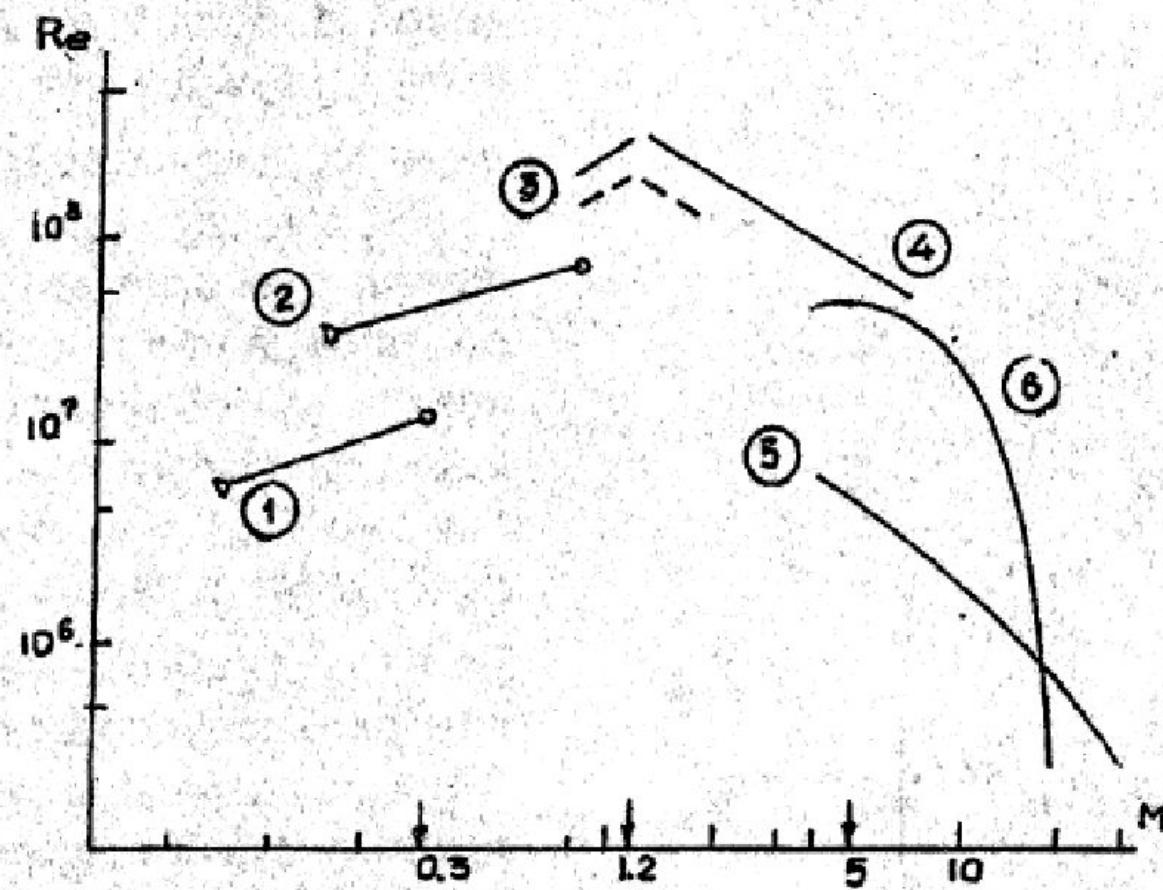


Рис. 5.2. Диаграмма  $Re-M$ : 1 — дозвуковой самолет; 2 — дозвуковой самолет большой дальности; 3 — сверхзвуковой самолет; 4 — гиперзвуковой самолет; 5 — воздушно-космический самолет; 6 — баллистический ЛА

