

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

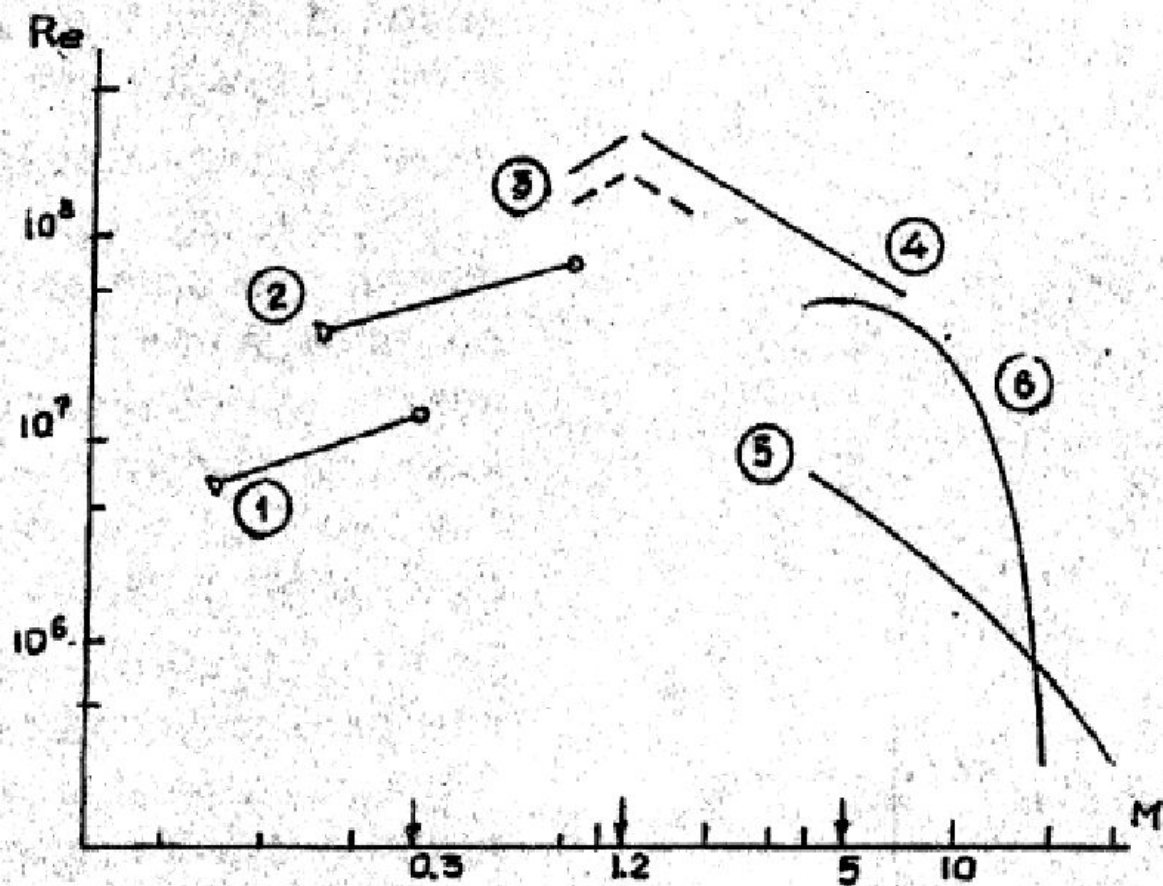
