

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

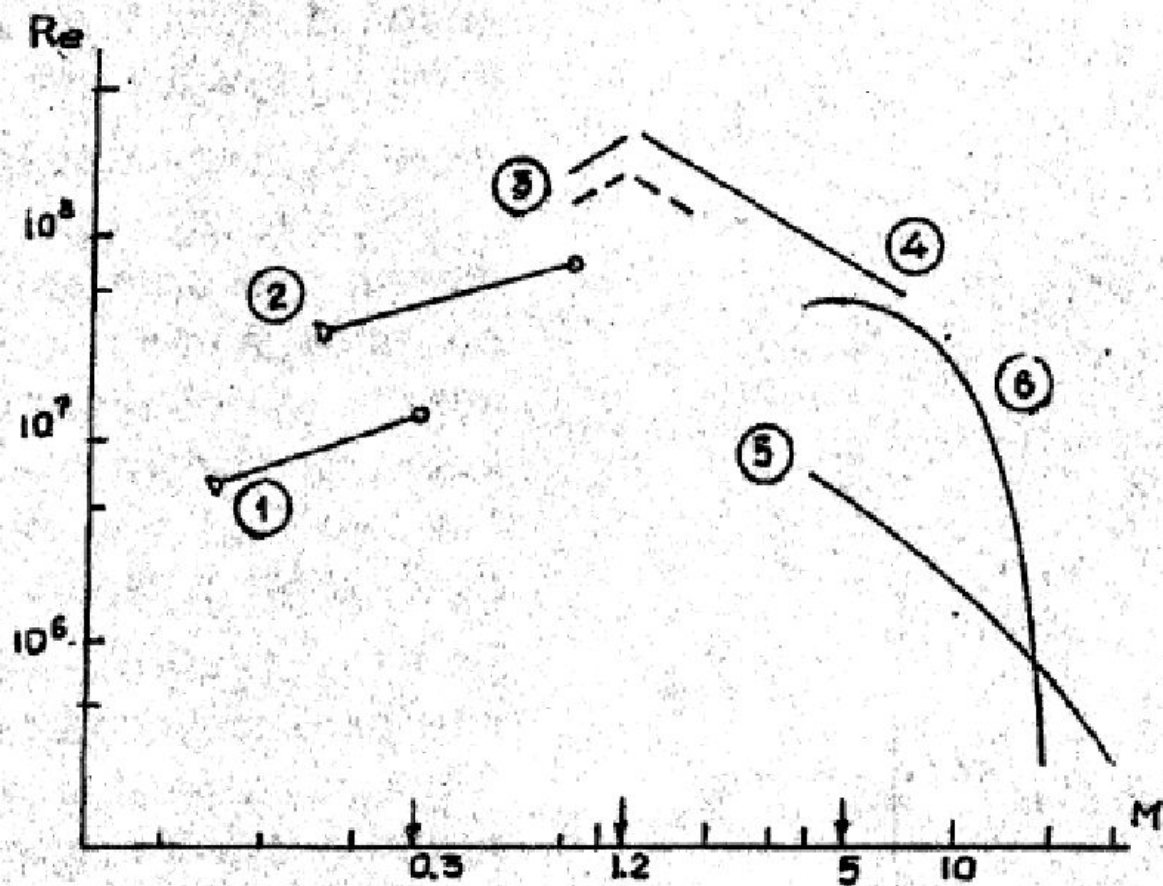
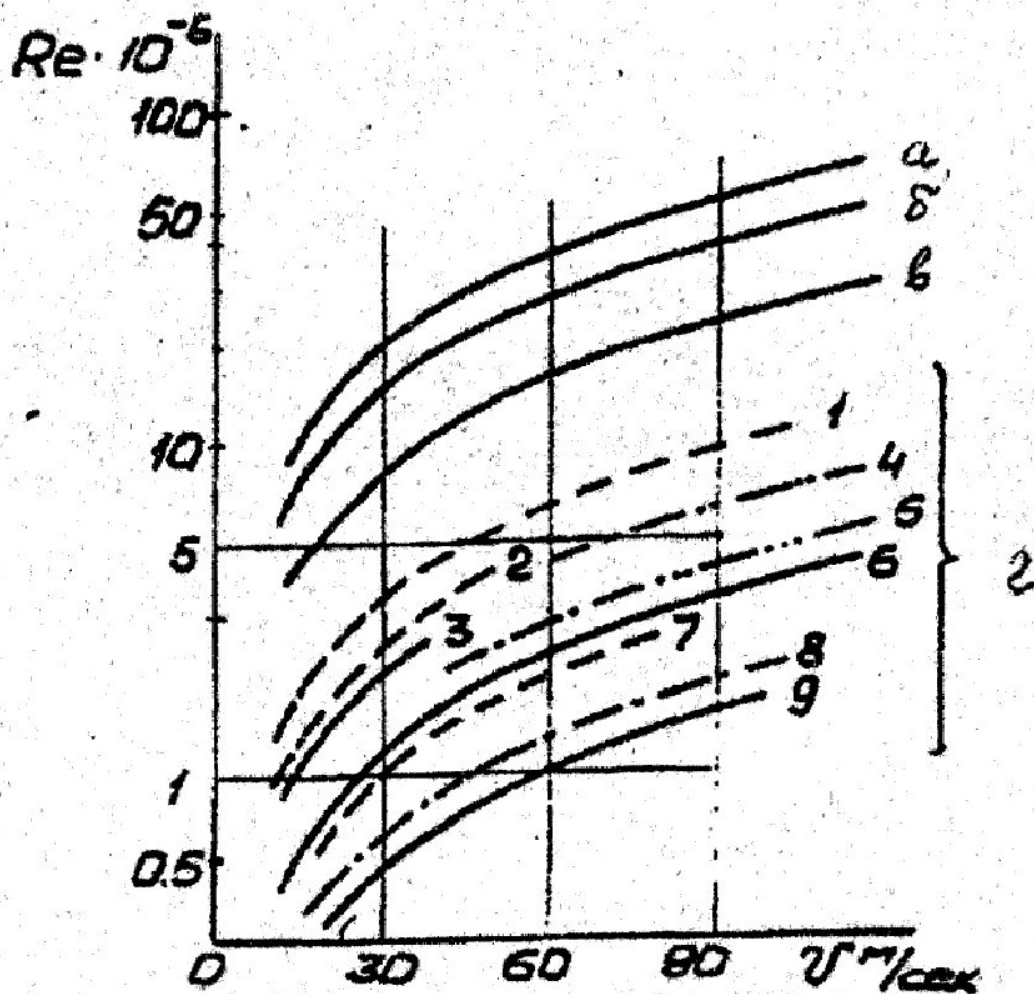