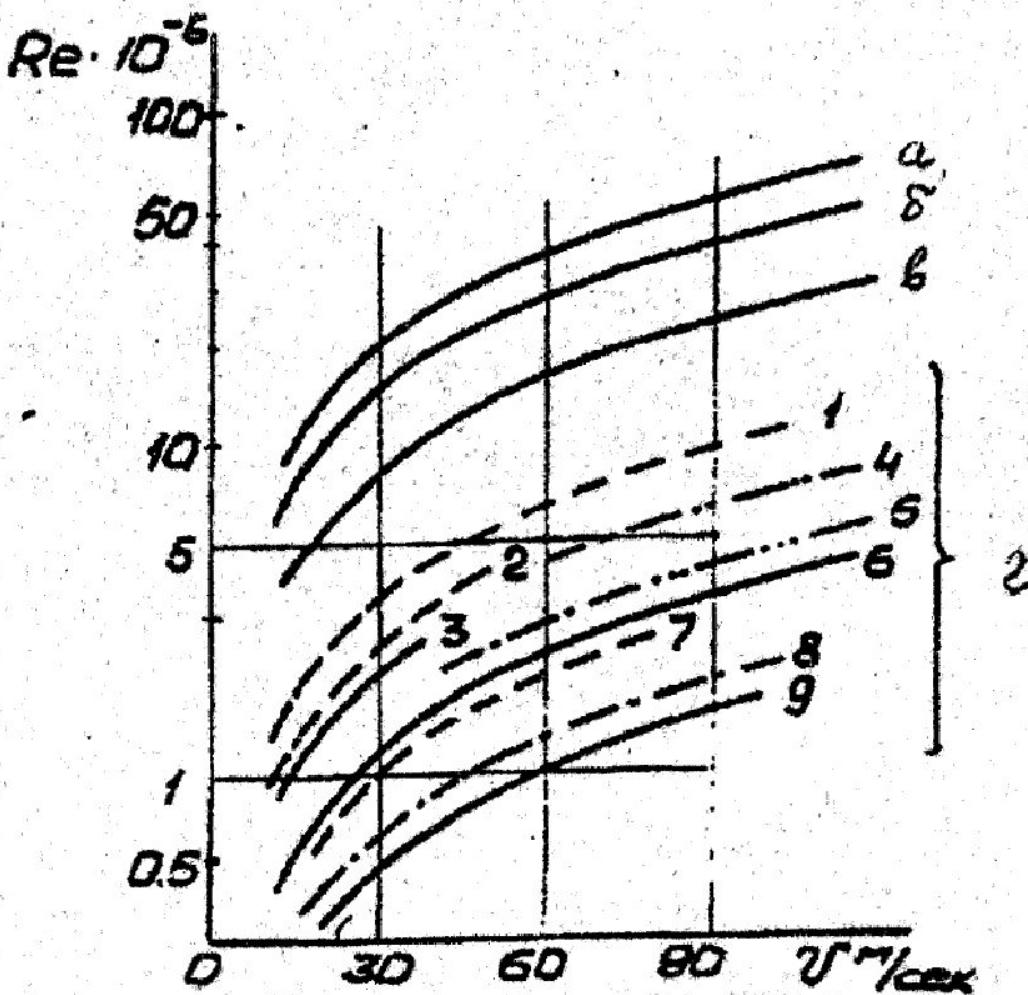
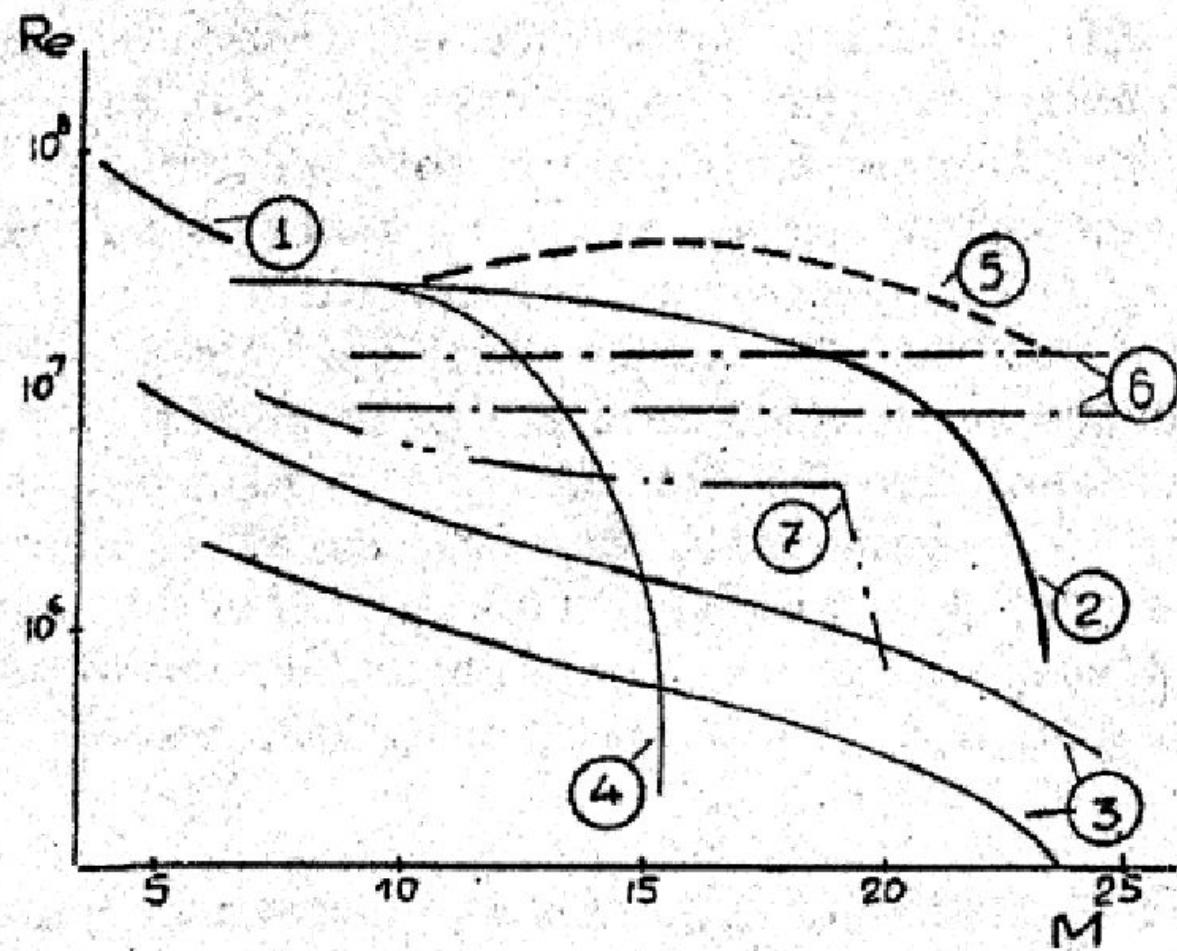


Рис. 5.3. Возможности моделирования в АДТ дозвуковых скоростей:

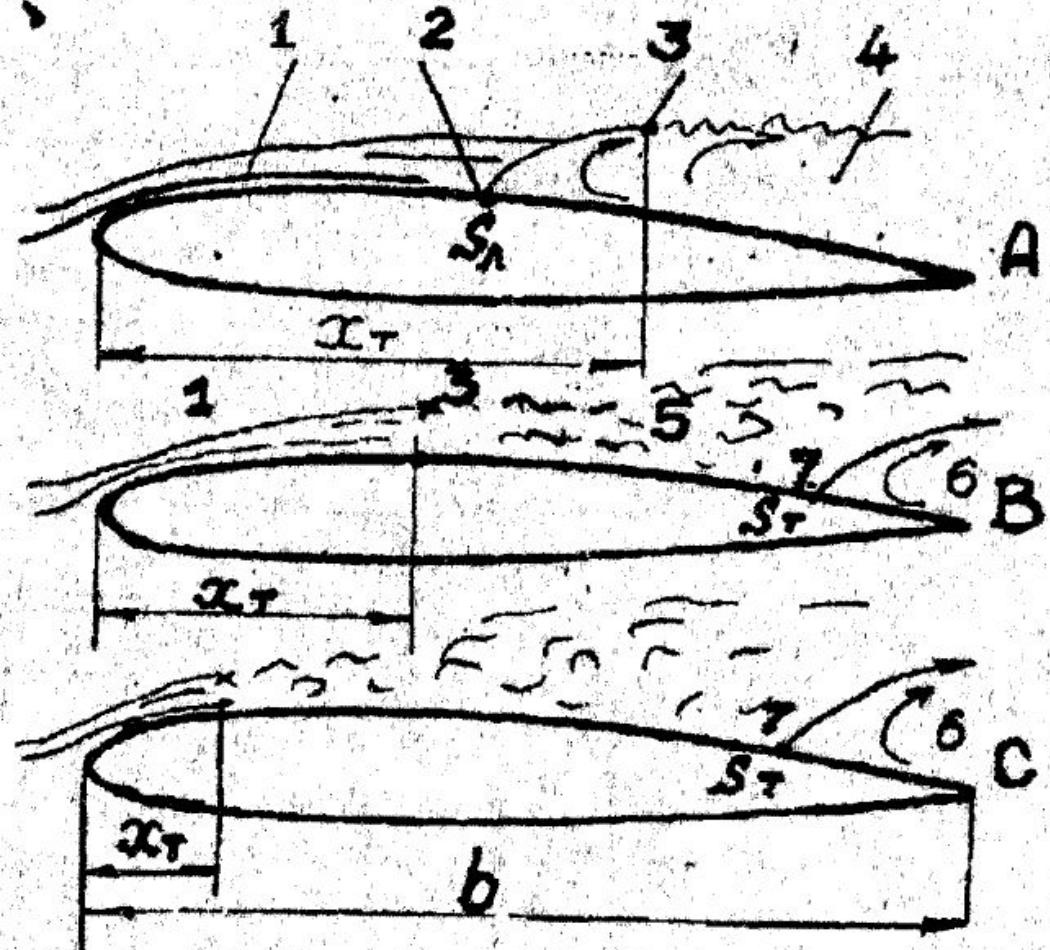
*a, б, в — дозвуковой транспортный самолет, полет на высоте  $H = 0$  км  
 (а — корневая хорда крыла 8,5 м;  
 б — 6,4 м; в — 3,6 м); г — АДТ;*

*1 — центр имени Эймса, США (сечение рабочей части АДТ  $12,1 \times 24,3 \text{ м}^2$ );  
 2 — центр имени Лэнгли, США ( $9,7 \times 18,2 \text{ м}^2$ ); 3 — ONERA, Франция ( $7,9 \times 15,8 \text{ м}^2$ ); 4 — NAE, Канада ( $1,5 \times 1,5 \text{ м}^2$ ); 5 — NLR, Голландия ( $4,8 \times 2,1 \text{ м}^2$ );  
 6 — ONERA, Франция (диаметр рабочей части АДТ  $D = 7,9 \text{ м}$ ); 7 — Юнайтед Эйркрафт, Великобритания  $D = 5,4 \text{ м}$ );  
 8 — Бедфорд, Великобритания ( $3,9 \times 2,7 \text{ м}^2$ ); 9 — ONERA, Франция  $D = 3 \text{ м}$ )*



*Рис. 5.4. Возможности моделирования в установках сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей:*

*1 — гиперзвуковой самолет; 2 — космический ЛА; 3 — воздушно-космический самолет; 4 — баллистический ЛА; 5 — баллистические установки; 6, 7 — газодинамические установки*



1 — ЛПС; 2 — точка отрыва ЛПС;  
 3 — точка перехода ламинарного тече-  
 ния в турбулентное; 4 — область со-  
 рванного потока при отрыве ЛПС;  
 В, С — обтекание с отрывом турбу-  
 лентного пограничного слоя (ТПС);  
 5 — ТПС; 6 — область сорванного по-  
 тока при отрыве ТПС;  
 7 — точка отрыва ТПС

Рис. 5.5. Режимы обтекания профиля  
 при различных числах  $Re$ : А — обтека-  
 ние с отрывом ламинарного погранич-  
 ного слоя (ЛПС);

