

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

имени профессора Н. Е. Жуковского

ЦАГИ

Экз.

Шифр 301911

5152

Инв. №

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Начальника ЦАГИ

Г.С. Бюшгенс

19 2.

УДК 629.735.33.015.3.025

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ

"Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик натурного сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101ЦАГИ"

№ _____

И.о. Начальник отделения I

Начальник отдела №3

Начальник сектора №16

И.С. Симонов

В.Т. Еднанов

Ю.Г. Лимонад

Исполнители:

В.В. Маленко, ведущий инженер

Л.Н. Набатов, ведущий инженер

Ю.В. Яковлев, инженер-конструктор п/я А-3395

1987г

АННОТАЦИЯ

В отчете представлены результаты испытаний натурного сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. Летательный аппарат представляет собой одноместный самолет с двумя парами крыльев, установленных по схеме "тандем". В результате испытаний получены аэродинамические характеристики аппарата с неработающим двигателем в широком диапазоне углов атаки и скольжения и скорости потока при различных положениях органов управления (рулей высоты, направления и элеронов). Исследовано влияние передней и задней пары крыльев на характеристики аппарата.

ВВЕДЕНИЕ

Отделение СЛА Киевского механического завода имени О. К. Антонова прорабатывает конструкцию сверхлегких летательных аппаратов различных типов. Поэтому все достоинства и недостатки аппаратов - участников всесоюзного смотра-конкурса самодельной авиационной техники "СЛА-85", проводившегося в Киеве в сентябре 1985г., были оценены и тщательно проанализированы. Особенно подробно исследовались характеристики аппаратов - победителей этого конкурса.

В соответствии с решением коллегии МАП №4 I-I от 26.09.85г. (п.3) в аэродинамической трубе Т-101 были проведены испытания победителя этого конкурса - сверхлегкого самолета А-8, сконструированного в Куйбышевском самодеятельном авиаконструкторском клубе под руководством Ю. В. Яковлева. Целью этих испытаний было определение основных аэродинамических характеристик и оценка эффективности механизации крыла и рулевых поверхностей и сравнение самолета А-8 со сверхлегкими летательными аппаратами других типов.

ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

Для проведения испытаний в аэродинамической трубе в ЦАГИ был поставлен натурный самолет А-8, выполненный по схеме "тандем" с двумя парами крыльев. Переднее и заднее однолонжеронные крылья имеют примерно одинаковую конструкцию и размеры. Они сделаны отъемными и при стыковке вкладываются в специальные гнезда на фюзеляже. Профиль переднего крыла - РАФ-32, угол установки его $+3^0$, заднее (Вортман FX-60-126) установлено под углом $\alpha_0=0$. Крылья самолета целиком изготовлены из пластика.

Фюзеляж типа монокок, также трехслойной пластиковой конструкции, выклеен зацело с килем. Шасси состоит из двух колес от карта размером 300 x 100мм, установленных в специальных обтекателях на концах переднего крыла и стеклопластикового рессорного костыля с ориентирующим хвостовым колесом размером 140x60мм.

В систему управления самолета входят - закрылок на переднем крыле - он же руль высоты, элероны на заднем крыле и руль направления. Установленный на самолете двигатель РМЗ-640 от снегохода "Буря" развивает мощность 35 л.с. и 5000 об/мин. Воздушный винт имеет диаметр 1,1м и шаг 0,7м. Максимальная тяга винта - 65кгс. В данных испытаниях винт не был установлен.

Схема самолета А-8 и основные его геометрические размеры представлены на рис. 1. Фотографии аппарата во время испытаний в аэродинамической трубе Т-101 даны на рис.2-5.

ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ

Программа испытаний изделия А-8 с неработающим двигателем в аэродинамической трубе Т-101, составленная в соответствии с тематической программой А-8-ОII-СЛА, предусматривала проведение следующих экспериментов:

№№ п/п	Вариант изделия	α , град	β , град	V , м/с	$\delta_{р.в}$, град	$\delta_{р.н}$, град	$\delta_{э}$, град
1	Исходный	-18÷30	0; -25÷25	20; 30; 40	0	0	0
2	- " -	-10÷30	0	30	-20÷20	0	0
3	- " -	-10÷30	0; -25÷25	30	0	0	-15÷15
4	- " -	0; 10; 20	-25÷25	30	0	-20÷20	0
5	Исходный с открытым фонарем	0; 10; 20	-20÷20	30	0	0	0
6	Без задн. крыла	-10÷30	0; -25÷25	30	0	0	-
7	Без передн. крыла	-10÷30	0; -25÷25	30	-	0	0
8	Без обоих крыльев	-10÷30	0; -25÷25	30	-	0	-

По результатам измерений шестикомпонентными весами АВ-101 производилось определение коэффициентов продольных аэродинамических сил и моментов в скоростной системе координат и поперечных и боковых сил и моментов в связанной с аппаратом системе координат относительно его центра масс:

$$C_{xa} = -\frac{X_a}{q \cdot S}, \quad C_{ya} = -\frac{Y_a}{q \cdot S}, \quad C_z = \frac{Z}{q \cdot S},$$

$$m_x = -\frac{M_x}{q \cdot S \cdot \ell}, \quad m_y = -\frac{M_y}{q \cdot S \cdot \ell}, \quad m_{za} = -\frac{M_{za}}{q \cdot S \cdot \ell_a}.$$

При расчете коэффициентов использовались следующие характерные значения геометрических параметров: $S = 4,92 \text{ м}^2$ (площадь обеих пар крыльев), $\ell = 5,08 \text{ м}$, $\ell_a = 0,48 \text{ м}$.

Расчетное положение центра масс задавалось в соответствии с тематической программой А-8-ОII-СЛА относительно носика средней аэродинамической хорды и соответствует координатам $x_T = -1,91 \ell_a$ в направлении, параллельном САХ и $y_T = -1,15 \ell_a$ по перпендикуляру к САХ. Схема расположения осей координат и положение центра масс при установке аппарата на аэродинамических весах АВ-101 даны на рис.6.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ.

При определении аэродинамических характеристик аппарата А-8 использовалась стандартная методика испытаний в трубе Т-ЮИЦАГИ. Аппарат устанавливался на треугольной силовой раме, использовавшейся для испытаний дельтапланов, которая, в свою очередь, закреплялась на стойках аэродинамических весов АВ-ЮИ. Угол атаки изменялся за счет выдвижения хвостовой стойки весов и отсчитывался относительно хорды корневого сечения заднего крыла. Во время основных испытаний угол атаки изменялся в пределах $\alpha = -10 \div 30^\circ$. В ряде экспериментов после установки удлиненной хвостовой державки между самолетом и рамой минимальный угол атаки достигал $\alpha_{min} = -18^\circ$. Изменение угла скольжения обеспечивалось поворотом кабины весов относительно вертикальной оси в пределах $\beta = -25 \div 25^\circ$.

Изменение положения органов управления аппарата во время испытаний в трубе осуществлялось с помощью электромеханизмов с помощью наземного пульта управления. При изменении угла атаки аппарата и нагрузки на органы управления оператор с пульта корректировал положение соответствующей управляющей поверхности с тем, чтобы обеспечить заданное положение этой поверхности в данном эксперименте. Если в какой-либо серии экспериментов изменялось положение лишь одной пары управляющих поверхностей, то остальные органы управления фиксировались в нулевом положении ($\delta = 0$) с помощью специальных струбцин. При испытаниях аппарата с отклоненными элеронами они на правом и левом крыле отклонялись в разные стороны.

Эксперименты с открытым (снятым) фонарем проводились после того, как на предельных углах атаки $\alpha = 30^\circ$ и скольжения $\beta = -25^\circ$ при $V = 30 \text{ м/с}$ исходный фонарь сорвало потоком. Испытания аппарата без фонаря имитировали аварийную ситуацию в полете и проводились с закрепленным в кабине манекеном. В дальнейшем фонарь был склеен, упрочнен и вновь установлен на аппарате.

Погрешности измерения аэродинамических сил и моментов при проведении данных испытаний в летном диапазоне углов атаки находились в обычных пределах: $\Delta X = \pm 2 \text{ кгс}$, $\Delta Y = \pm 6 \text{ кгс}$, $\Delta Z = \pm 2 \text{ кгс}$, $\Delta M_x = \pm 6 \text{ кгсм}$, $\Delta M_y = \pm 4 \text{ кгсм}$, $\Delta M_z = \pm 5 \text{ кгсм}$, т.е. погрешности, отнесенные к максимальным значениям соответствующих нагрузок в этом диапазоне, составляли: $\overline{\Delta X} = 3,5\%$, $\overline{\Delta Y} = 2\%$, $\overline{\Delta Z} = \pm 3\%$, $\overline{\Delta M_x} = \pm 8,5\%$, $\overline{\Delta M_y} = \pm 5\%$, $\overline{\Delta M_z} = \pm 4,5\%$. На закритических углах атаки (срывных режимах) погрешности измерений

возрастали в 2-3 раза. Поскольку объекты с малой площадью крыла и малыми нагрузками являются нетипичными для трубы Т-101, потребовалось проведение многократных испытаний. Влияние погрешностей измерений на разброс аэродинамических характеристик иллюстрируют результаты 5-кратных испытаний исходного варианта самолета (графики на рис.7). На графиках рис.8 представлены также средние арифметические значения характеристик и средние квадратические погрешности измерений, полученные в результате обработки этих данных, что позволяет оценить относительные погрешности измерений.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ.

Результаты испытаний сверхлегкого летательного аппарата А-8 в трубе Т-ЮИЦАГИ представлены в виде аэродинамических характеристик $C_{x_a}, C_{y_a}, C_z, m_x, m_y, m_{z_a} = f(\alpha, \beta)$ и $C_{y_a} = f(\alpha)$ на графиках рис. 7÷27.

Анализ характеристик исходного варианта аппарата с закрепленными в нулевом положении органами управления ($\delta_{p.в} = \delta_y = \delta_{p.н} = 0$) показывает, что при симметричном обтекании ($\beta = 0$) зависимость $C_{y_a} = f(\alpha)$ линейна в диапазоне углов атаки $\alpha = -10 \div 12^\circ$, при этом $C_{y_a} = 0,074$ 1/град (см. графики на рис. 7). При дальнейшем увеличении угла атаки рост C_{y_a} замедляется и зависимость $C_{y_a} = f(\alpha)$ не имеет ярко выраженного максимума. В диапазоне углов $\alpha = 15 \div 25^\circ$ значение $C_{y_{a\max}}$ практически постоянно и составляет 1,22. При $\alpha > 25^\circ$ коэффициент подъемной силы начинает постепенно снижаться. Такое своеобразное протекание кривой $C_{y_a} = f(\alpha)$ вызвано особенностью выбранной схемы установки крыльев на самолете.

Максимальное аэродинамическое качество аппарата А-8 составляет $K_{\max} = 12,2$ и соответствует углу атаки $\alpha = 6^\circ$. Минимальный коэффициент сопротивления самолета при $\alpha = -2^\circ$ составляет $C_{x_0} = 0,032$.

Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки характеризуется большой нелинейностью и отрицательным значением производной $m_{z_a}^\alpha < 0$ в эксплуатационном диапазоне углов атаки. При заданной центровке аппарата балансировочный угол атаки ($m_z = 0$) составляет $\alpha_{\delta_{a.1}} \approx -0,5^\circ$. При этом $m_{z_a}^\alpha \approx -0,02$ 1/град. Коэффициент продольного аэродинамического момента остается положительным во всем исследованном диапазоне углов атаки $\alpha = -0,5 \div -17^\circ$, однако при $\alpha < -10^\circ$ величина m_{z_a} значительно уменьшается, приближаясь к нулевому значению при $\alpha = -15^\circ$ (см. график $m_{z_a} = f(\alpha)$ на рис. 9).

Боковые и поперечные характеристики аппарата при $\beta = 0$ оказались близки к нулю в летном диапазоне углов атаки. Лишь на закритических углах атаки $\alpha > 26^\circ$ возникают заметные поперечный и боковой аэродинамические моменты, по-видимому, из-за возникшей асимметрии.