Рис. 5.2. Диаграмма $Re-M$: 1 — дозвуковой самолет; 2 — дозвуковой самолет большой дальности; 3 — сверхзвуковой самолет; 4 — гиперзвуковой самолет; 5 — воздушно-космический самолет; 6 — баллистический ЛА



- 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:

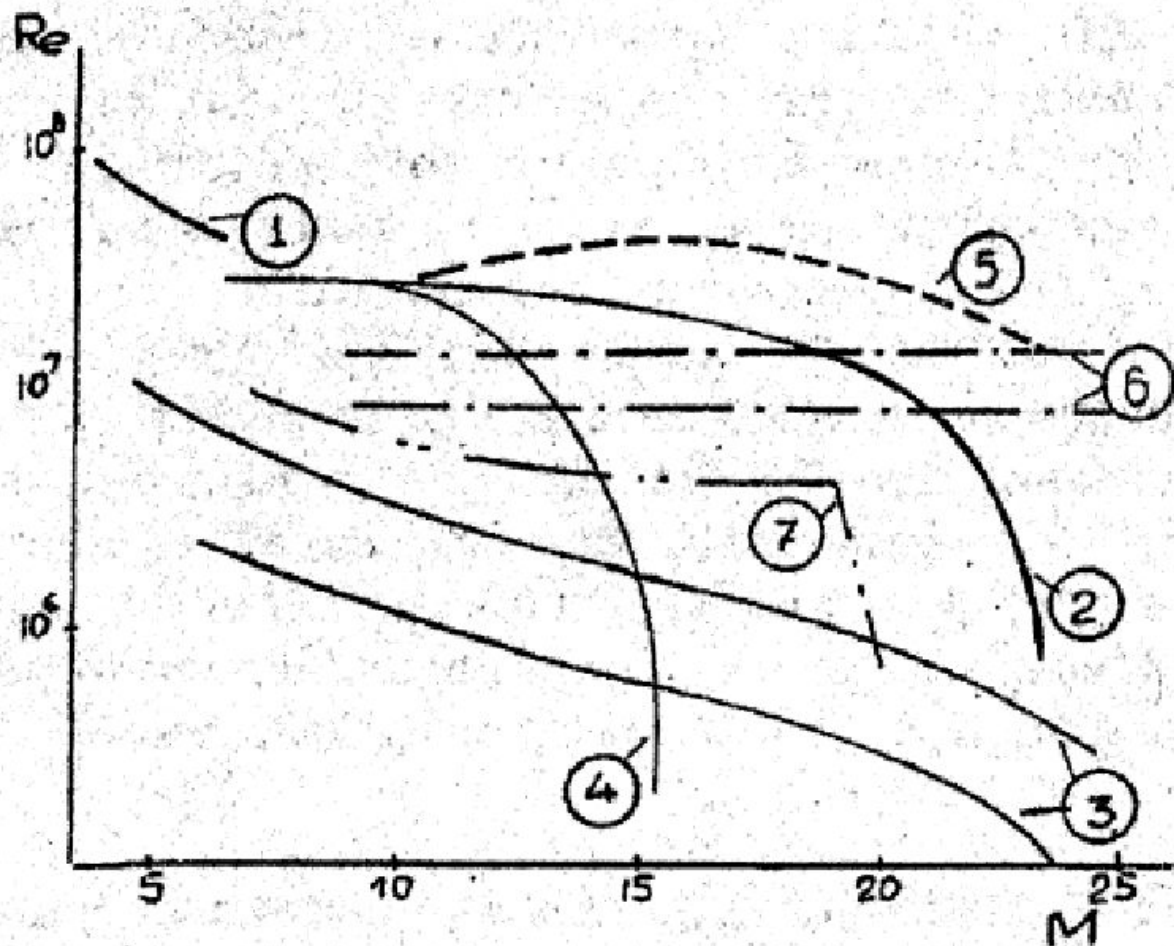
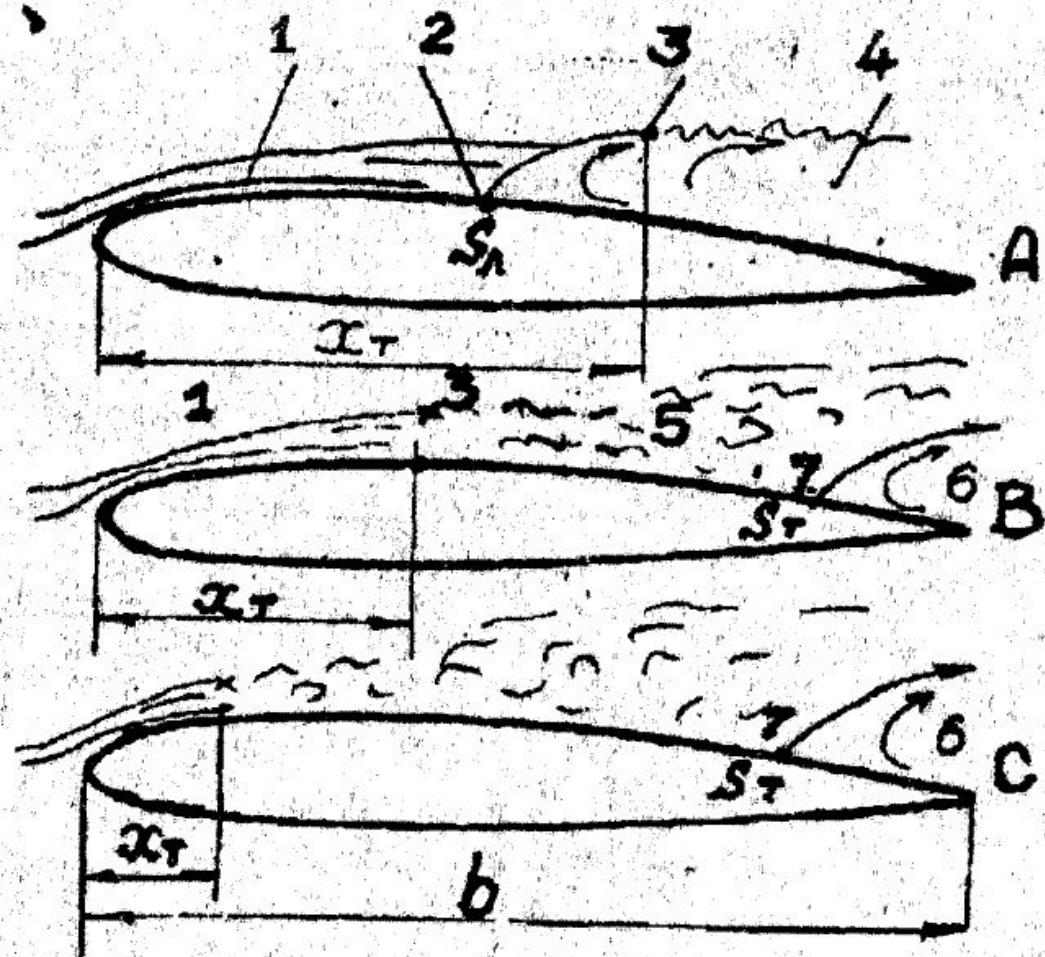