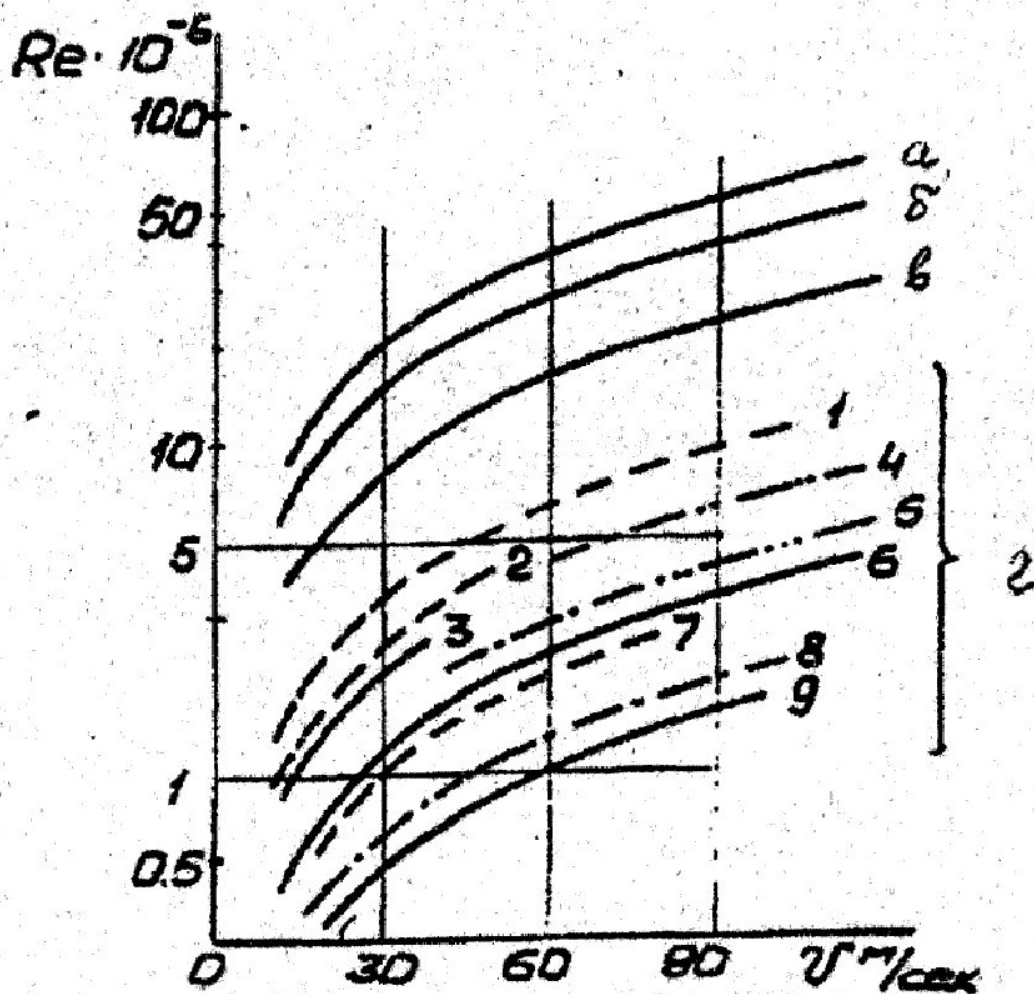
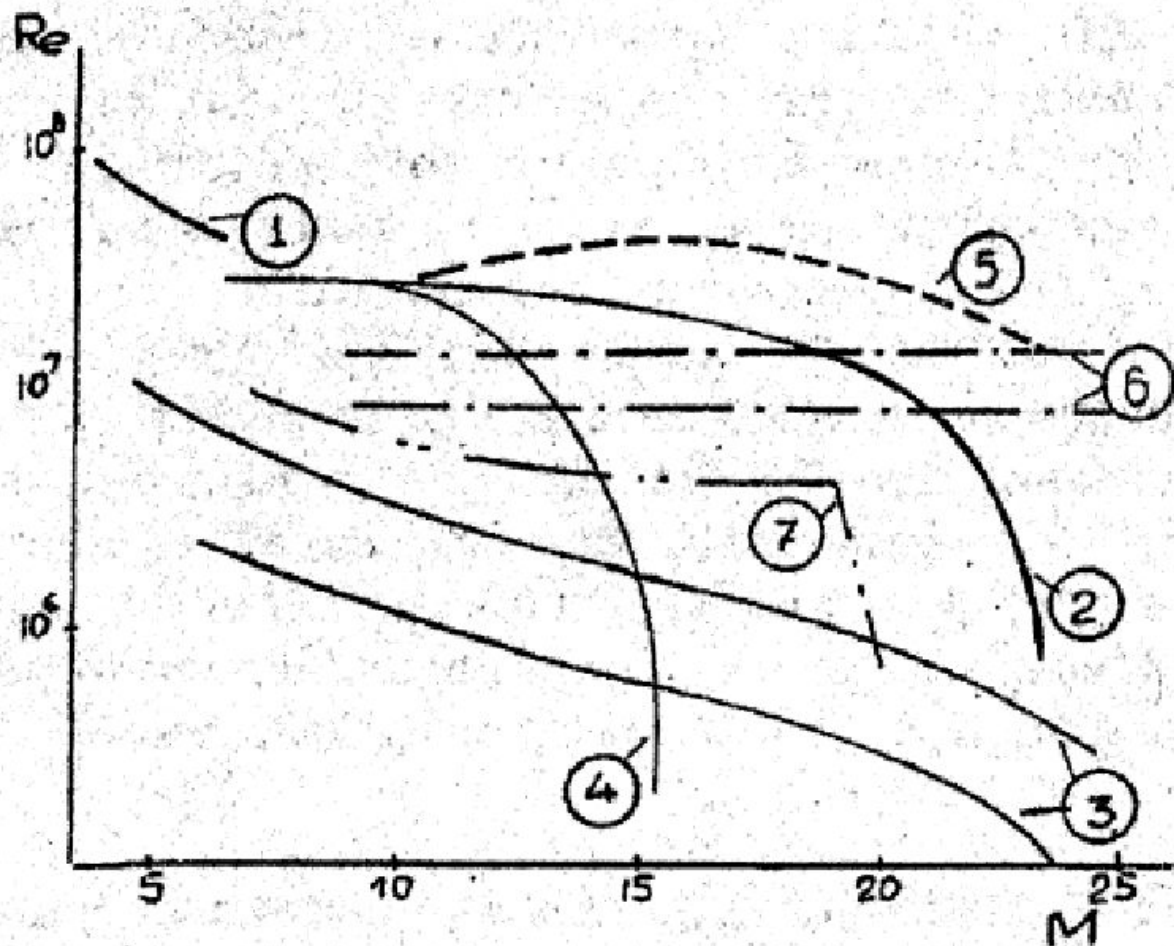