Влияние скорости потока на аэродинамические характеристики аппарата сказалось лишь на коэффициенте сопротивления. С увеличением скорости потока C_{x_a} уменьшается, в частности, при возрастании V от 20 до 40 м/с C_{x_0} снижается с 0,04 до 0,028. Соответственно, максимальное аэродинамическое качество увеличивается от 11,0 до 13,0 (рис. 9)

Анализ боковых и поперечных характеристик аппарата на различных углах атаки $\alpha = \text{const}$ при появлении угла скольжения показывает, что производная коэффициента поперечного аэродинамического момента m_x^β зависит от величины угла атаки и угла скольжения: с ростом α возрастает по абсолютной величине, а с увеличением абсолютной величины угла β снижается. В частности, при увеличении угла атаки с $\alpha = -16,6^\circ$ до $29,8^\circ$ производная m_x^β вблизи $\beta = 0$ изменяется от значения, близкого к нулю, до величины $m_x^\beta \approx -0,004$ 1/град (графики на рис. 10). Таким образом, на положительных углах атаки самолет обладает поперечной статической устойчивостью.

Зависимость $m_y = f(\beta)$ имеет общий характер при всех углах атаки и характеризуется отрицательным значением производной m_y^β , абсолютная величина которой несколько снижается с ростом угла атаки и угла скольжения. В частности, вблизи $\beta = 0$ с увеличением угла атаки от $-16,6^\circ$ до $29,8^\circ$ производная m_y^β уменьшается по модулю от $-0,003$ 1/град до $0,001$ 1/град. Таким образом, самолет обладает и боковой статической устойчивостью во всем исследованном диапазоне углов атаки.

Эффективность отклонения руля высоты иллюстрирована графиками аэродинамических характеристик самолета на рис. 11. Анализ этих данных показывает, что отклонение руля высоты от нулевого положения приводит к смещению продольных характеристик от исходной при сохранении их общего характера. Так, при отклонении руля высоты на угол $\delta_{р.в.} = 20^\circ$ зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ на линейном участке смещается влево на 3° , производная C_{ya} сохраняет свое значение, а $C_{y_{\max}}$ возрастает до $1,28$ ($\alpha_{C_{y_{\max}}} = 14-20^\circ$). При этом балансировочный угол атаки увеличивается до $\alpha_{\delta_{a.л}} = 9,5^\circ$ ($m_{z_a}^\alpha = -0,04$ 1/град).

Отклонение руля высоты в противоположную сторону на угол $\delta_{р.в.} = -20^\circ$ приводит к смещению зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$ вправо на $3,5^\circ$ при сохранении C_y и уменьшении $C_{y_{\max}}$ до $1,1$ ($\alpha_{C_{y_{\max}}} = 22+28^\circ$). Одновременно уменьшается величина $\alpha_{\delta_{a.л}}$ до -8° ($m_{z_a}^\alpha \approx -0,04$ 1/град).

Таким образом, отклонение руля высоты значительно влияет на величину коэффициента подъемной силы. Соответственно, при изменении отклонения руля высоты от $\delta_{р.в.} = -20^\circ$ до $+20^\circ$ максимальное аэродинамическое качество самолета увеличивается от $K_{\max} = 9,5$ до $K_{\max} = 12,0$.

Влияние отклонения элеронов на продольные аэродинамические характеристики аппарата при $\beta = 0$ оказалось незначительным (графики

на рис. 12+15). Полученные разбросы характеристик оказались в пределах погрешностей измерений. Однако, как при симметричном, так и несимметричном обтекании с углом скольжения $\beta \neq 0$, отклонение элеронов значительно влияет на величину коэффициента поперечного аэродинамического момента. При этом изменение угла отклонения элерона при $\alpha = \text{const}$ приводит к смещению кривых $m_x = f(\beta)$ вверх или вниз при сохранении величины производной m_x^β , т.е. отклонение правого элерона на угол $\delta_j < 0$, а левого на угол $\delta_j > 0$ вызывает появление дополнительного поперечного момента $\Delta m_x > 0$ независимо от угла атаки самолета. Величина Δm_x составляет 0,02 при $\delta_j = \pm 15^\circ$.

Аналогичное влияние отклонение элеронов оказывает на появление дополнительной боковой силы. Однако прирост коэффициента боковой силы возрастает с увеличением угла атаки самолета. Так, если при $\alpha = 0$ и отклонении правого элерона на угол $\delta_j = -15^\circ$, а левого на $\delta_j = 15^\circ$ кривая $C_z = f(\beta)$ смещается вверх на $\Delta C_z = 0,04$, то при $\alpha = 20^\circ$ и аналогичном отклонении элеронов ΔC_z составило 0,07.

Влияние отклонения элеронов на величину коэффициента бокового аэродинамического момента m_y заметно, в основном, при значительных углах скольжения $\beta > 10^\circ$ и выражается в появлении дополнительного момента $\Delta m_y \approx 0,005$ для всех углов атаки при аналогичном отклонении $\delta_j = \pm 15^\circ$.

Влияние отклонения руля направления на продольные аэродинамические характеристики также оказалось незначительным и сказывается лишь на коэффициенте сопротивления самолета, величина которого возрастает с увеличением $\delta_{p.n}$ и угла скольжения β . Наибольшее влияние отклонение руля направления оказывает на величину коэффициента бокового момента m_y . При появлении $\delta_{p.n} \neq 0$ зависимости $m_y = f(\beta)$ смещаются вверх или вниз не меняя угла наклона, т.е. при $\delta_{p.n} > 0$ появляется дополнительный отрицательный боковой момент Δm_y , достигающий $-0,025$ при $\delta_{p.n} = 20^\circ$ независимо от угла атаки (графики на рис. 16+18).

Аналогичное влияние отклонения руля направления оказывает на зависимость коэффициента боковой силы от угла скольжения $C_z = f(\beta)$, но оно несколько снижается с увеличением угла атаки. Если при $\alpha = 0$ и $\delta_{p.n} = 20^\circ$ прирост коэффициента боковой силы составил $\Delta C_z \approx -0,05$, то при $\alpha = 20^\circ$ $\Delta C_z \approx -0,035$.

Влияние отклонения руля направления на коэффициент поперечного аэродинамического момента оказалось незначительным и находится

в пределах погрешности измерений.

Сравнение результатов испытаний аппарата с различными вариантами фонаря и без него показывает, что аппарат со штатным фонарем имеющим гладкую поверхность (исходный вариант), имеет наилучшие аэродинамические характеристики. Изменение конструкции фонаря после ремонта (большая жесткость и более грубая поверхность в результате обклейки тканью) привело к уменьшению $C_{y_{max}}$ до 1,16 и K_{max} до 11,1 по сравнению с исходными значениями $C_{y_{max}}=1,22$ и $K_{max}=12,2$ при сохранении остальных характеристик (графики на рис. 19-20). Однако это могло быть вызвано менее жесткой фиксацией руля высоты (на исходном варианте он был зажат струбцинами на $\delta_{p.v}=0$, а с доработанным фонарем он фиксировался с помощью системы управления).

Отсутствие фонаря практически не сказывается на моментных характеристиках по сравнению с исходным вариантом аппарата и привело лишь к заметному увеличению коэффициента сопротивления на малых углах атаки. В частности, минимальное значение коэффициента сопротивления возросло до $C_{x_{min}}=0,05$ по сравнению с исходным значением $C_{x_{min}}=0,032$. С увеличением угла атаки прирост коэффициента сопротивления несколько сокращается. Максимальный коэффициент подъемной силы самолета без фонаря несколько снижается (до 1,2). Соответственно, максимальное аэродинамическое качество этого варианта аппарата снижается до $K_{max}=10,7$ по сравнению с исходной величиной $K_{max}=12,2$.

Анализ результатов испытаний самолета А-8 с передним крылом, задним крылом и без крыльев и сравнение их с результатами испытаний исходного варианта показывает, что взаимное влияние переднего и заднего крыльев зависит от угла атаки. При малых значениях $\alpha = 0 \div 10^\circ$ $C_{y_{a\delta}} < C_{y_{a\delta,kr}} + C_{y_{a\delta,kr}}$ и разница превышает 15%. При $\alpha > 20^\circ$ $C_{y_{a\delta}}$ исходного варианта приближается к сумме $C_{y_{a\delta}}$ обоих крыльев и разница не превышает 3-5% (графики на рис. 21-27). Аналогичный эффект проявляется и для других аэродинамических характеристик. Фюзеляж самолета в летном диапазоне углов атаки подъемной силы практически не создает.

ВЫВОДЫ

Испытания натурального сверхлегкого летательного аппарата А-8 в аэродинамической трубе Т-ЮИЦАГИ показали:

1. Исходный вариант аппарата с зажатými в нулевом положении органами управления характеризуется линейной зависимостью $C_{ya} = f(\alpha)$ в диапазоне $\alpha = -10^\circ \div 12^\circ$ с производной $C_{ya}' = 0,074$ 1/град и отсутствием ярко выраженного максимума. В диапазоне $\alpha = 15^\circ \div 25^\circ$ $C_{y\max} = 1,22$. Максимальное аэродинамическое качество составляет $K_{\max} = 12,2$ и соответствует углу атаки $\alpha = 6^\circ$.

2. При заданной центровке аппарат балансируется вблизи $\alpha_{\delta a} = -0,5^\circ$ и обладает статической устойчивостью $m_{2a}' = -0,02$ 1/град. Коэффициент продольного момента $m_{2a} > 0$ в исследованном диапазоне отрицательных углов атаки, приближаясь к нулю при $\alpha = -15^\circ$.

3. Исходный вариант аппарата с органами управления, зафиксированными в нулевом положении, обладает поперечной статической устойчивостью, степень которой увеличивается от $m_x^p \approx 0$ при $\alpha = -16,6^\circ$ до $m_x^p = -0,004$ 1/град при $\alpha = 29,8^\circ$ вблизи $\beta = 0$. При этом аппарат имеет запас боковой статической устойчивости $m_y^p < 0$, уменьшающийся по модулю от $-0,003$ до $-0,001$ 1/град с увеличением угла атаки от $\alpha = -16,6^\circ$ до $29,8^\circ$.

4. Отклонение руля высоты на угол $\delta = 20^\circ$ приводит к увеличению $C_{y\max}$ до 1,28 при сохранении производной C_{ya}' и смещению балансировочного угла до $\alpha_{\delta a} = 9,5^\circ$.

5. Отклонение правого элерона на угол $\delta_y = -15^\circ$, а левого на угол $\delta_y = 15^\circ$ приводит к появлению дополнительного поперечного аэродинамического момента $\Delta m_x = 0,02$ при сохранении m_x^p независимо от угла атаки и скольжения и появлению дополнительного бокового аэродинамического момента $\Delta m_y = 0,005$ при $\beta > 10^\circ$ при разных углах атаки.

6. Отклонение руля направления на угол $\delta_{p.n} = 20^\circ$ приводит к появлению дополнительного бокового аэродинамического момента $\Delta m_y = -0,025$ независимо от угла атаки и скольжения при сохранении величины производной m_y^p и незначительно влияет на величину поперечного аэродинамического момента.

7. Отсутствие фонаря на аппарате приводит к увеличению коэффициента лобового сопротивления и уменьшению K_{\max} до 10,7 и слабо влияет на остальные аэродинамические характеристики.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рекомендовать использовать результаты исследований аэродинамических характеристик аппарата А-8 в трубе Т-ЮИЦАГИ для выдачи заключения на проведение летных испытаний.