Рис. 5.4. Возможности моделирования в установках сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей:

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 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):

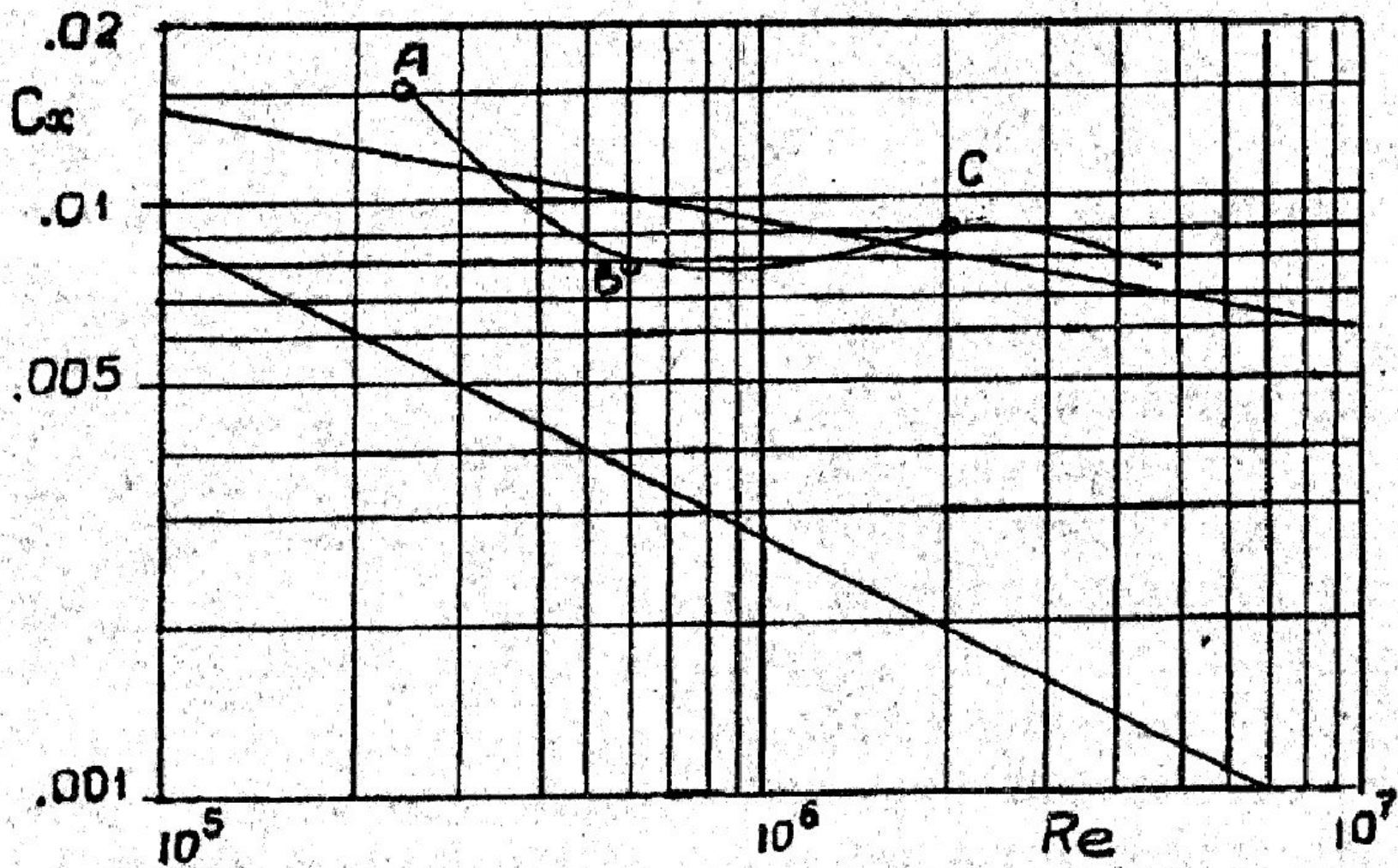


Рис. 5.6. Изменение $c_{хар}$ с ростом чисел Re

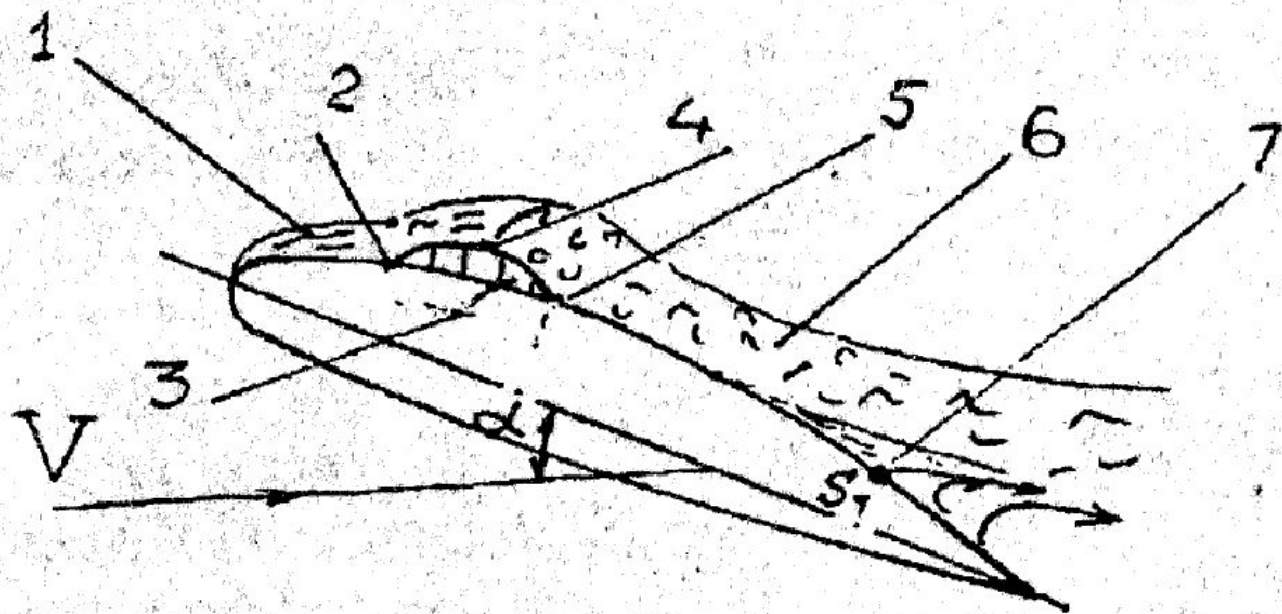


Рис. 5.7. Картина обтекания крыла при околокритических углах атаки:
 1 — ламинарный пограничный слой (ЛПС); 2 — точка отрыва ЛПС;
 3 — застойная зона; 4 — точка перехода ламинарного режима течения в турбулентный; 5 — точка присоединения;
 6 — турбулентный пограничный слой (ТПС); 7 — точка отрыва ТПС