Рис. 5.2. Диаграмма  $Re-M$ : 1 — дозвуковой самолет; 2 — дозвуковой самолет большой дальности; 3 — сверхзвуковой самолет; 4 — гиперзвуковой самолет; 5 — воздушно-космический самолет; 6 — баллистический ЛА



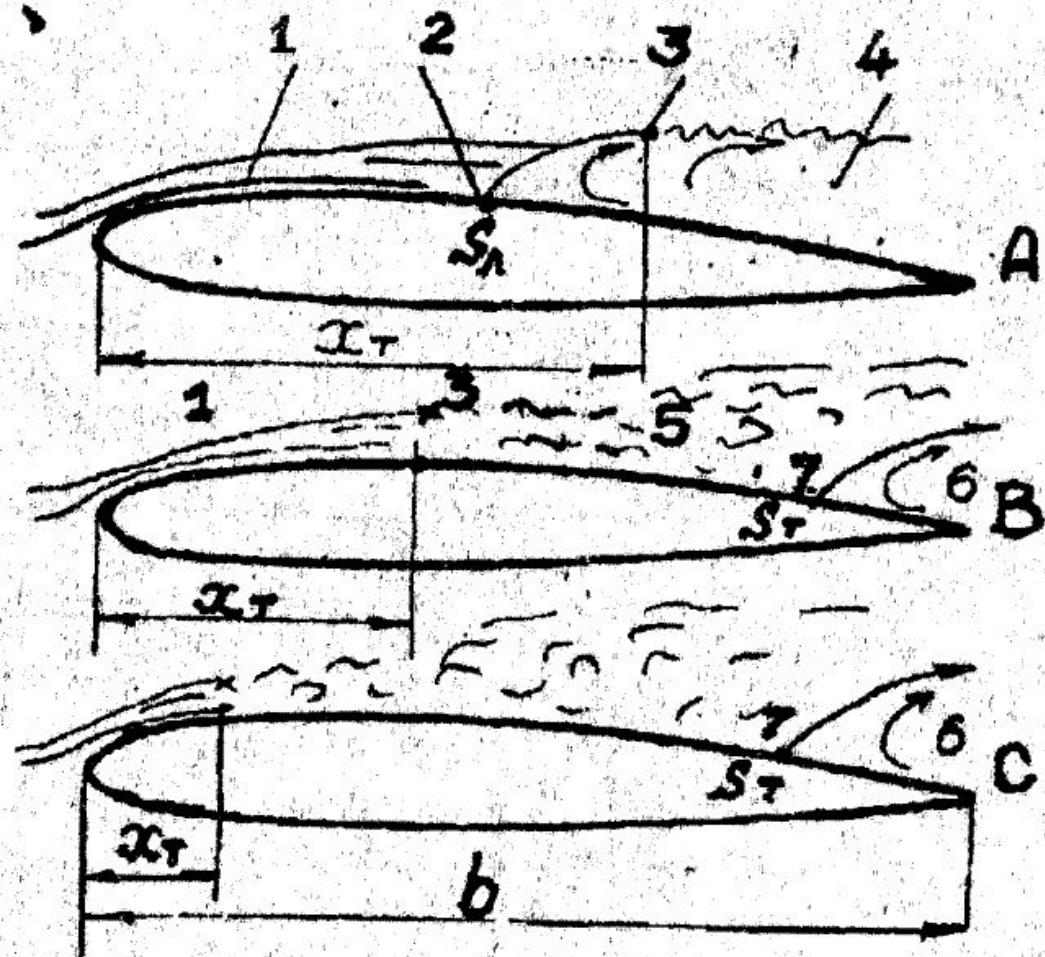
- 1 — центр имени Эймса, США (сечение рабочей части АДТ  $12,1 \times 24,3 \text{ м}^2$ );  
 2 — центр имени Лэнгли, США ( $9,7 \times 18,2 \text{ м}^2$ ); 3 — ONERA, Франция ( $7,9 \times 15,8 \text{ м}^2$ ); 4 — NAE, Канада ( $1,5 \times 1,5 \text{ м}^2$ ); 5 — NLR, Голландия ( $4,8 \times 2,1 \text{ м}^2$ ); 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. 5.3. Возможности моделирования в АДТ дозвуковых скоростей:  
 а, б, в — дозвуковой транспортный самолет, полет на высоте  $H \approx 0 \text{ км}$   
 (а — корневая хорда крыла  $8,5 \text{ м}$ ;  
 б —  $6,4 \text{ м}$ ; в —  $3,6 \text{ м}$ ); г — АДТ:



**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 течения в турбулентное; 4 — область сорванного потока при отрыве ЛПС;  
 В, С — обтекание с отрывом турбулентного пограничного слоя (ТПС):  
 5 — ТПС; 6 — область сорванного потока при отрыве ТПС;  
 7 — точка отрыва ТПС

Рис. 5.5. Режимы обтекания профиля при различных числах  $Re$ : А — обтекание с отрывом ламинарного пограничного слоя (ЛПС):