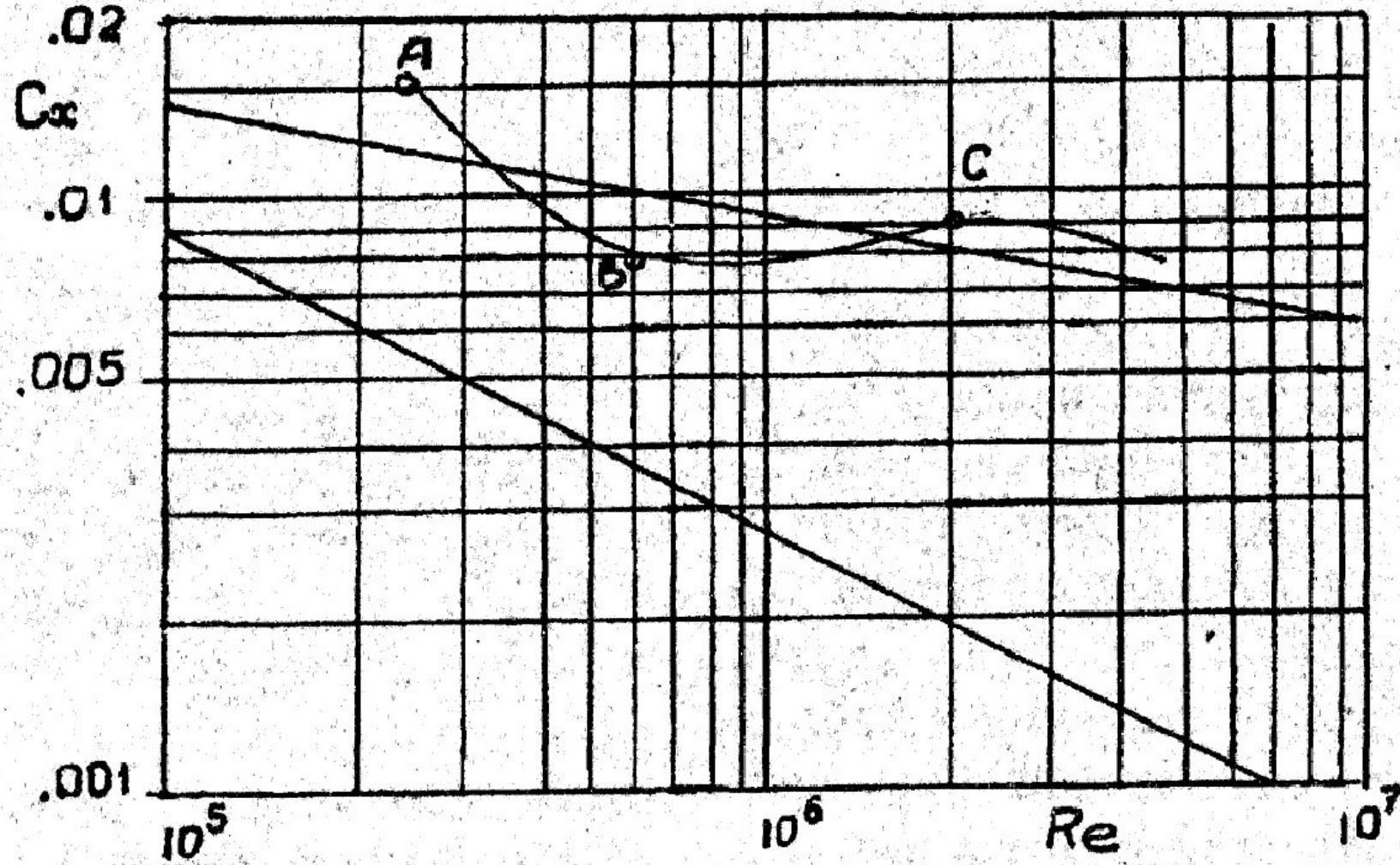


Рис. 5.6. Изменение  $C_x$  с ростом чисел  $Re$

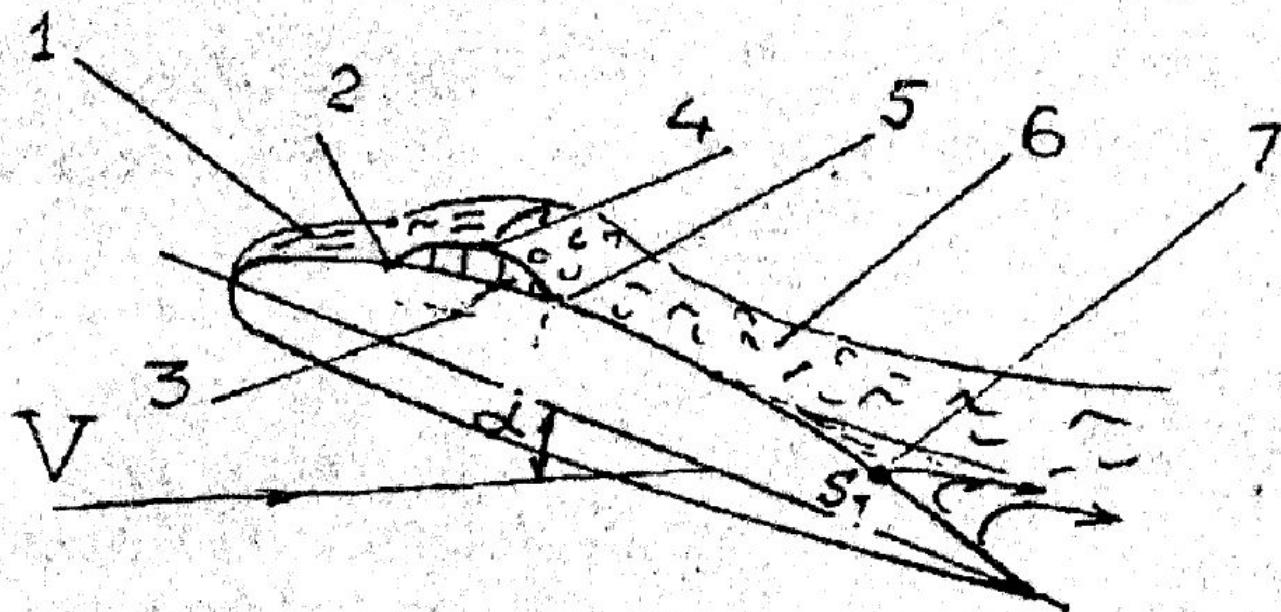
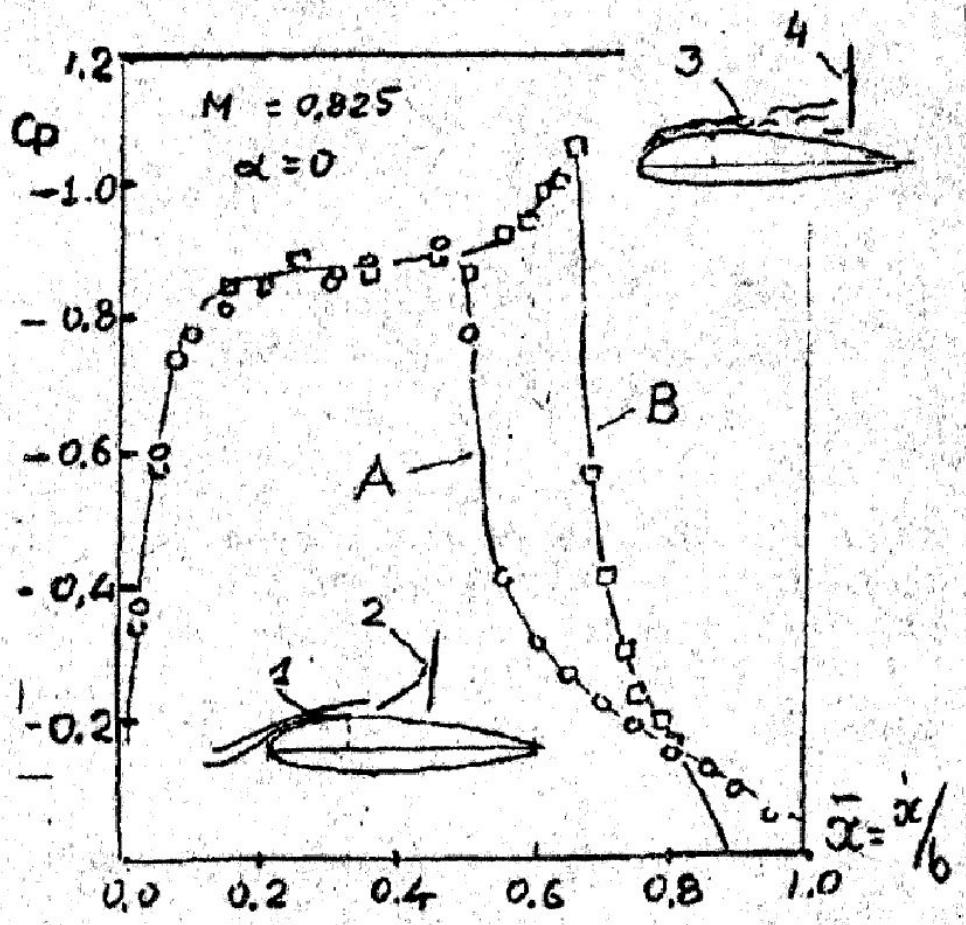


Рис. 5.7. Картина обтекания крыла при околокритических углах атаки:

- 1 — ламинарный пограничный слой (ЛПС); 2 — точка отрыва ЛПС;
- 3 — застойная зона; 4 — точка перехода ламинарного режима течения в турбулентный; 5 — точка присоединения;