Начальник НМО-2

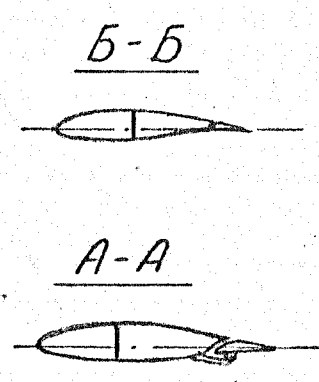
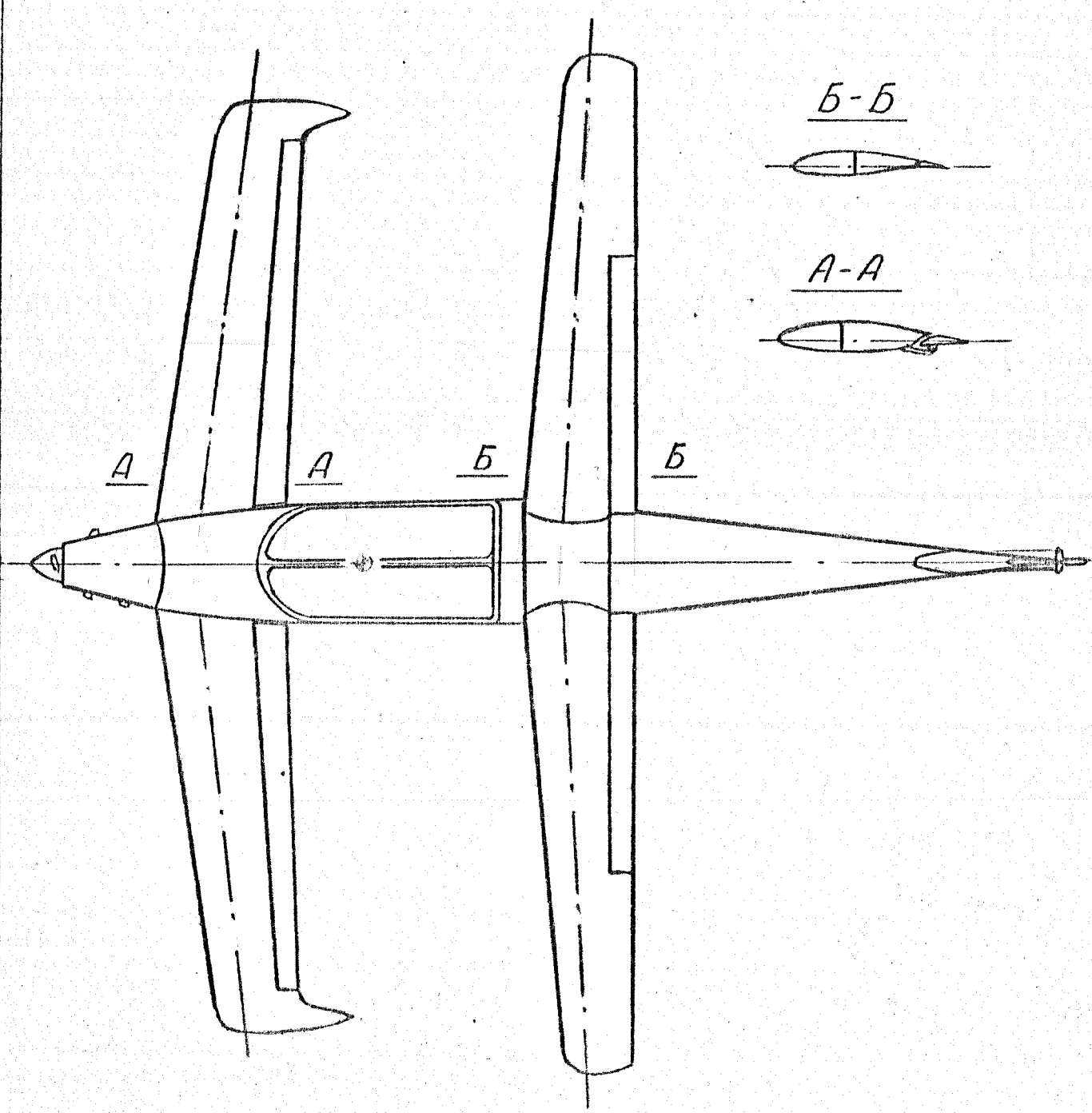
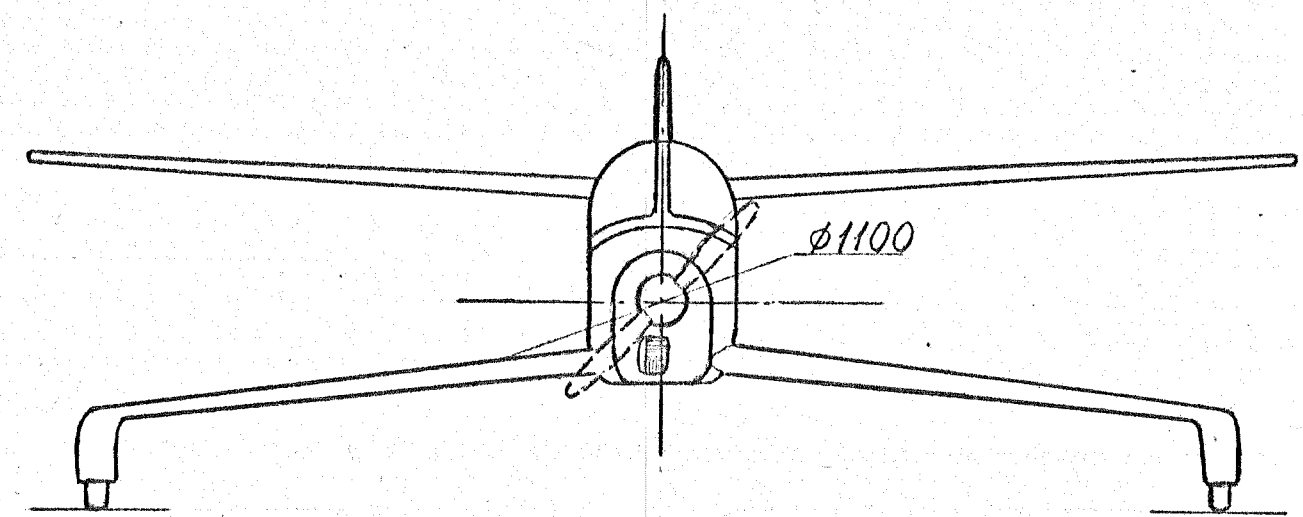
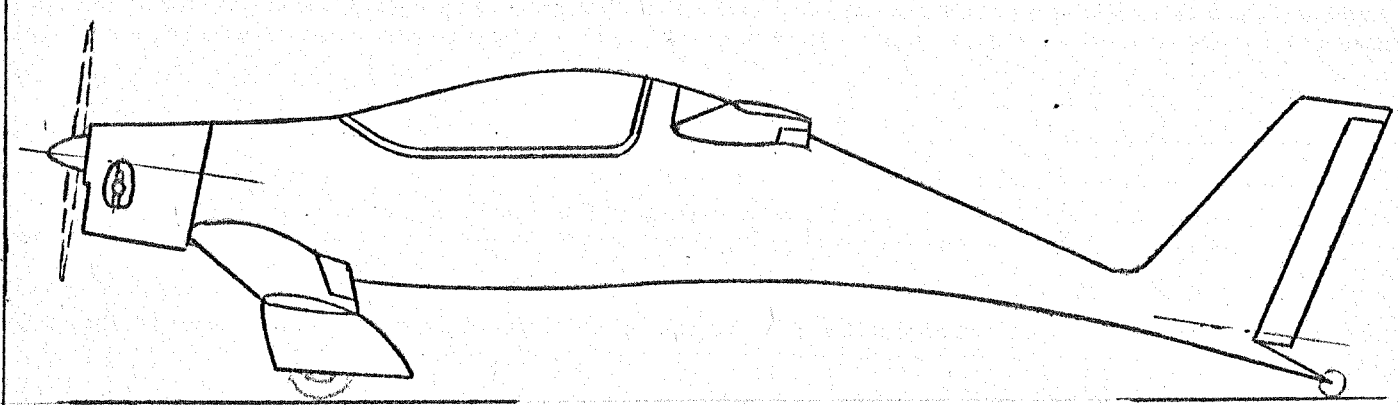
Заместитель начальника НМО-1:

14.07.87
В. Г. Микерадзе

В. Г. Микерадзе
В. Г. Еданов

22.06.87

137



Основные данные самолета А-8

	(по чертежу)	(по замерам)
Размах переднего крыла, м	4,6	4,678
Размах заднего крыла, м	5,08	5,178
Площадь переднего крыла, м ²	2,48	2,51
Площадь заднего крыла, м ²	2,44	2,437
Площадь вертик. оперения, м ²	0,48	0,454
Средняя аэродинамич. хорда, м	0,48	0,463
Удлинение заднего крыла	10,7	
Сужение заднего крыла	1,6	
Площадь элеронов, м ²	0,39	
Площадь руля высоты, м ²	0,58	
Площадь руля направления, м ²	0,13	

Рис. 1. Схема самолета А-8

И. И. Жу.

Мамченко

№ 5152



Рис. 2 Аппарат А-В в аэродинамической трубе Т-101.

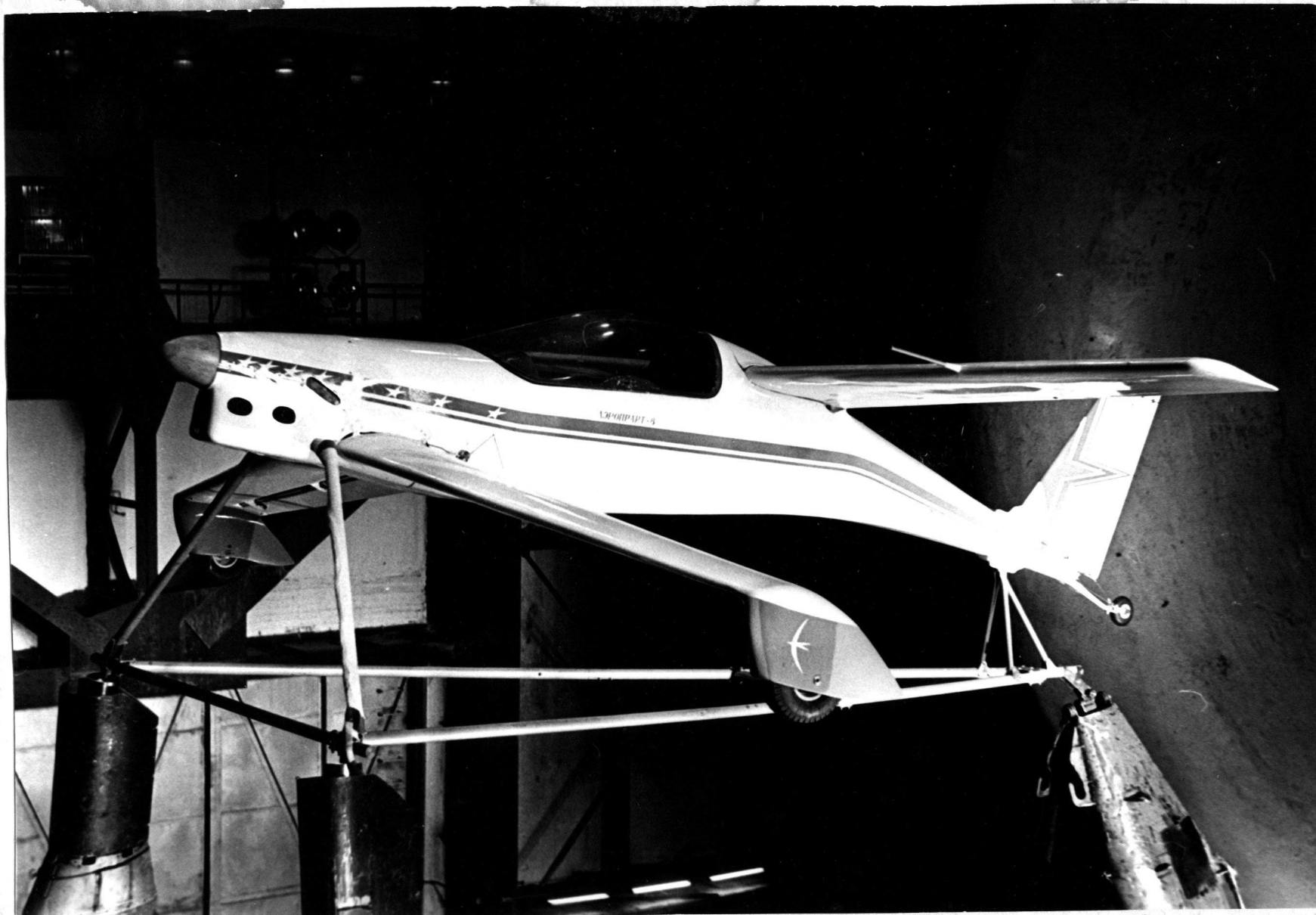


Рис.3 Антарат А-8 в аэродинамической трубе Т-101.

N5152



Рис. 4 Аппарат А-8 в аэродинамической трубе Т-101.