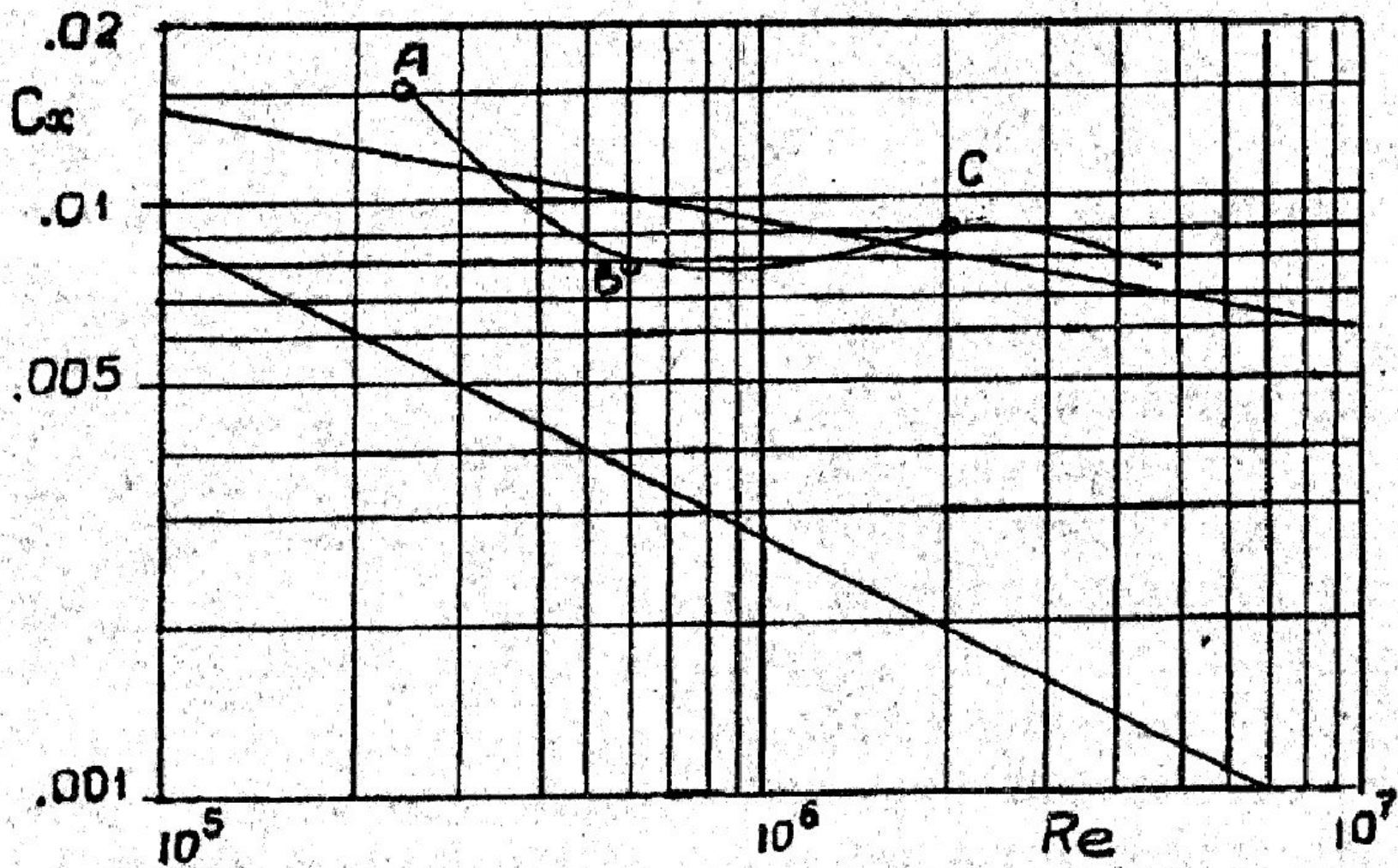


Рис. 5.6. Изменение  $c_{хар}$  с ростом чисел  $Re$

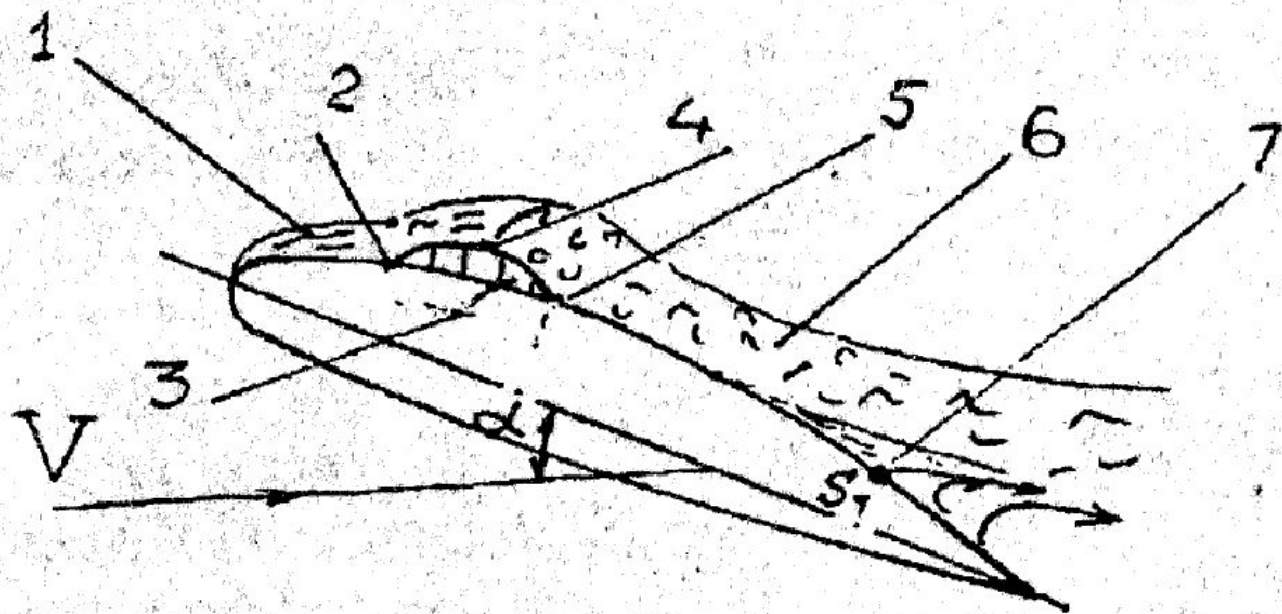


Рис. 5.7. Картина обтекания крыла при околокритических углах атаки:  
 1 — ламинарный пограничный слой (ЛПС); 2 — точка отрыва ЛПС;  
 3 — застойная зона; 4 — точка перехода ламинарного режима течения в турбулентный; 5 — точка присоединения;  
 6 — турбулентный пограничный слой (ТПС); 7 — точка отрыва ТПС