- 6 — турбулентный пограничный слой (ТПС); 7 — точка отрыва ТПС



*Рис. 5.8. Влияние числа  $Re$  на распределение коэффициентов давления по профилю в околозвуковом потоке:*

- 1 — ламинарный пограничный слой;
- 2 —  $\lambda$ -образный скачок уплотнения;
- 3 — турбулентный пограничный слой;
- 4 — прямой скачок уплотнения

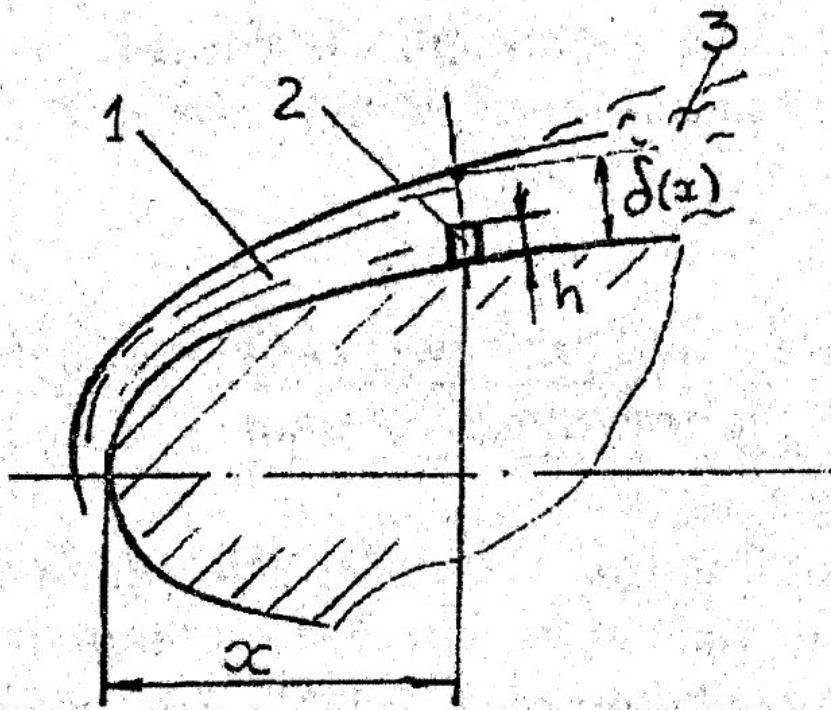


Рис. 5.9. Схема турбулизатора:

1 — ламинарный пограничный слой; 2 — турбулизатор; 3 — турбулентный пограничный слой  
( $\delta(x)$ ) — толщина пограничного слоя)

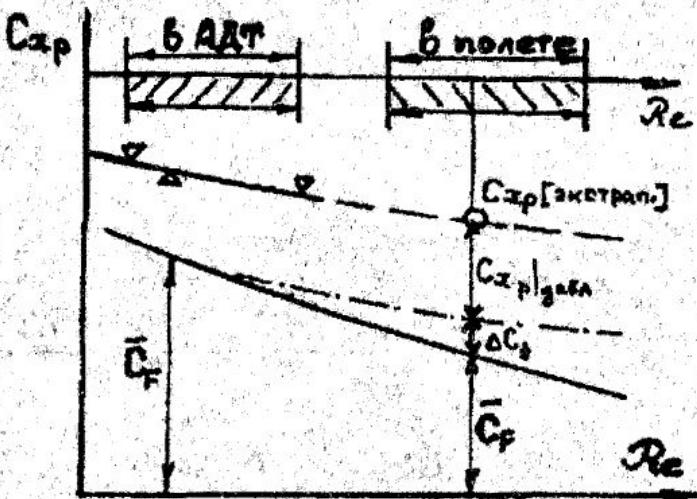


Рис. 5.10. Экстраполяция  