N 5152

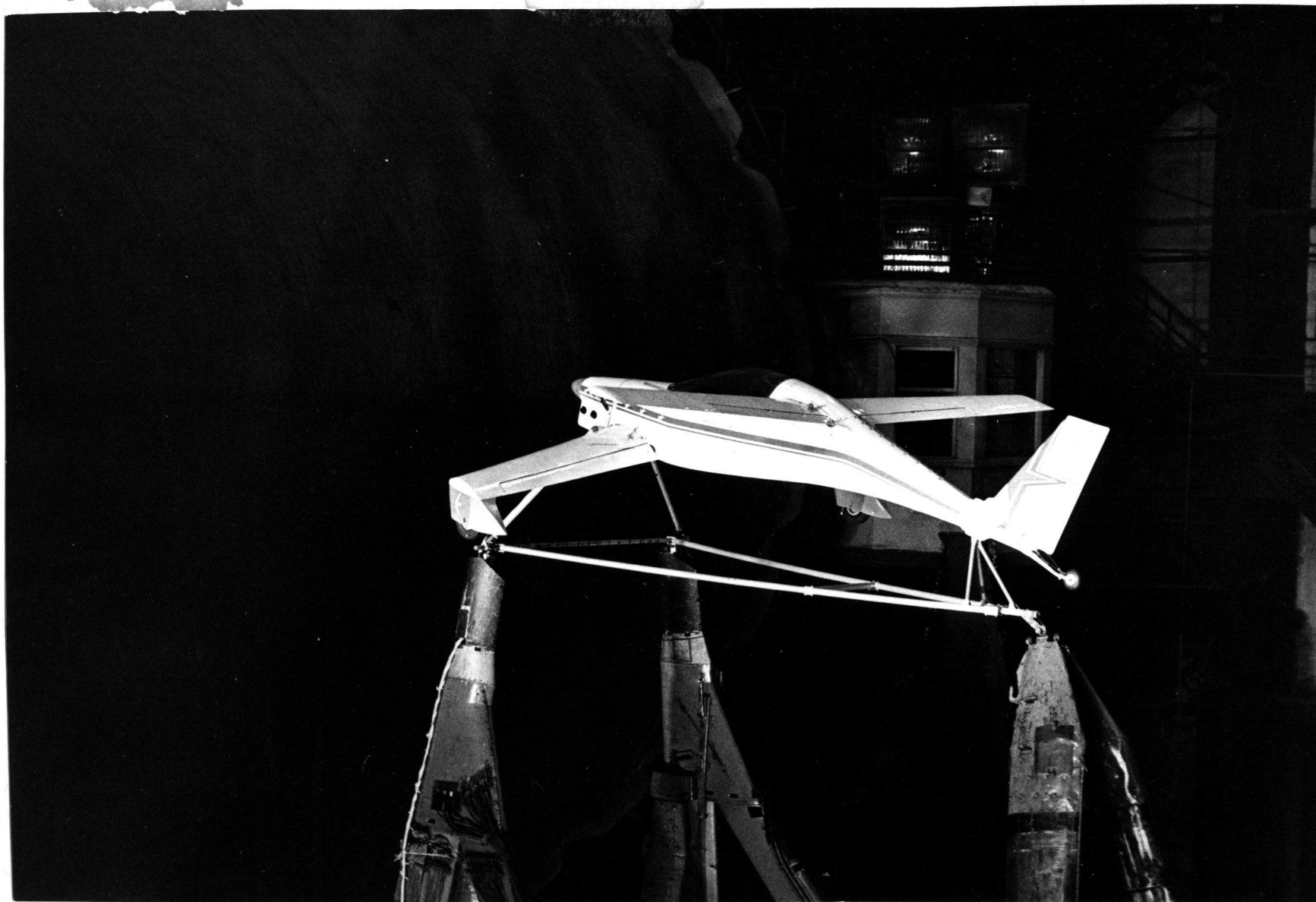


Рис. 5 Аппарат А-8 в аэродинамической трубе Т-101.

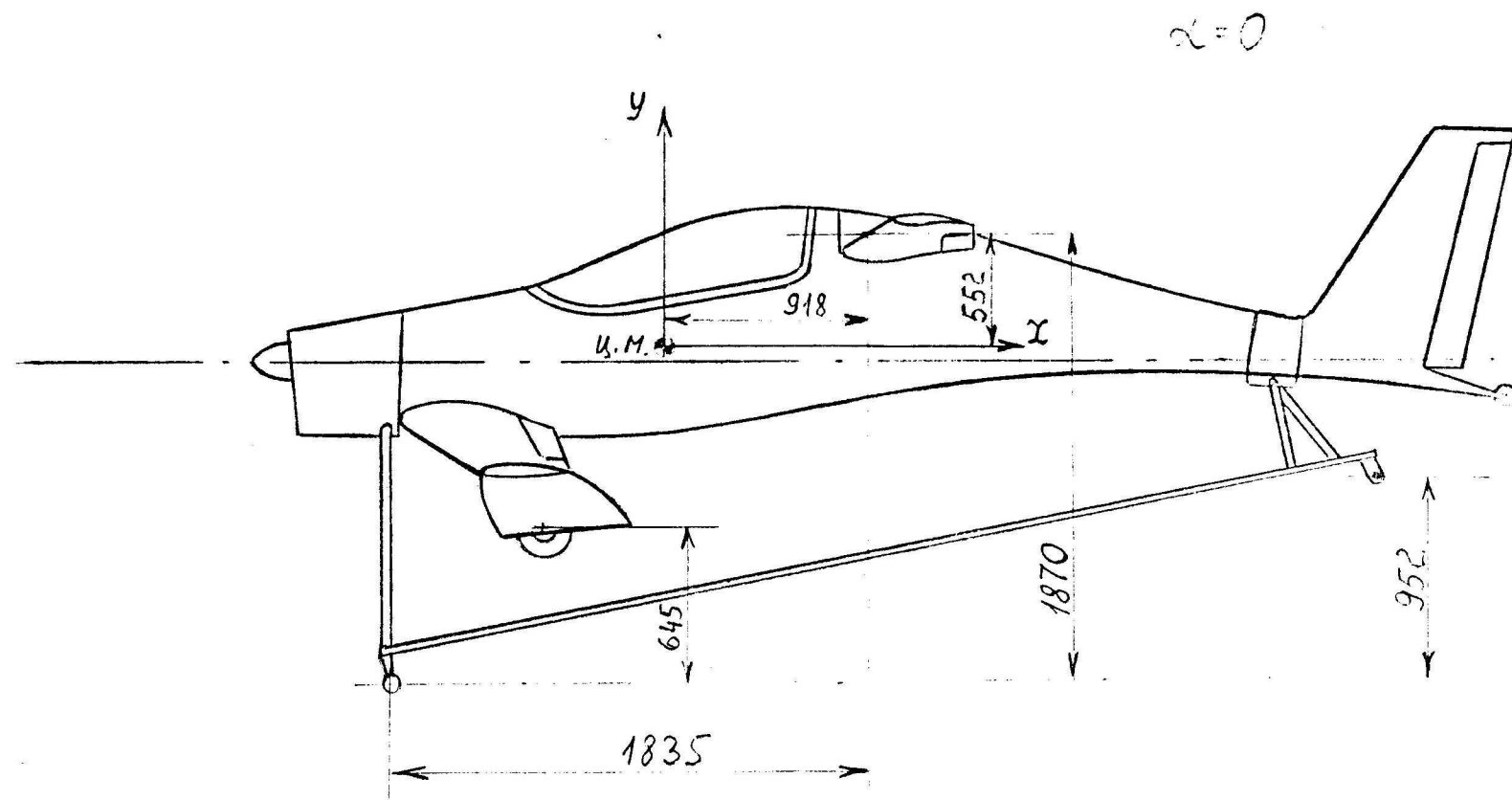


Рис. 6. Схема установки аппарата 1 на весах (Р-1)'

AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЗЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.	-0.	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	V	+	+	ПЕР	744.9	8.9	30.1	1.01×10^6

СЧА, MZA = F(AL) СЧА = F(CXA) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 2