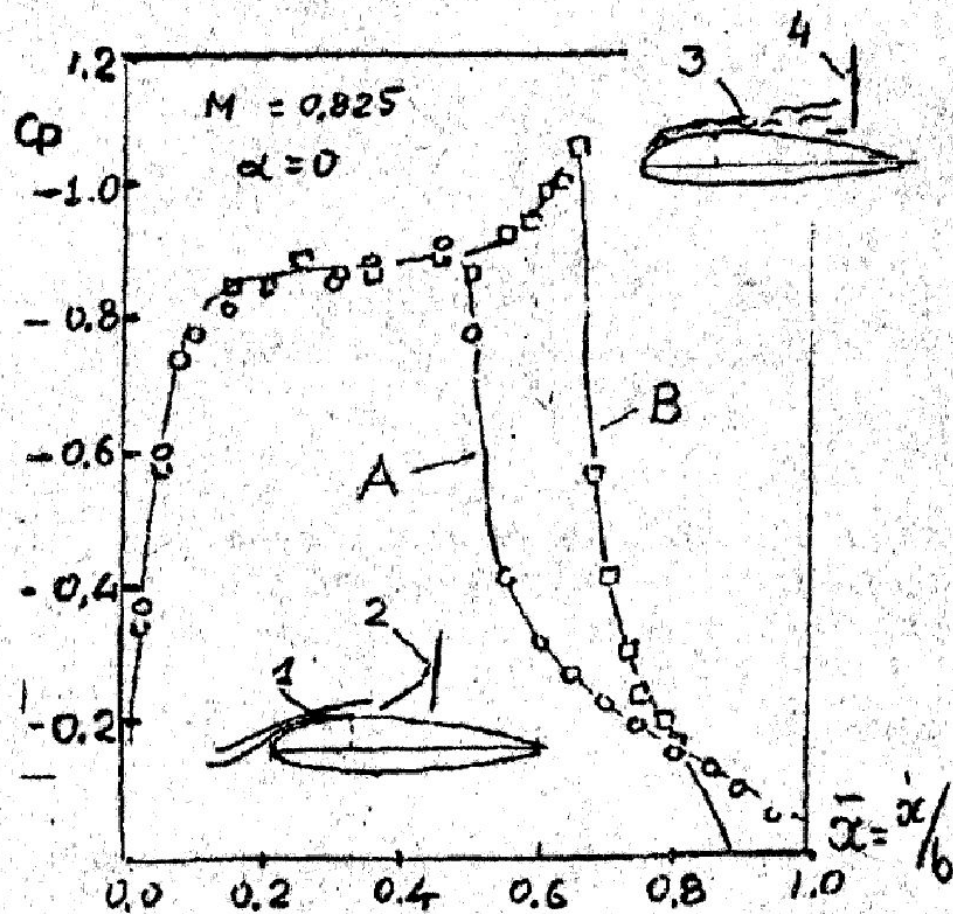


Рис. 5.8. Влияние числа  $Re$  на распределение коэффициентов давления по профилю в околосвуковом потоке:

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

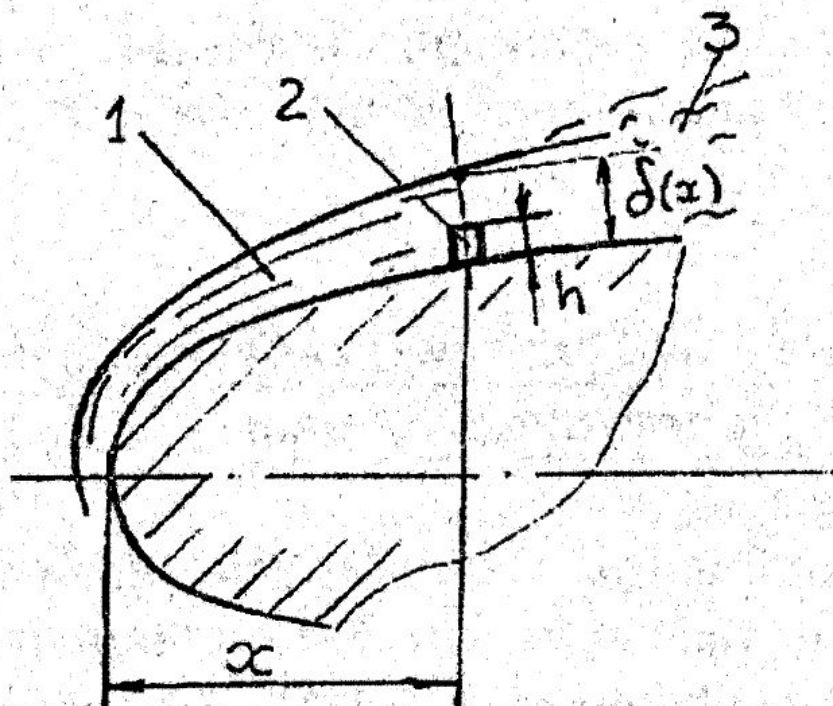


Рис. 5.9. Схема турбулизатора:  
 1 — ламинарный пограничный слой; 2 — турбулизатор; 3 — турбулентный пограничный слой  
 ( $\delta(x)$  — толщина пограничного слоя)