с хар АДТ на натурные условия

$$(385000 / Re_{kp1}) = TF$$

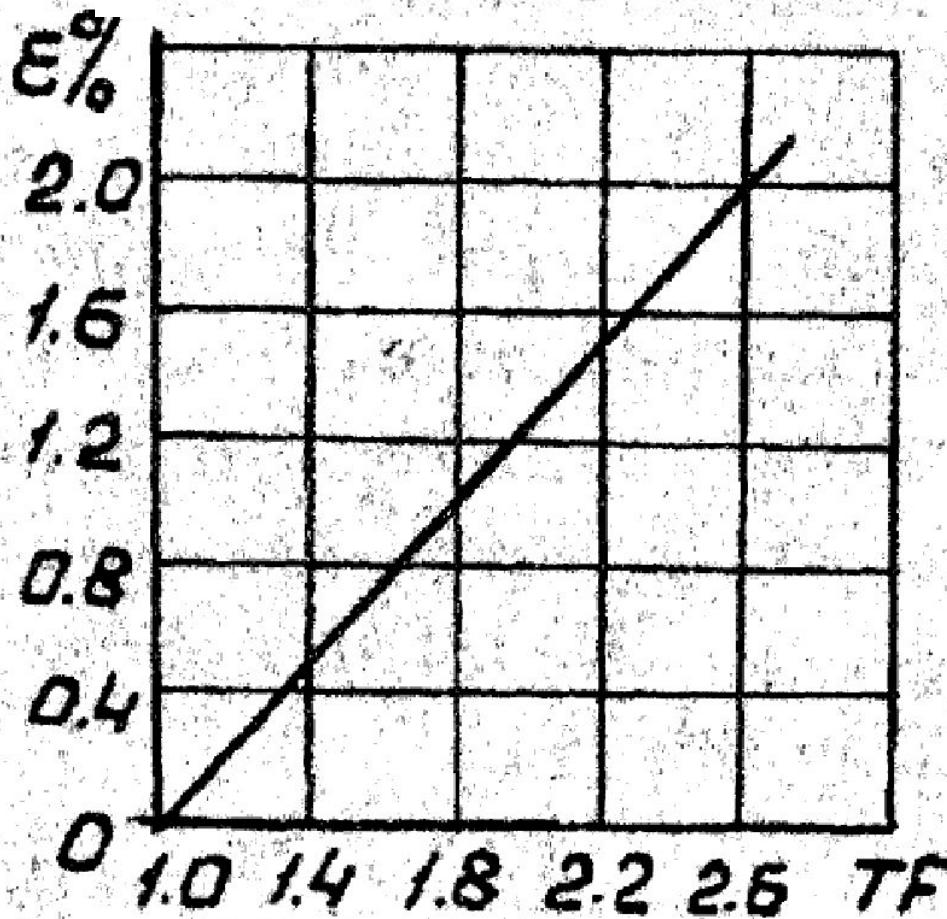
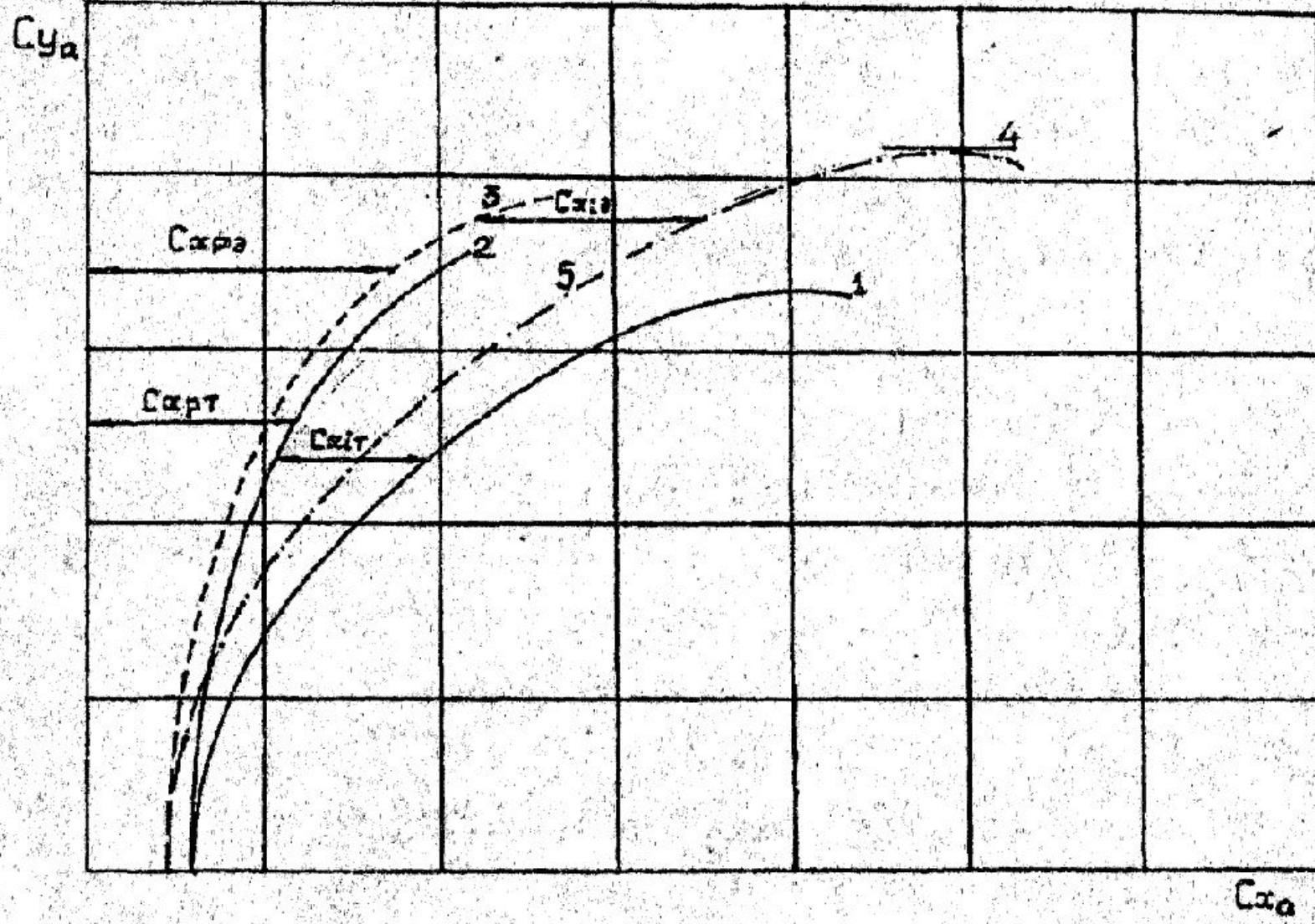
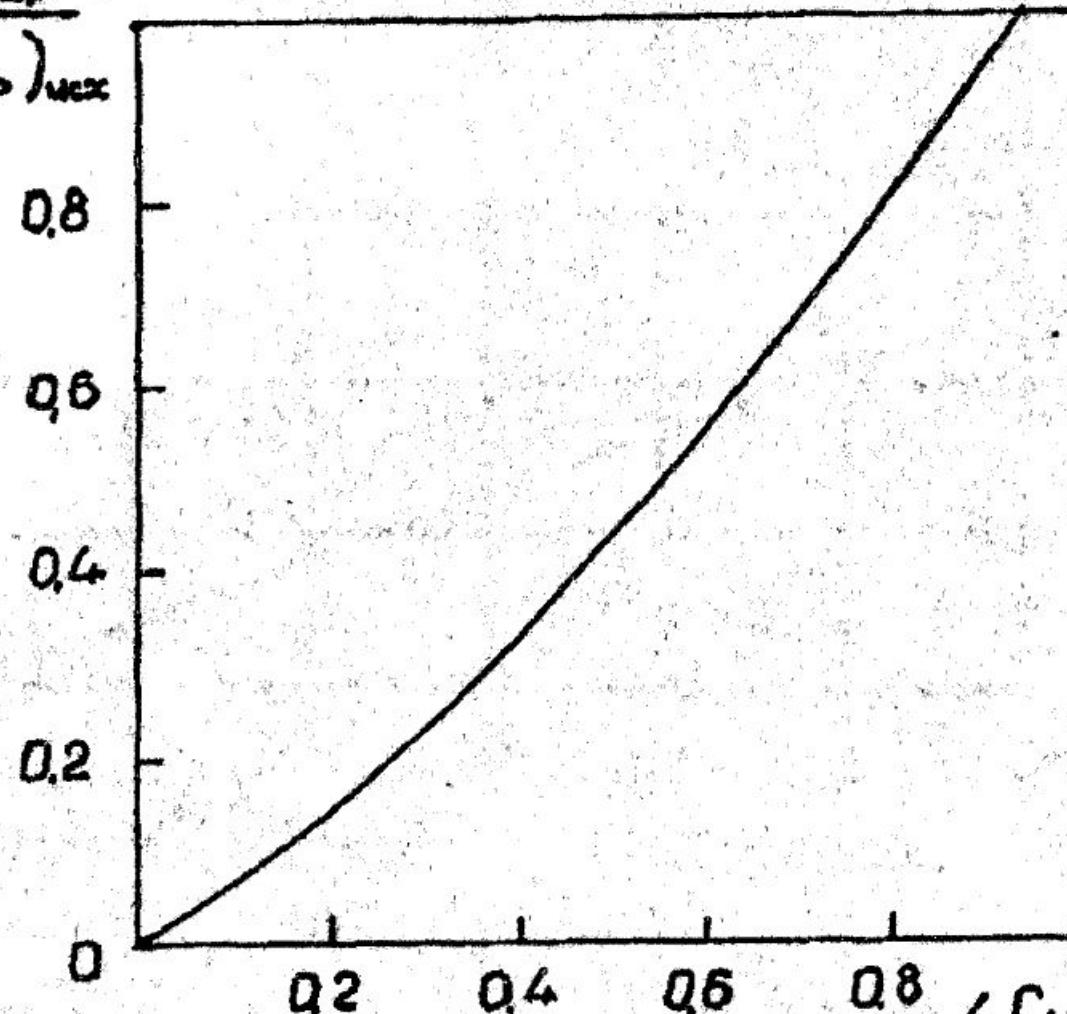