ПРОТ	МАРКЕР	СТРВ
327	+	+
328	x	+
329	◊	+
330	◻	+
331	x	+
346	x	-

5ти кратные

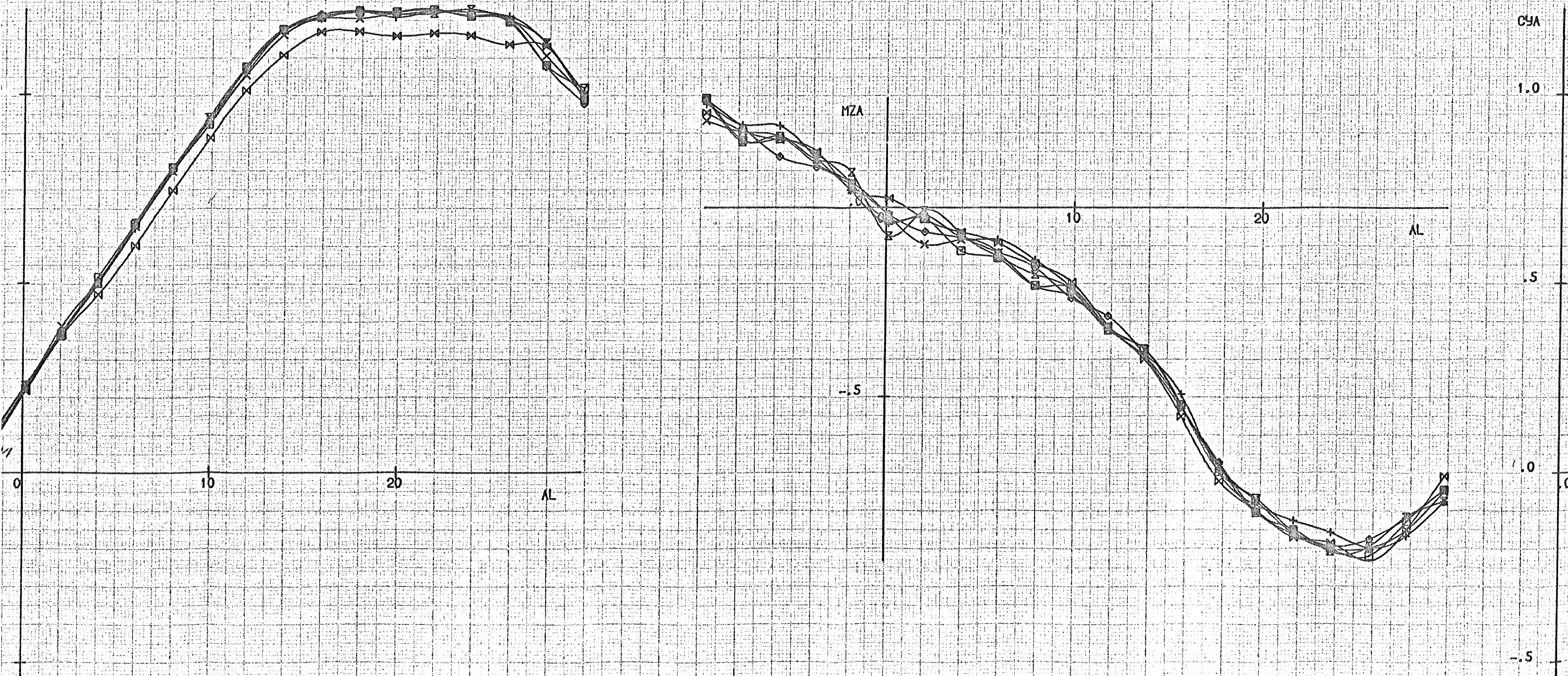
с лобовым давлением
без струйки

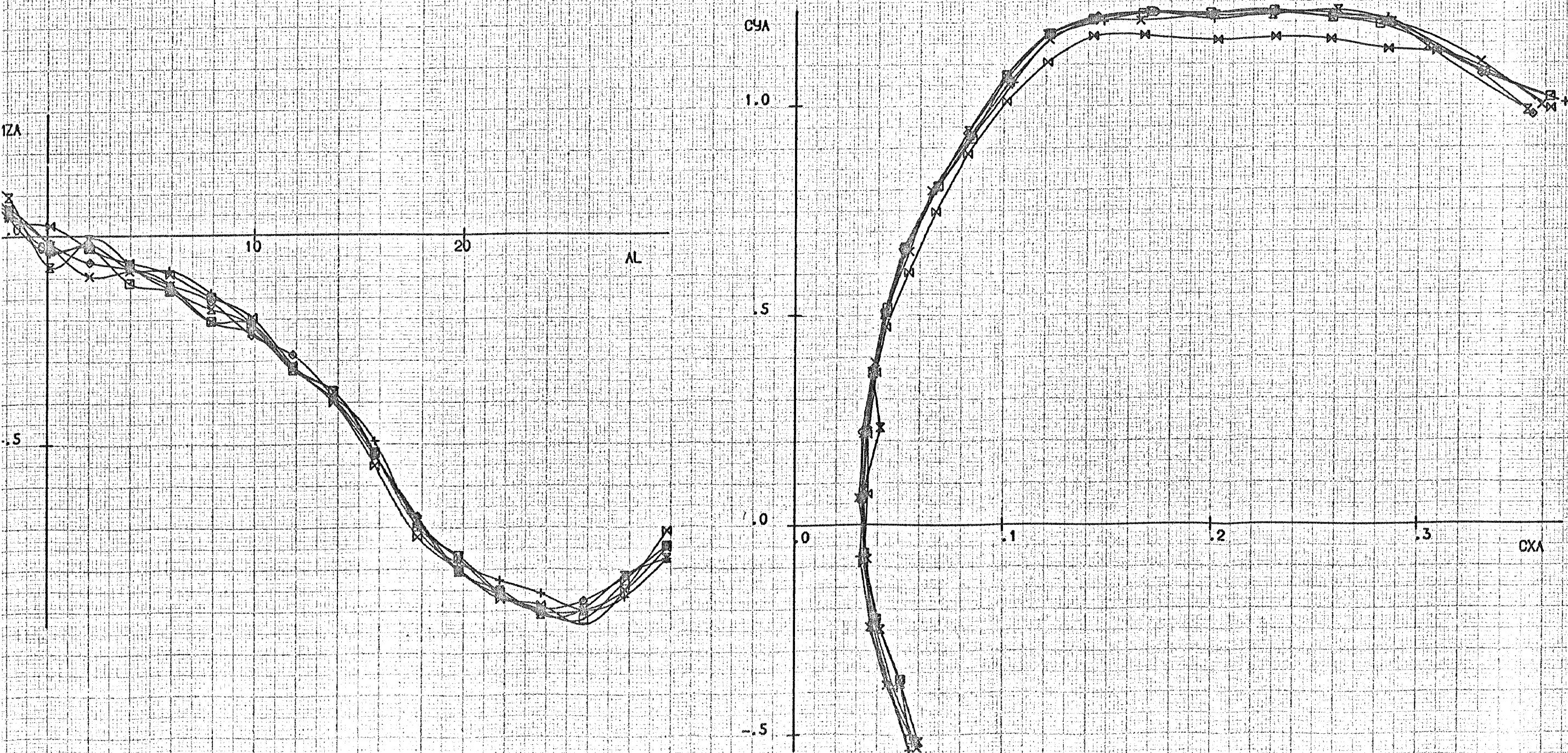


Рис.7. Характеристики
исходного варианта
аппарата. $\beta=0$

СТРВ	СТРН	СТЗЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
V	+	+	ПЕР	744.9	8.9	30.1	1.01×10^6

.) СЧА=F(CXA) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END



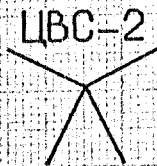


1679

AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0	-0	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	V	+	+	ПЕР	744.9	8.9	30.1	1.01 * 10 ⁶

CZ, MX, MY = F(AL) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2



ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 24

ПРОТ	МАРКЕР	СТРВ
327	+	+
328	x	+
329	o	+
330	□	+
331	x	+
346	■	-

5-я группа

с новым генератором
(без стружки)

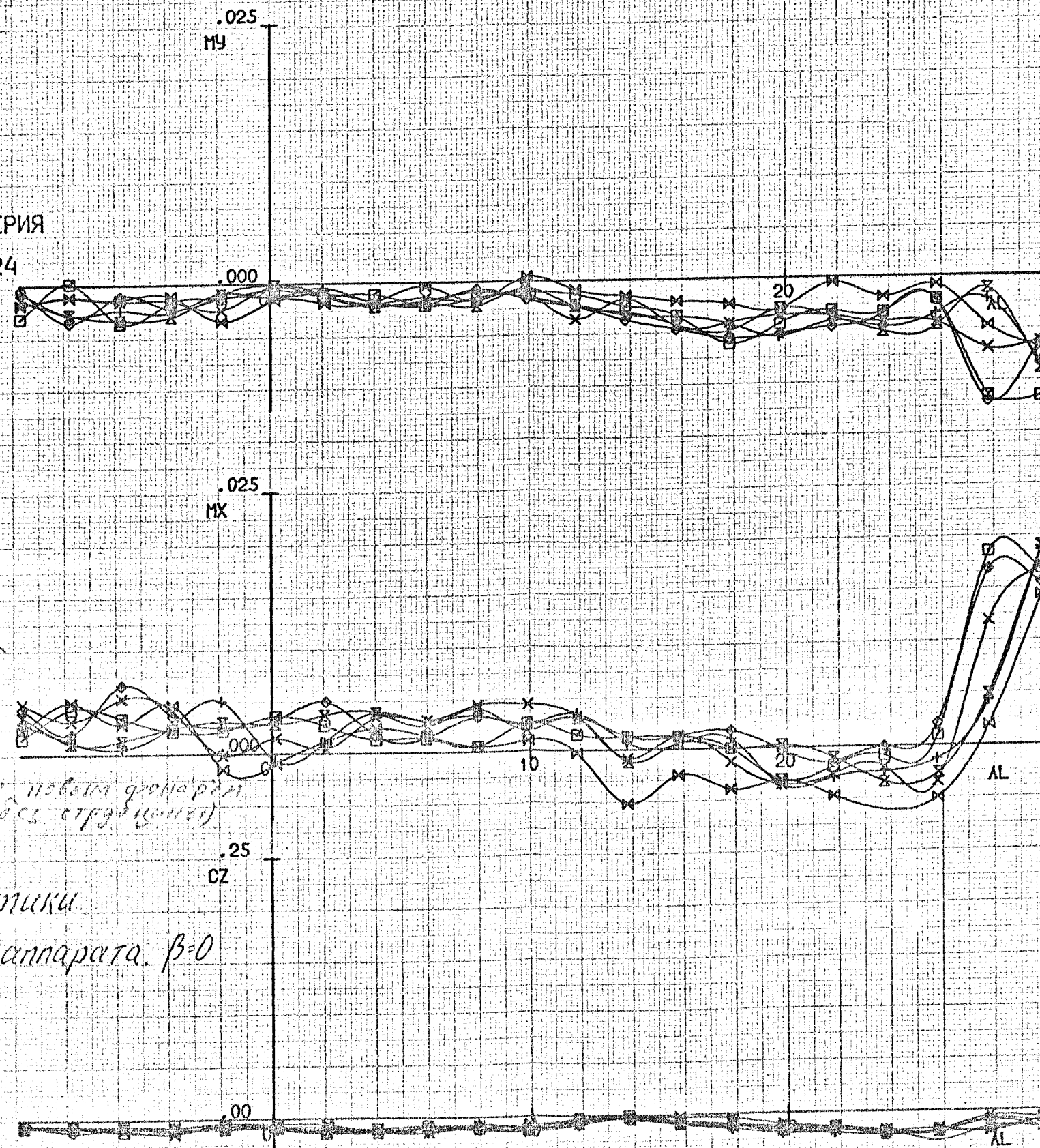


Рис 7а Характеристики
исходного варианта аппарата $\beta=0$

15.10

AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.8	-0.5	-0.6	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	V	744.1	8.9	30.1	1.008 · 10 ⁶

ЦВС-2

LCYA, SCYA, LCXA, SCXA, LMZA, SMZA = F(AL) KD(1,2), (3,4), (5,6) SM1,2,3,4,5,6 END

LCYA, LCXA, LMZA - средние арифметические значения характеристик.
SCYA, SCXA, SMZA - средние квадратичные погрешности измерений