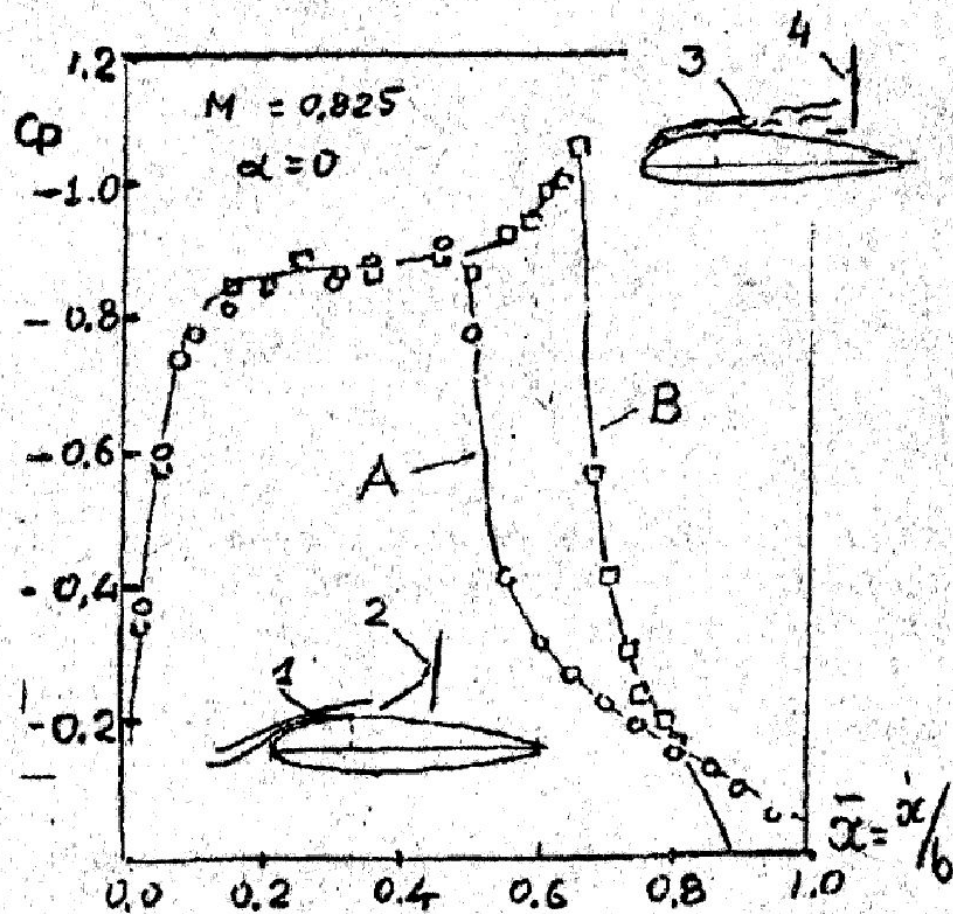


Рис. 5.8. Влияние числа Re на распределение коэффициентов давления по профилю в околосвуковом потоке:

- 1 — ламинарный пограничный слой;
- 2 — λ -образный скачок уплотнения;
- 3 — турбулентный пограничный слой;
- 4 — прямой скачок уплотнения

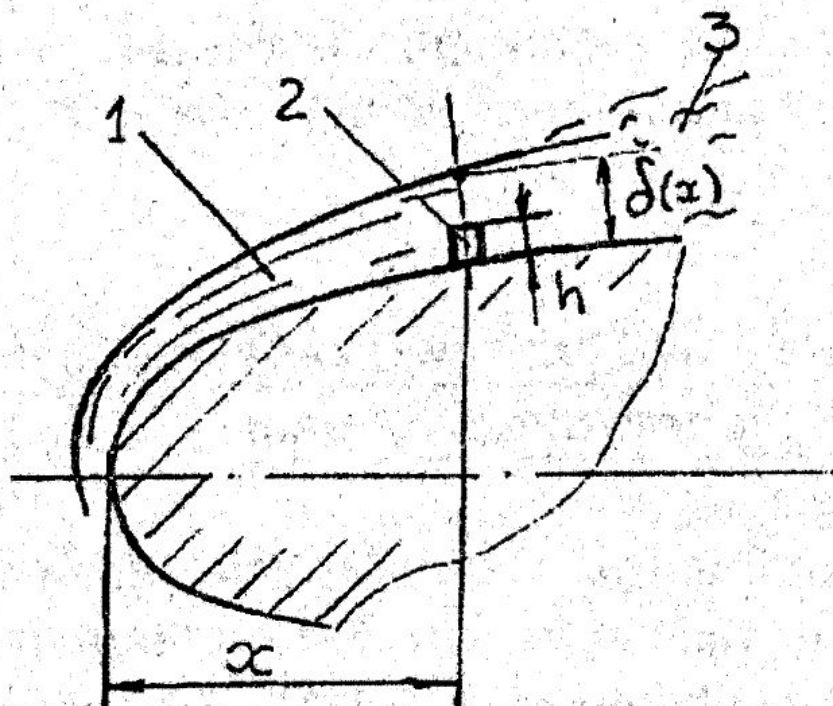


Рис. 5.9. Схема турбулизатора:
 1 — ламинарный пограничный слой; 2 — турбу-
 лизатор; 3 — турбулентный пограничный слой
 ($\delta(x)$ — толщина пограничного слоя)