Рис. 5.11. Зависимость  
TF-фактора от интенсив-  
ности турбулентности



*Рис. 5.12. Построение экстраполяционной поляры: исходная поляра, полученная в АДТ; 2 — кривая профильного сопротивления данным АДТ); 3 — экстраполяционная кривая профильного сопротивления; 4 — экстраполяционное значение  $c_{y\max}$ ; 5 — экстраполяционная поляра.*

$$\frac{\Delta C_{\text{хар}}}{(C_{\text{хар}})_{\text{нек}}}$$



$$\left( \frac{C_{\text{уа}} - C_{\text{хар}}}{C_{\text{уамаз}} - C_{\text{хар}}} \right)^2$$

Рис. 5.13. К определению поправки к коэффициенту с<sub>хар</sub>

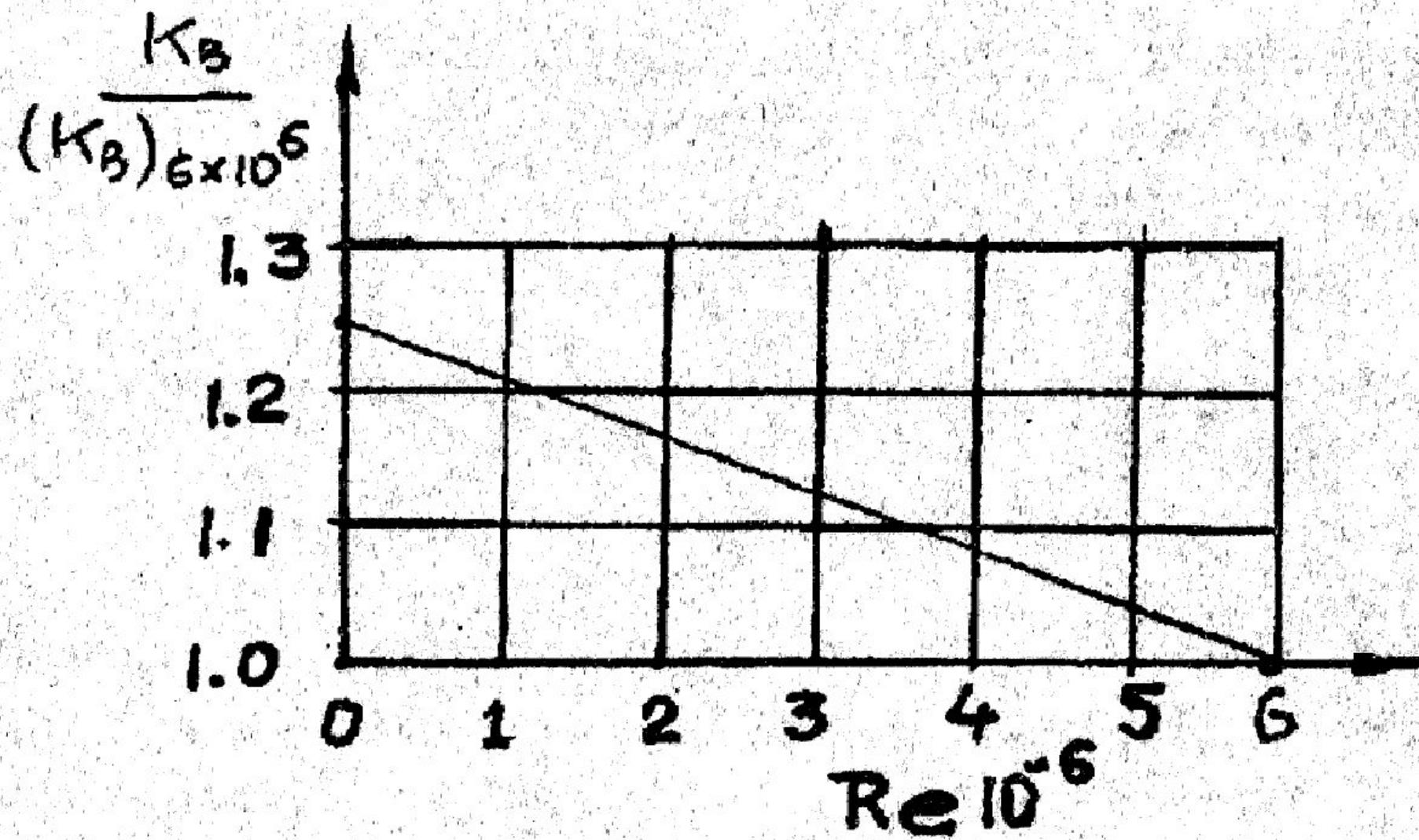


Рис. 5.14. К определению поправки к коэффициенту с  $xai$