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 12 1

ПРОТ	МАРКЕР	ПРОТ
1	+	1

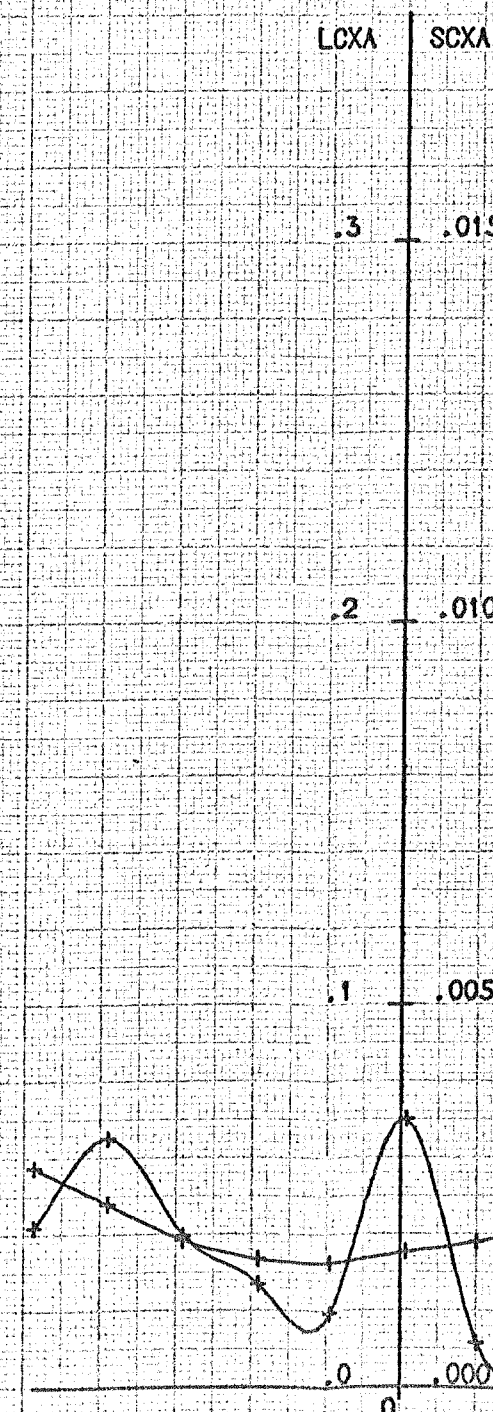
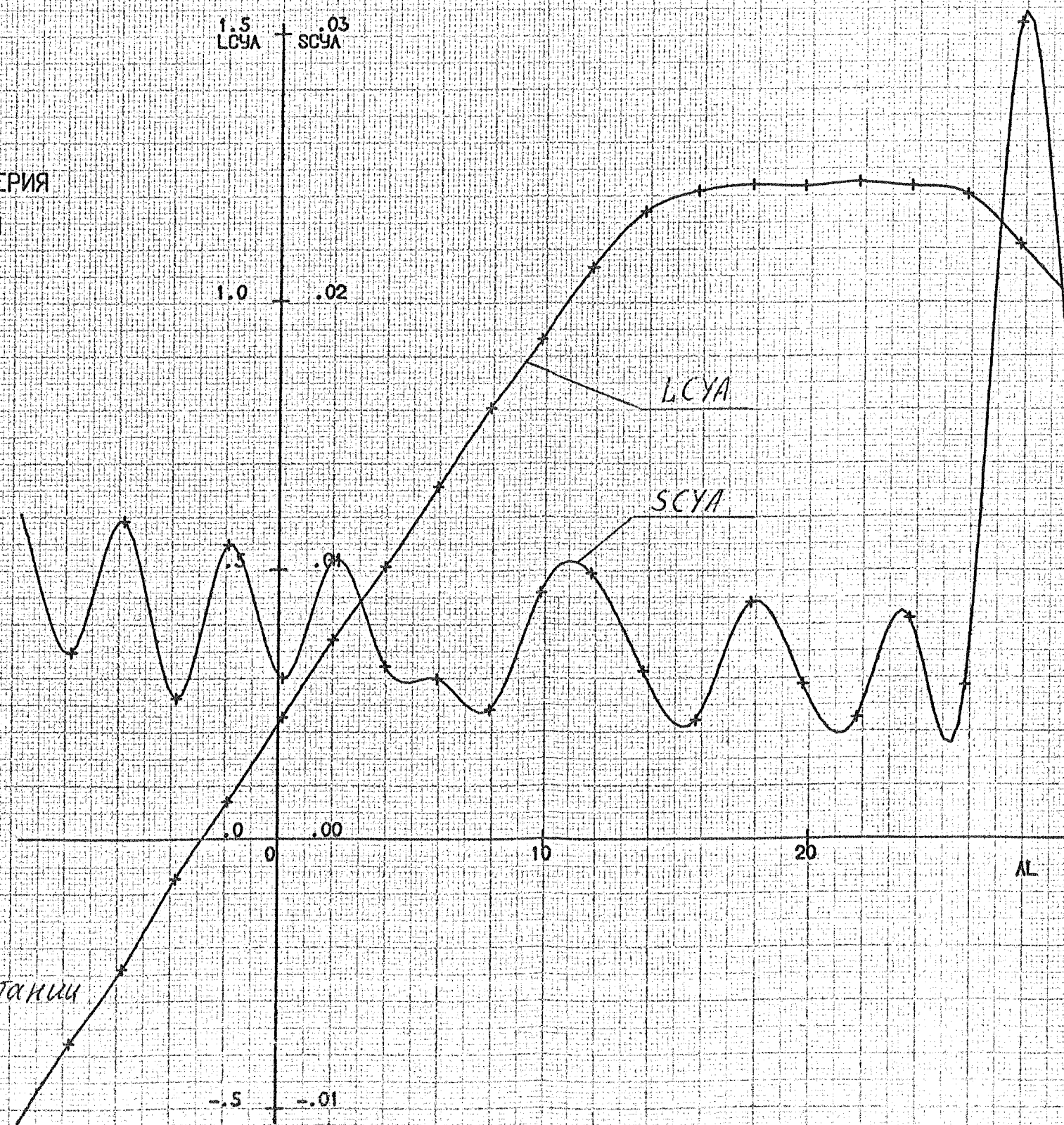
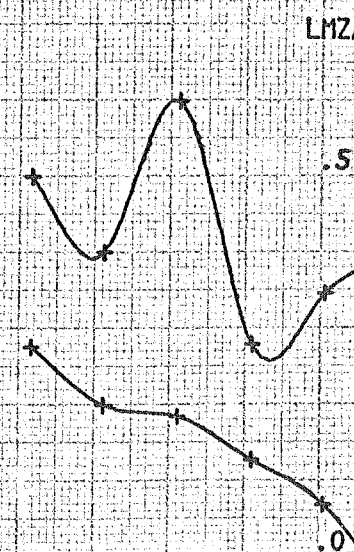
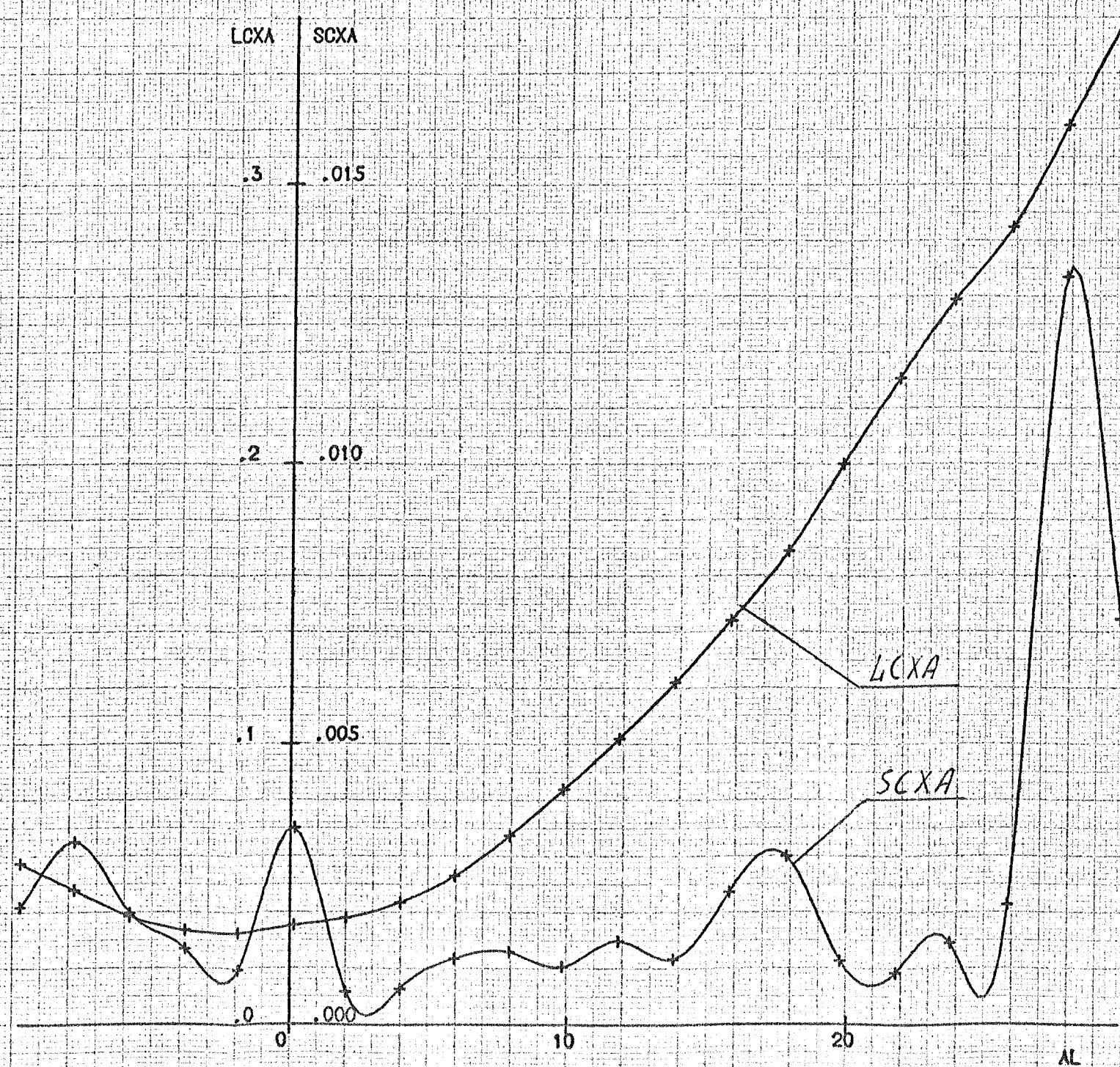
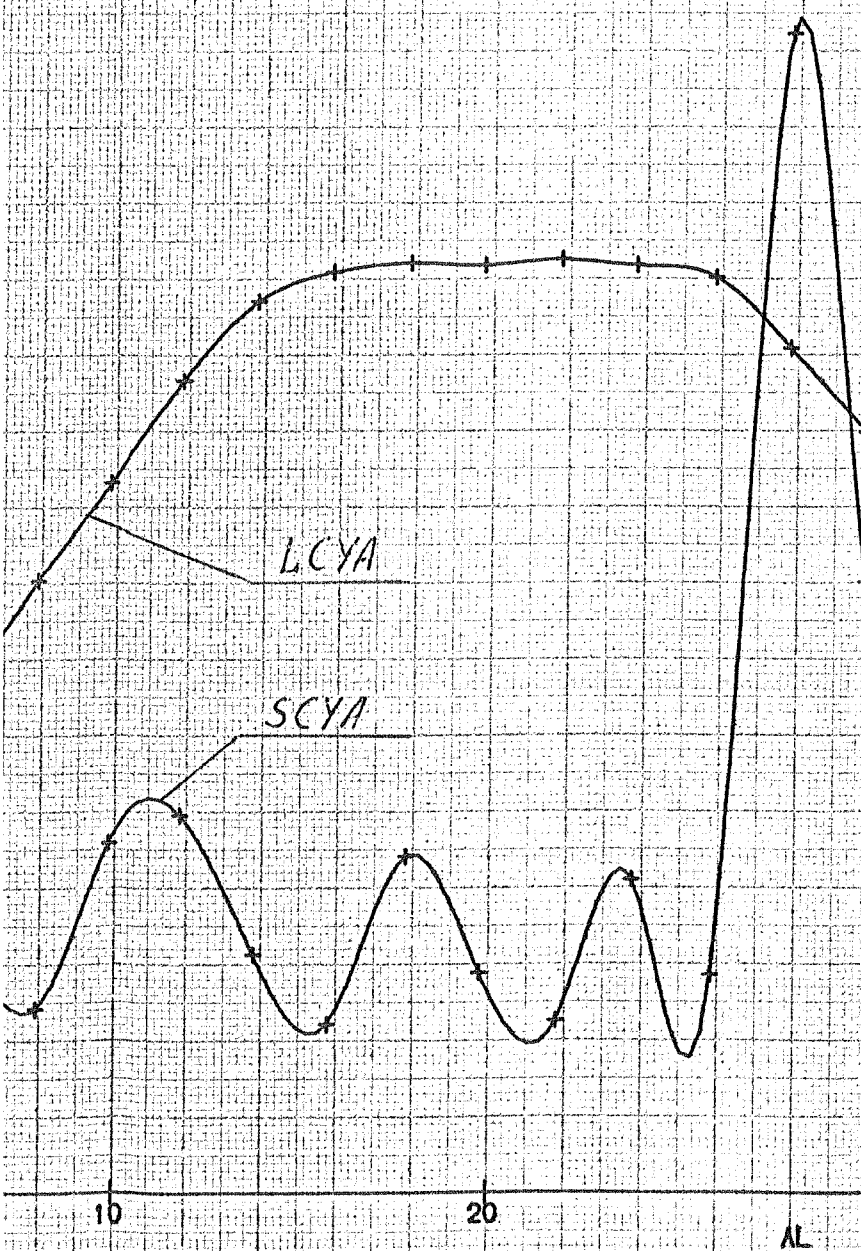