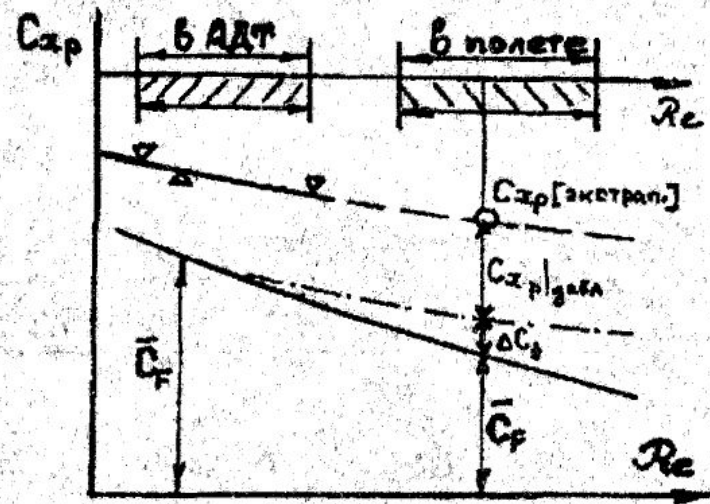


Рис. 5.10. Экстраполяция  
 $C_{x\text{ хар АДТ}}$  на натурные условия

$$(385000 / Re_{кр1}) = TF$$

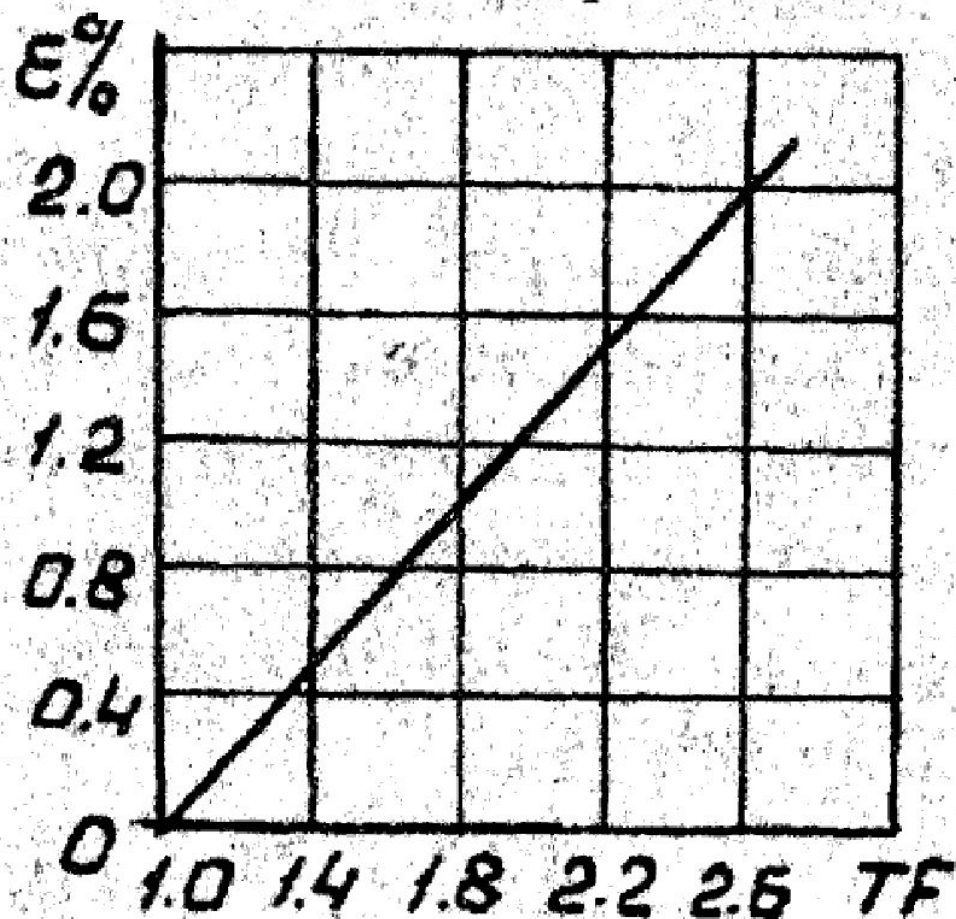


Рис. 5.11. Зависимость  
TF-фактора от интенсивности турбулентности

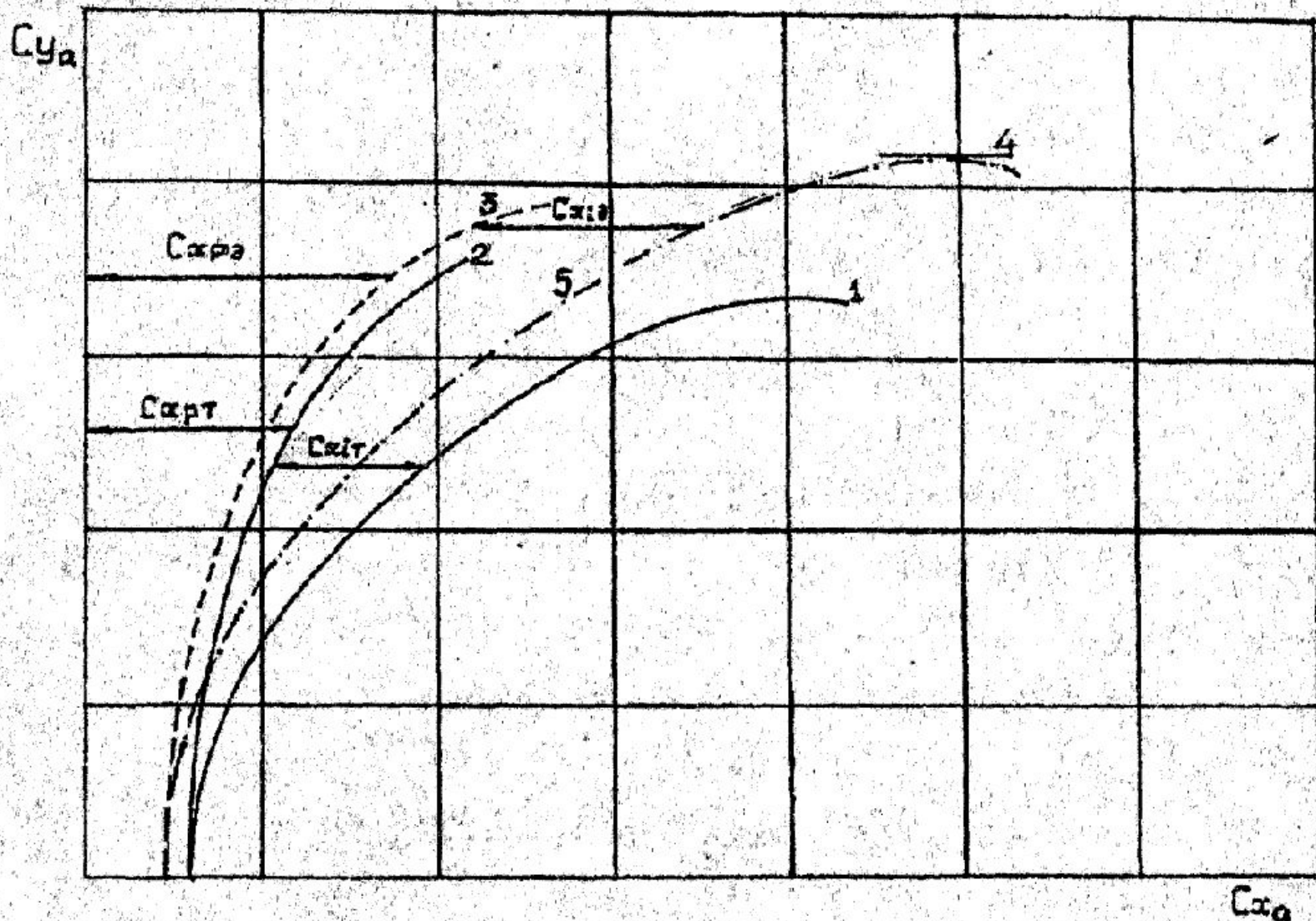


Рис. 5.12. Построение экстраполяционной поляры: исходная поляра, полученная в АДТ; 2 — кривая профильного сопротивления данным АДТ); 3 — экстраполяционная кривая профильного сопротивления; 4 — экстраполяционное значение  $C_{y_{max}}$ ; 5 — экстраполяционная поляра