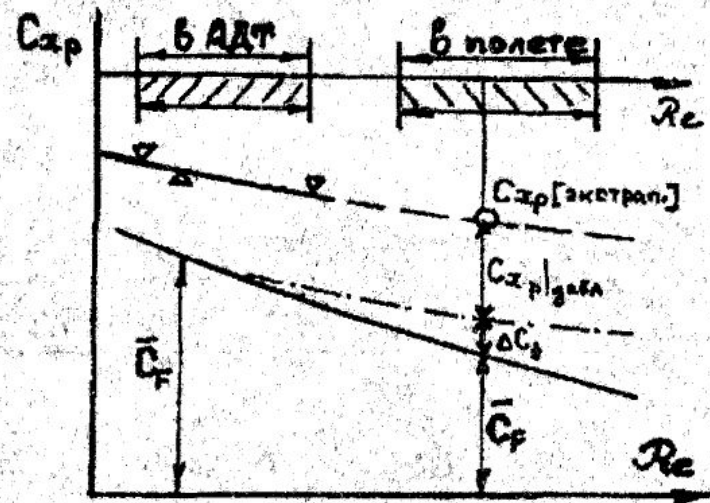


Рис. 5.10. Экстраполяция
 $C_{x \text{ хар АДТ}}$ на натурные условия

$$(385000 / Re_{кр1}) = TF$$

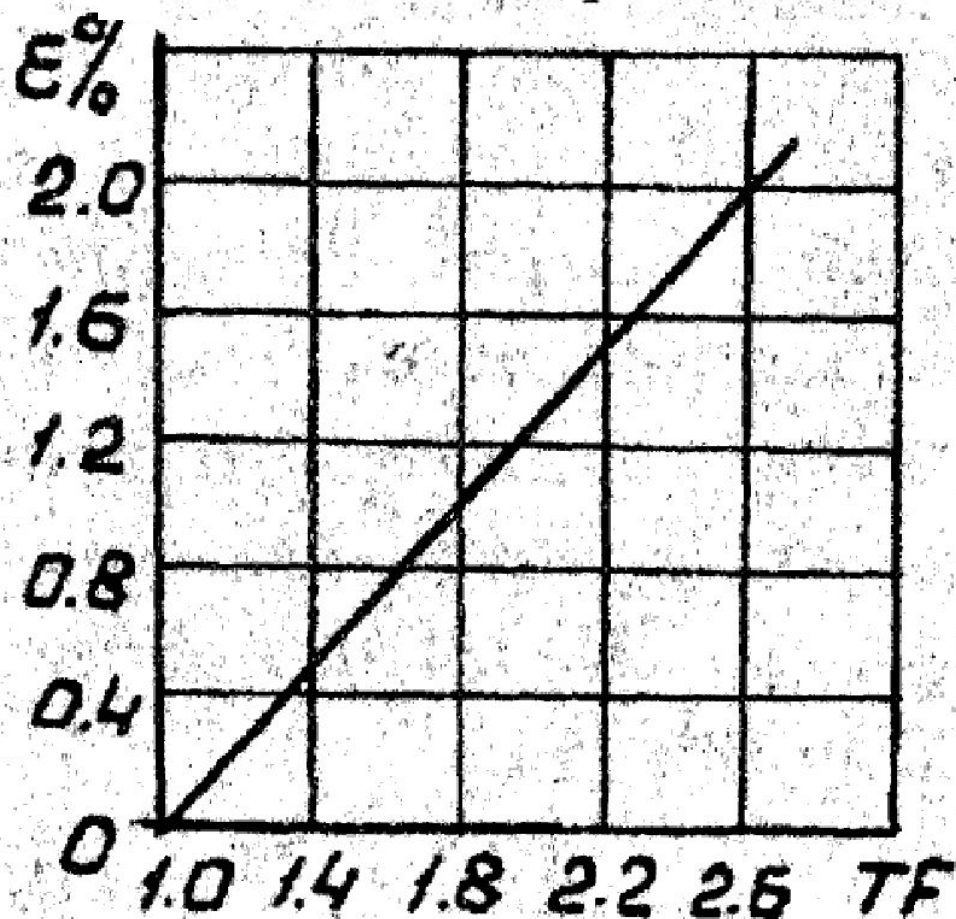


Рис. 5.11. Зависимость
TF-фактора от интенсивности турбулентности

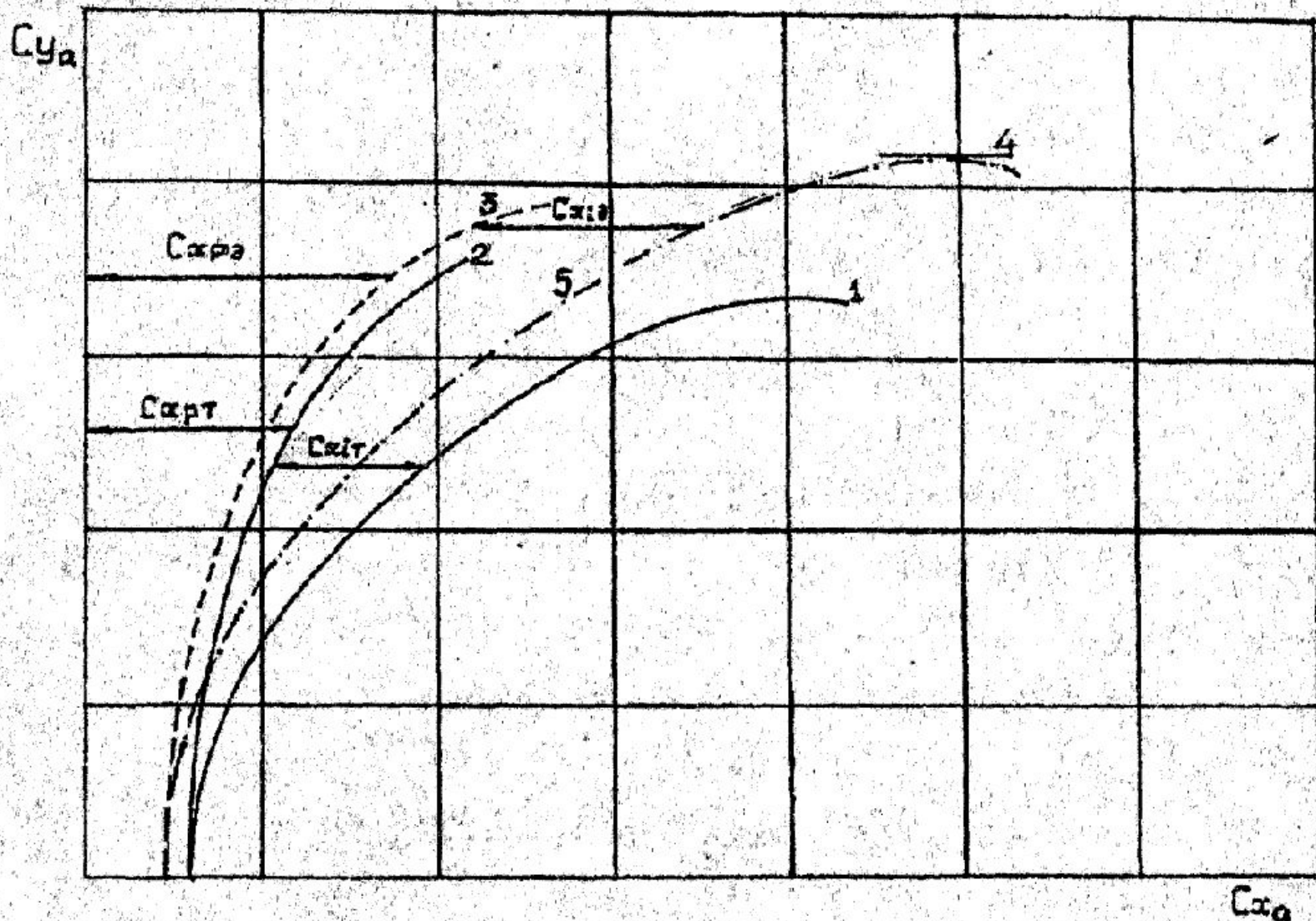


Рис. 5.12. Построение экстраполяционной поляры: исходная поляра, полученная в АДТ; 2 — кривая профильного сопротивления данным АДТ); 3 — экстраполяционная кривая профильного сопротивления; 4 — экстраполяционное значение $C_{y_{max}}$; 5 — экстраполяционная поляра