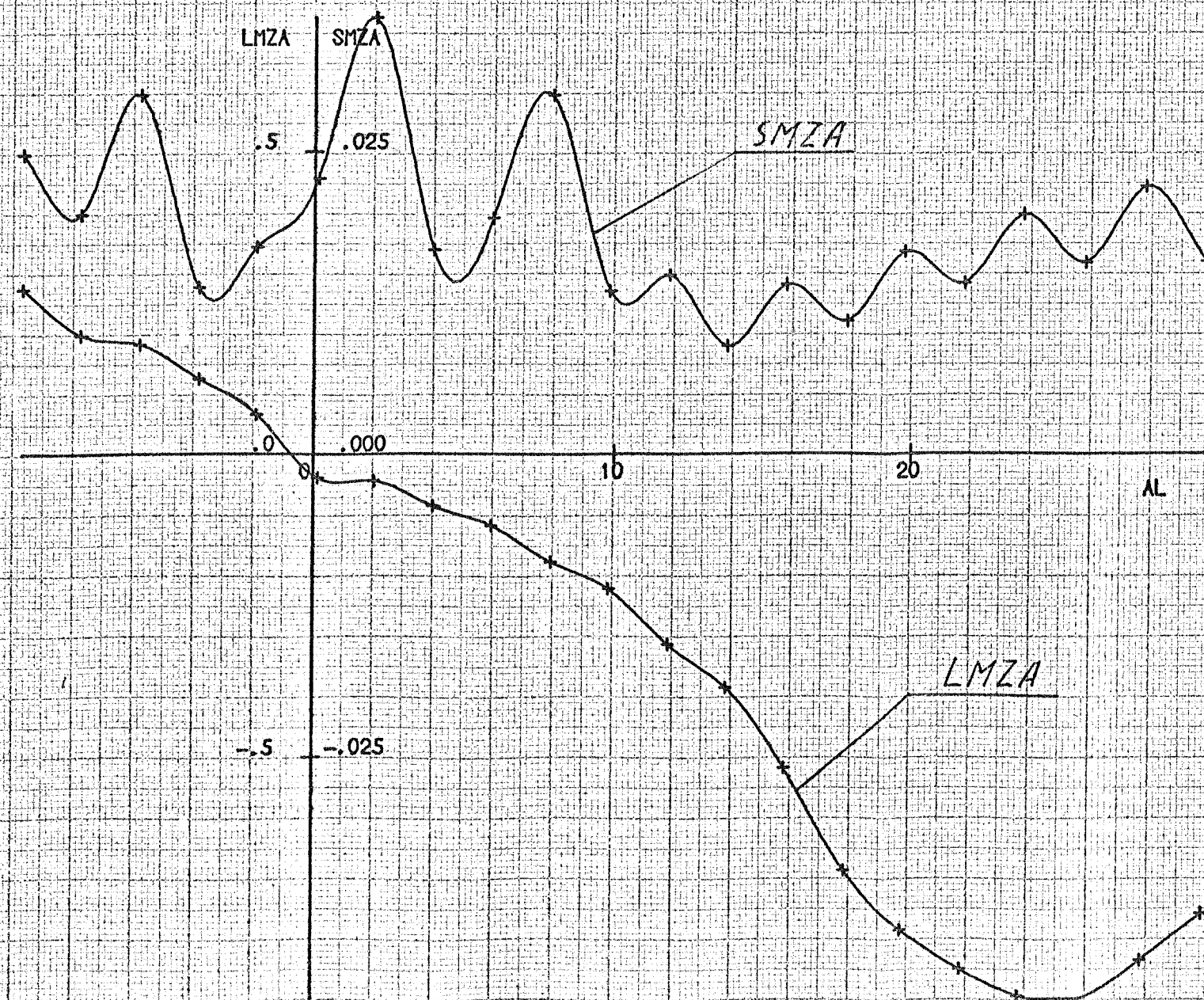
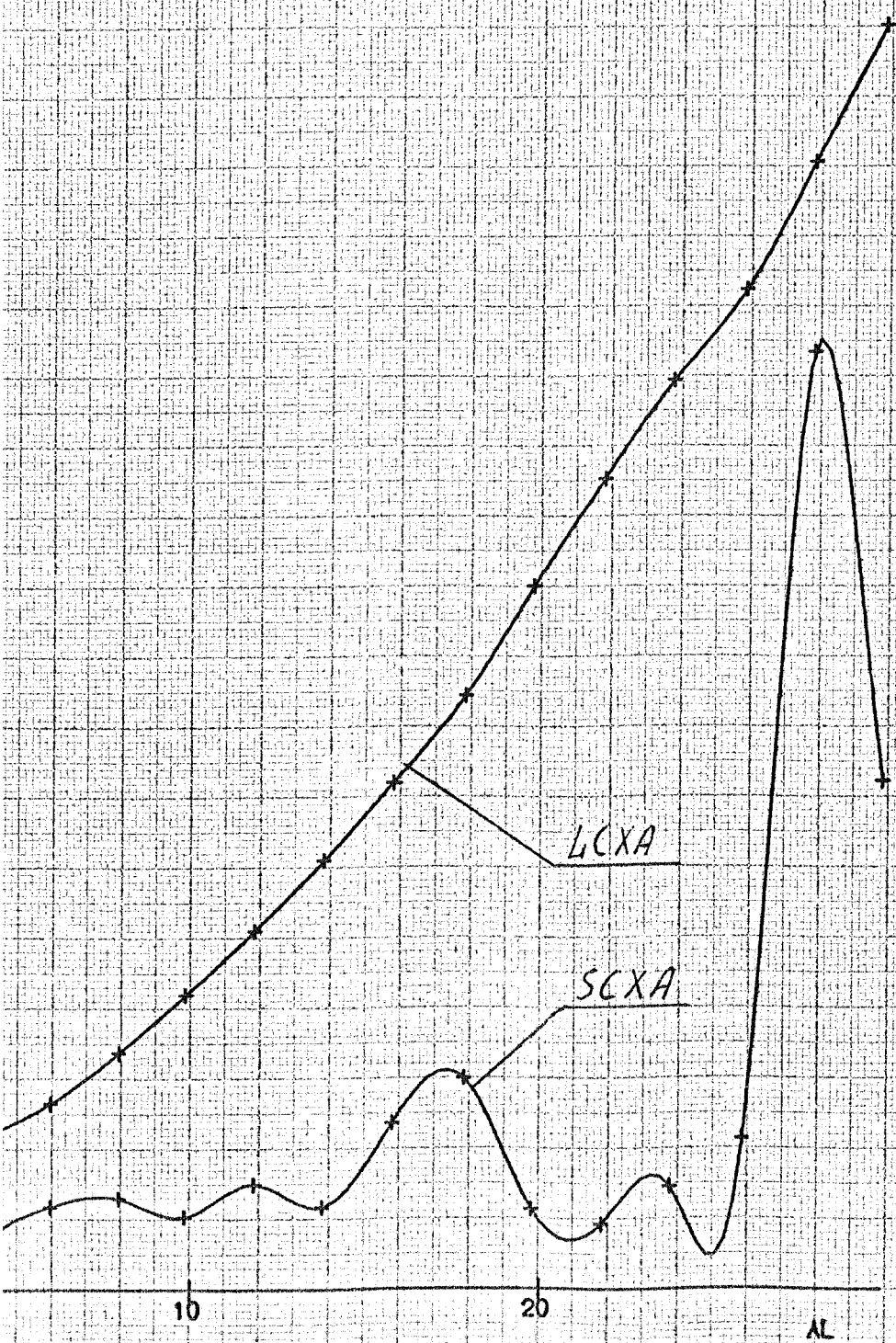
Рис. 8 Оценка погрешностей измерений при 5-кратном испытании исходного варианта.

ПРОТ	РА	Т	V	RE
V	744.1	8.9	30.1	1.008·10 ⁶

(1,2), (3,4), (5,6) SM1,2,3,4,5,6 END

ические значения характеристик.
атичные погрешности измерений





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.8	-0.5	-0.6	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	V	744.1	8.9	30.1	1.008 · 10 ⁶

LCZ, SCZ, LMX, SMX, LMY, SMY = F(AL) KD(1,2), (3,4), (5,6) SM1,2,3,4,5,6 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ
T-101 80 13

СЕРИЯ
1

ПРОТ	МАРКЕР	ПРОТ
2	+	2



Рис. 8а Оценка погрешностей измерений при 5-кратном испытании исходного варианта.

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
P	0	0	0	0	0	V	ИСХОД	ПЕР	ПЕР	ПЕР	ПЕР	744.5	8.5	ПЕР	ПЕР

СЧА, MZA=F(AL) СЧА=F(CXA) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 1

ПРОТ	МАРКЕР	ХВУЗЛ
321	+	УДЛ
326	×	КОРОТ
327	◊	КОРОТ
332	◻	КОРОТ

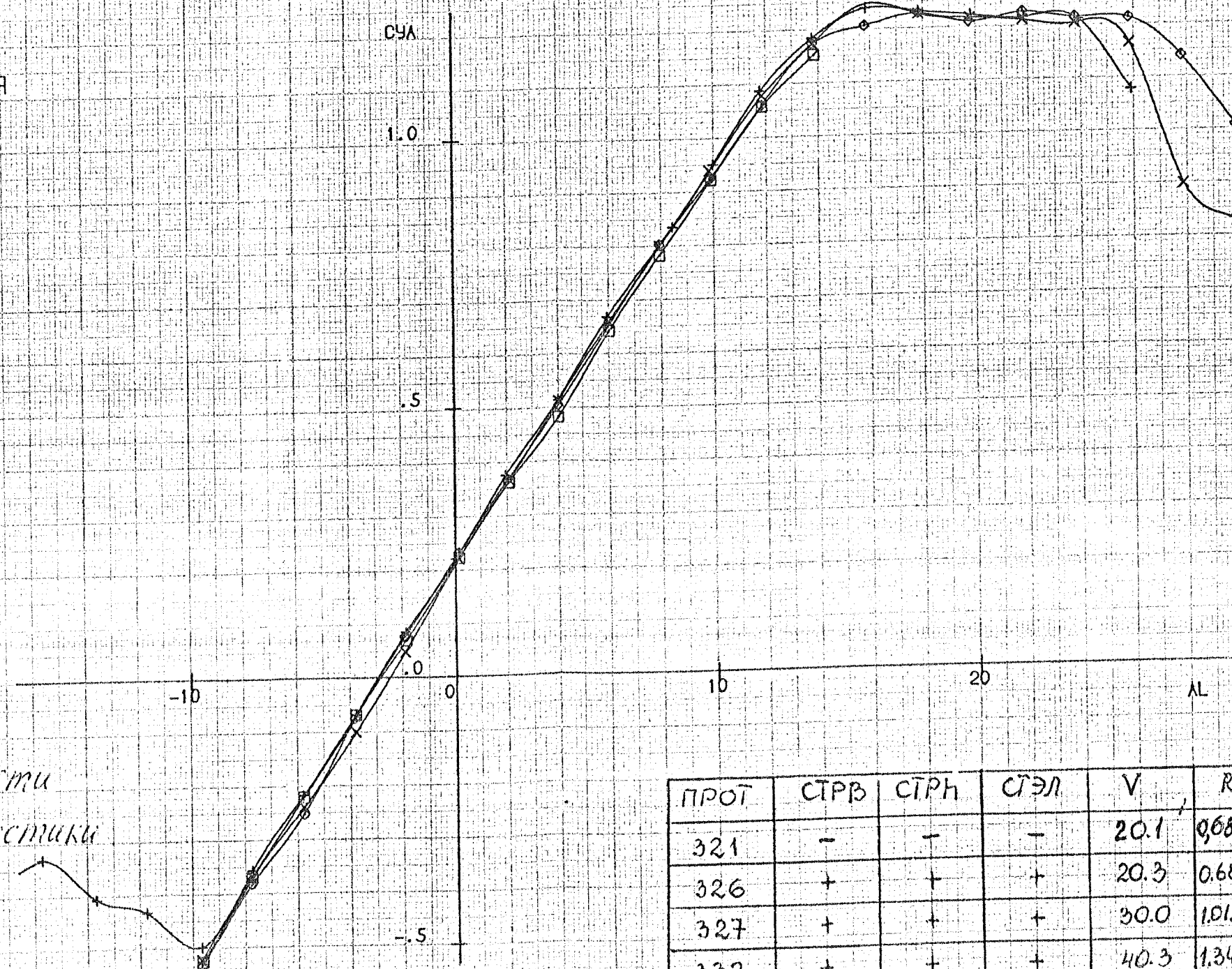
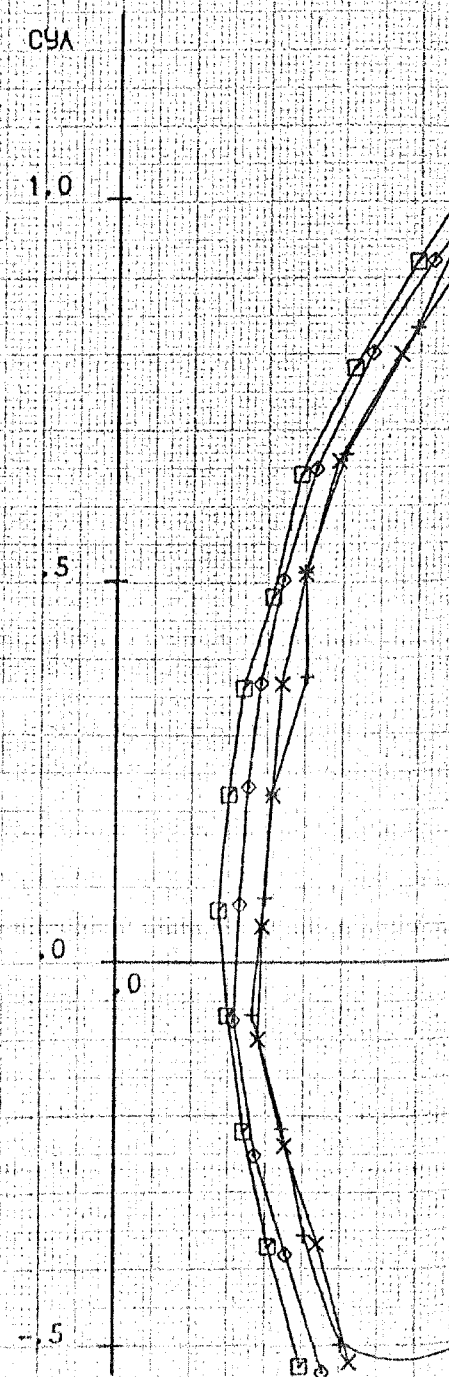
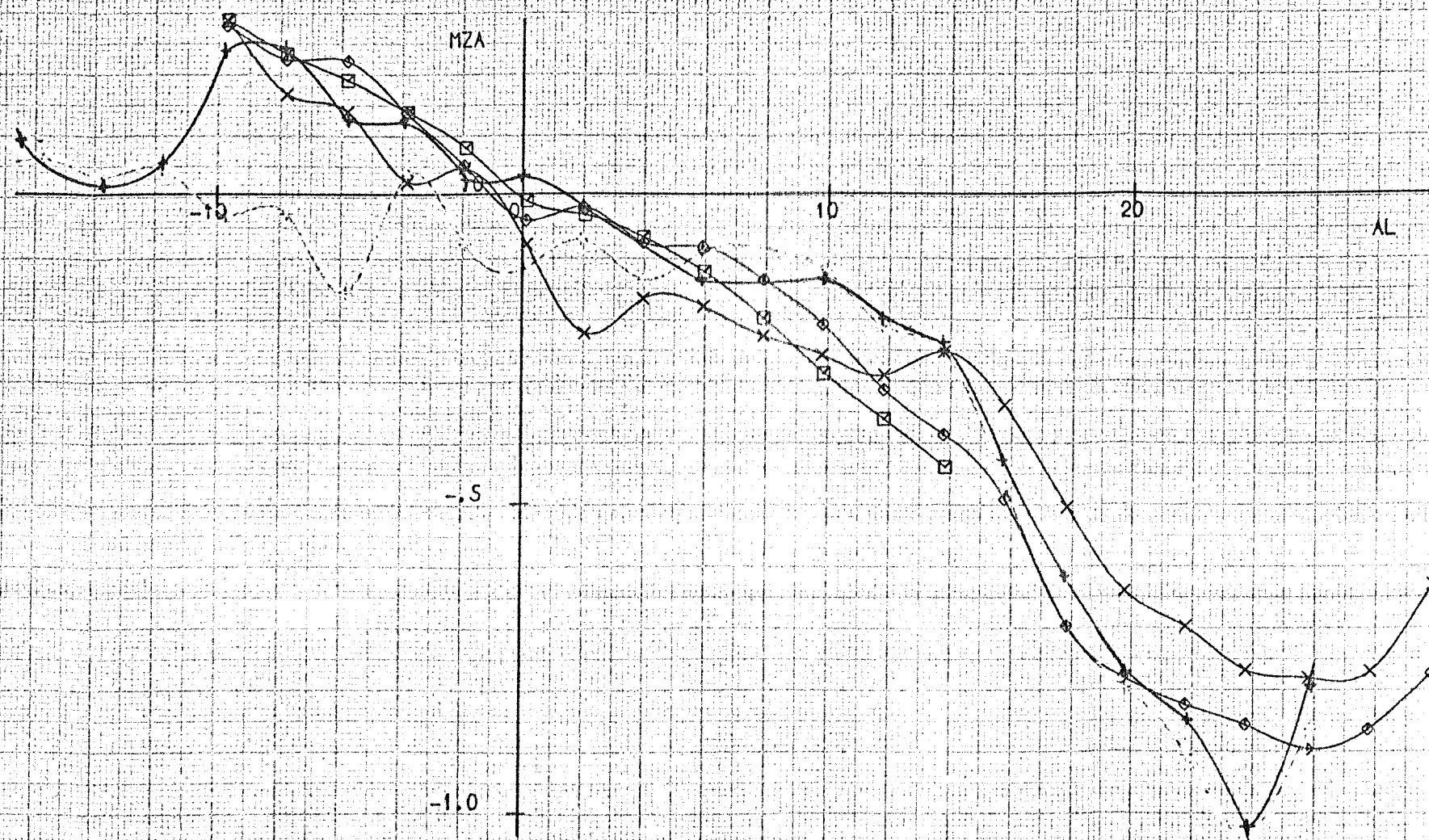
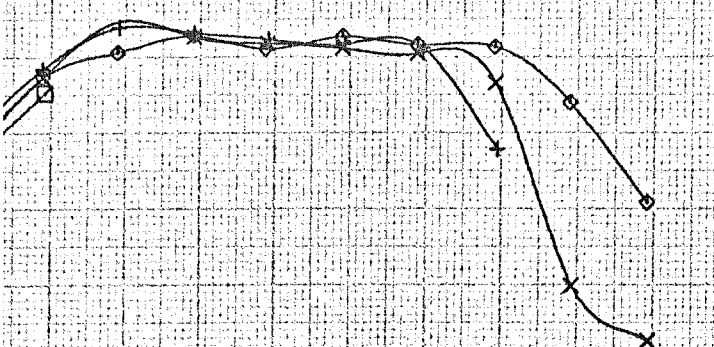