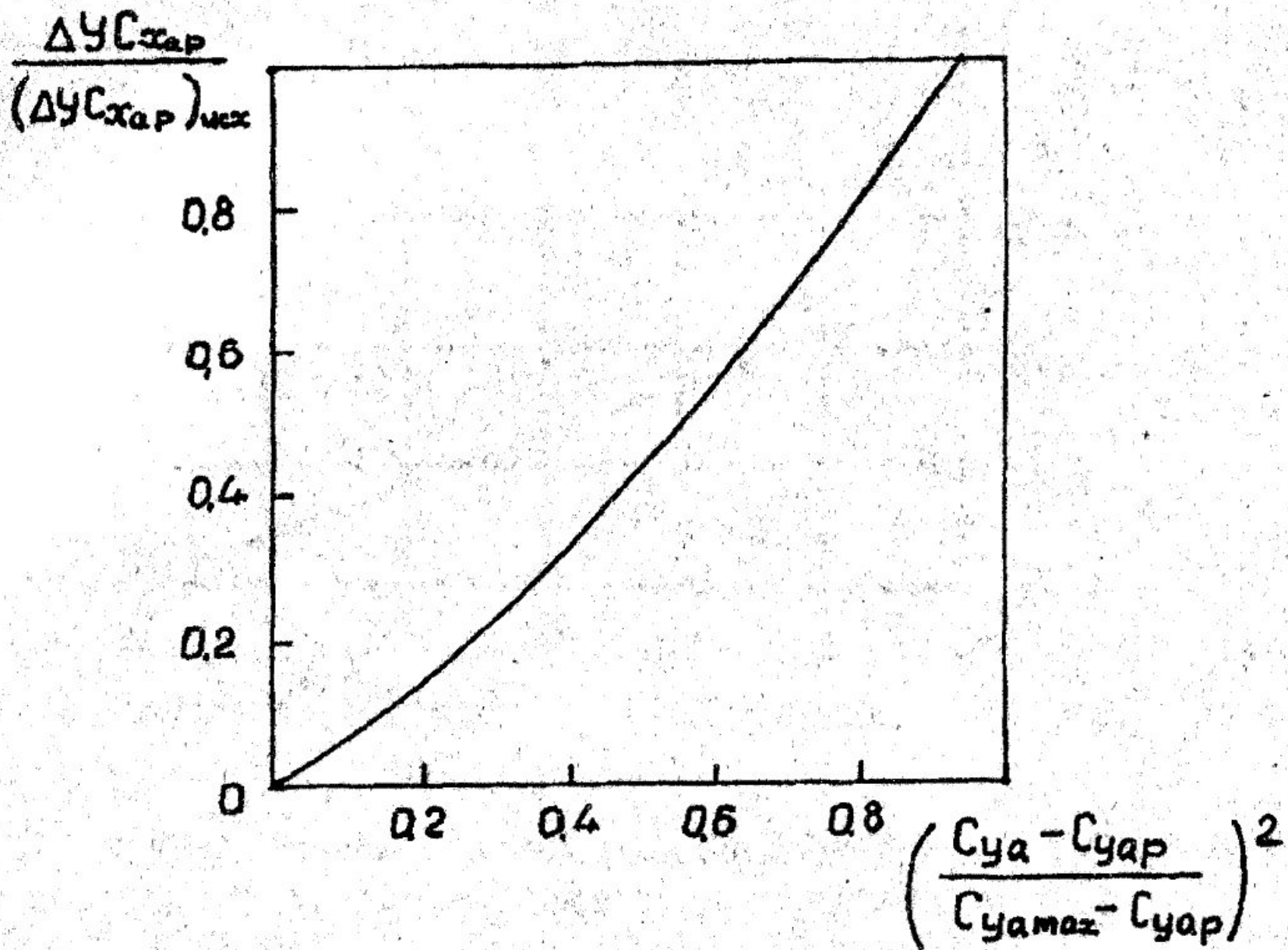


Рис. 5.13. К определению поправки к коэффициенту  $c_{хар}$

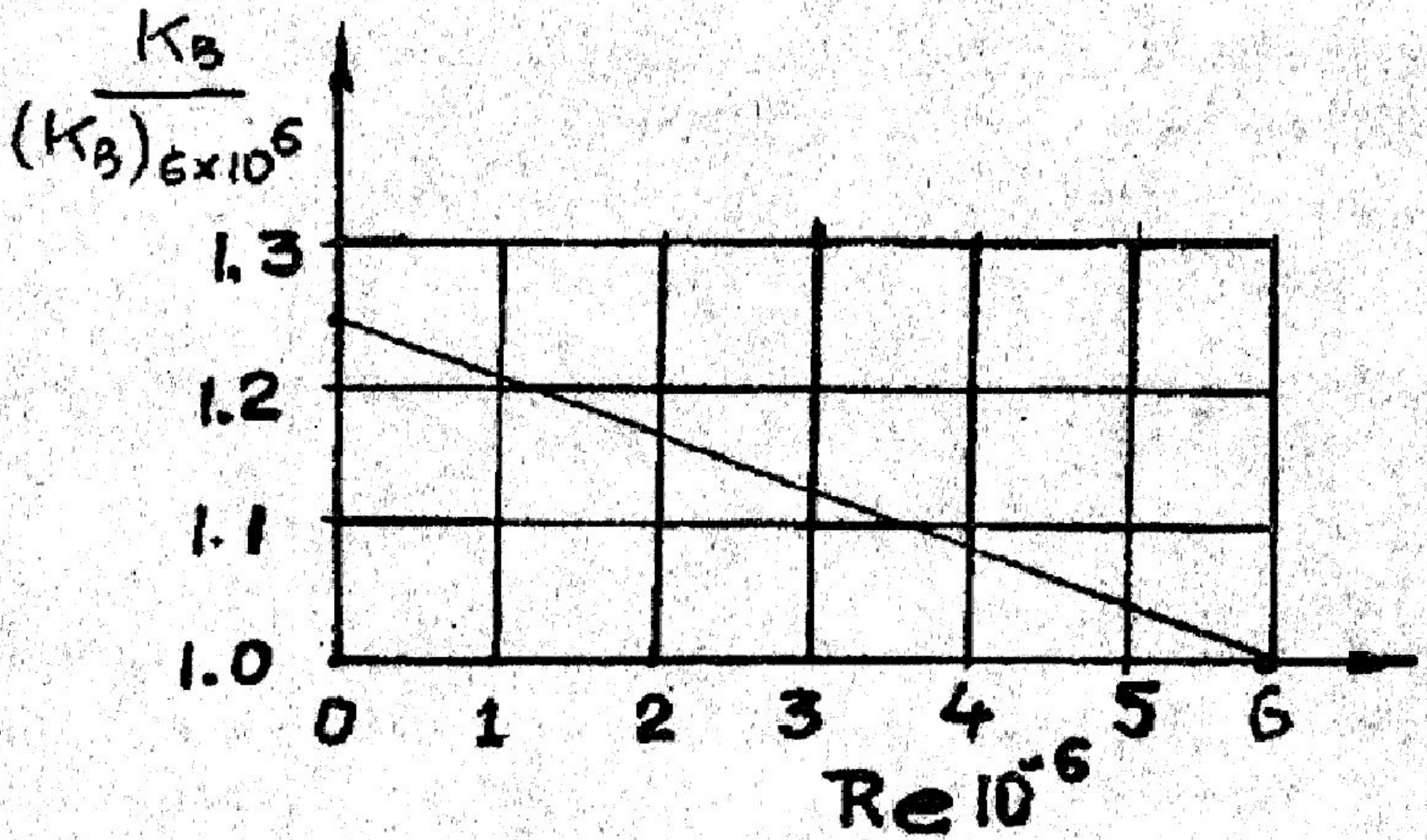


Рис. 5.14. К определению поправки к коэффициенту  $C_{xai}$