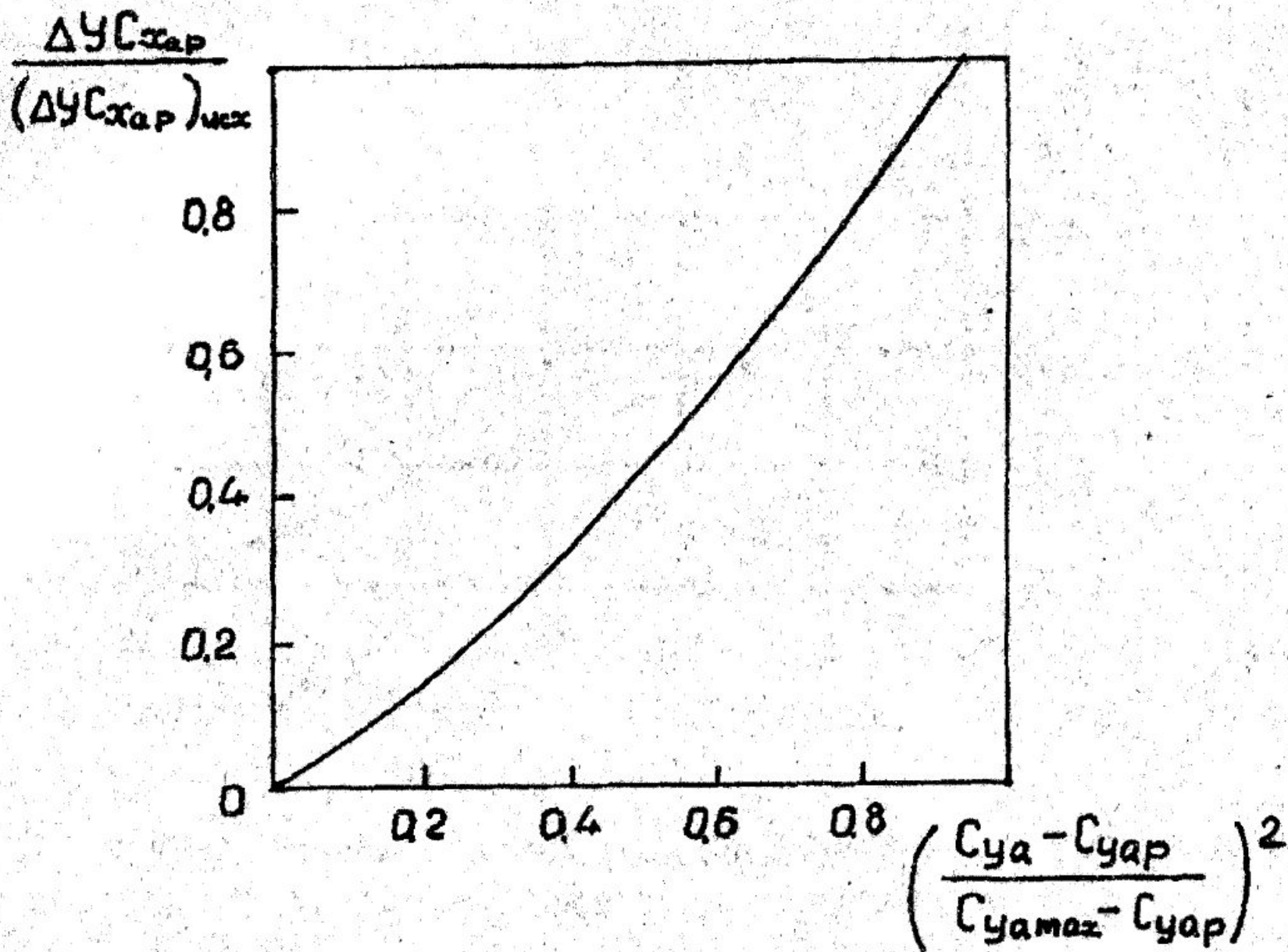


Рис. 5.13. К определению поправки к коэффициенту $c_{хар}$

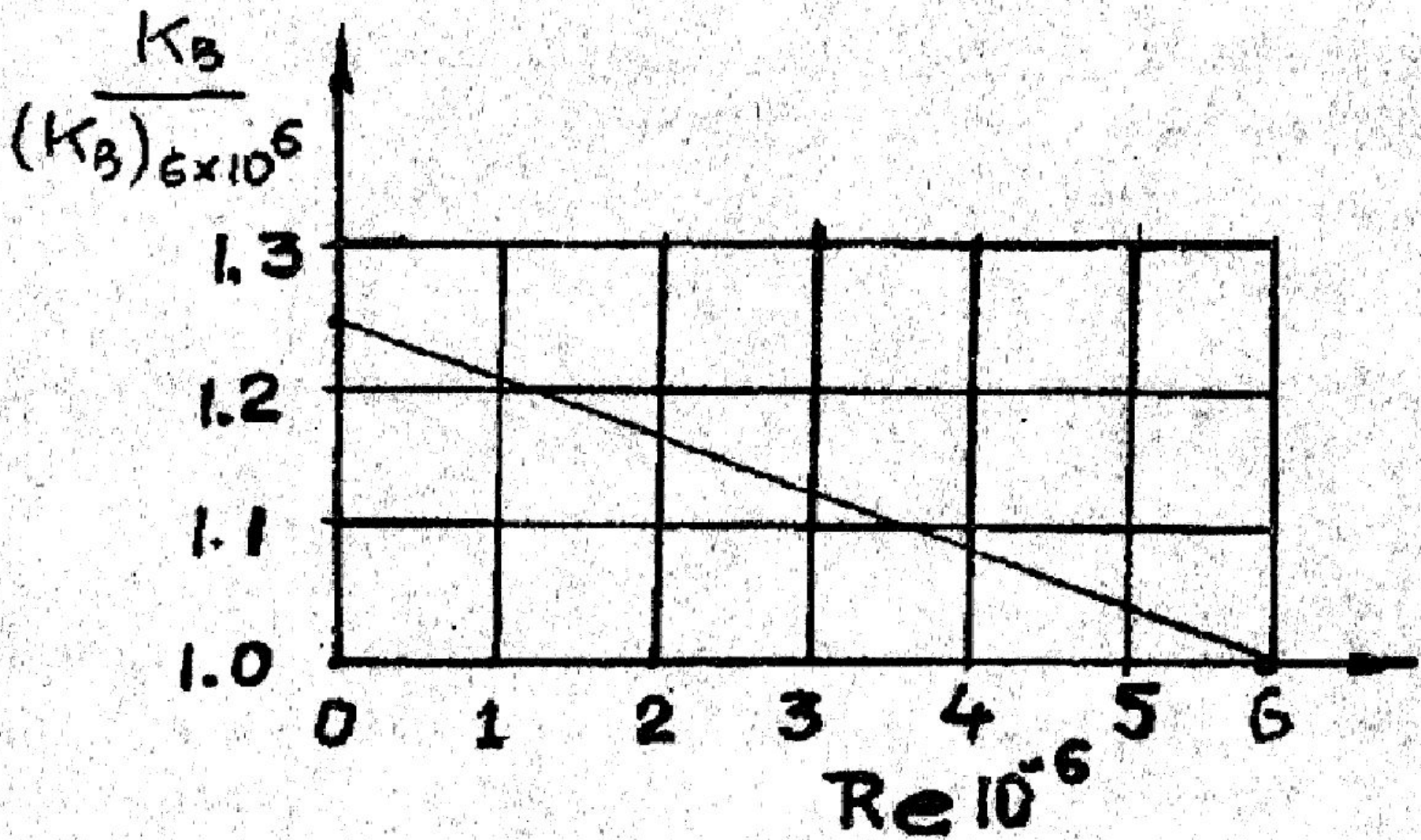


Рис. 5.14. К определению поправки к коэффициенту C_{xai}