Рис. 9. Влияние скорости потока на характеристики исходного варианта аппарата. $\beta=0$

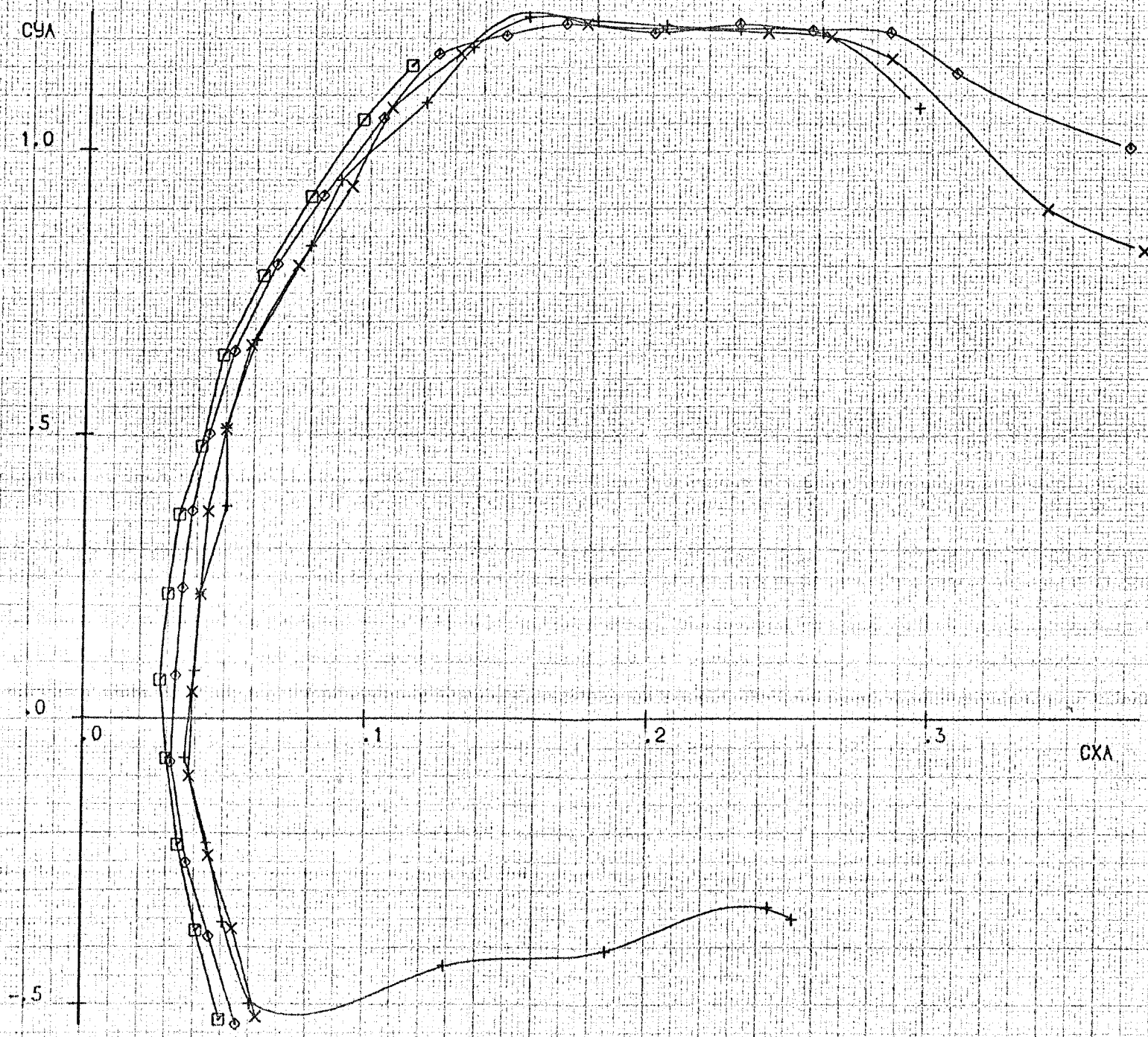
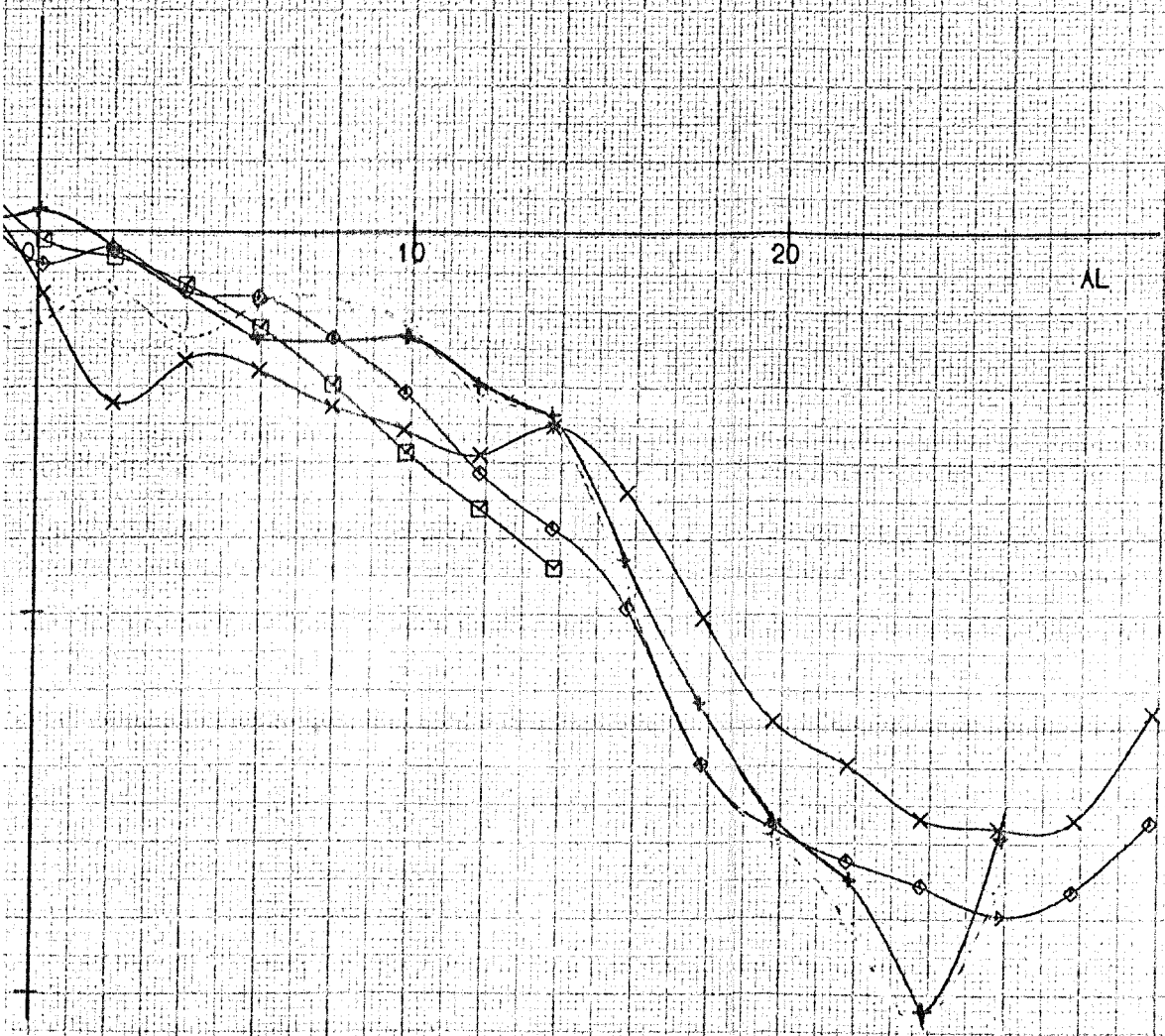
ПРОТ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	V	RE
321	-	-	-	20.1	$0.68 \cdot 10^6$
326	+	+	+	20.3	$0.685 \cdot 10^6$
327	+	+	+	30.0	$1.012 \cdot 10^6$
332	+	+	+	40.3	$1.348 \cdot 10^6$

P



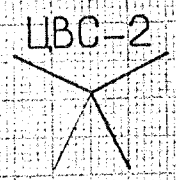
CTPB	CTPH	CTЭЛ	V	RE
-	-	-	20.1	$0,68 * 10^6$
+	+	+	20.3	$0.685 * 10^6$
+	+	+	30.0	$1.012 * 10^6$
+	+	+	40.3	$1.348 * 10^6$

24/2



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	0	0	0	0	V	ИСХОД	ПЕР	ПЕР	ПЕР	ПЕР	744.5	8.5	ПЕР	ПЕР

CZ, MX, MY=F(AL) КО(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END



ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 23

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	ХВУЗЛ	СТРВ
-	321	+	УДЛ	-
+	326	x	КОРОТ	+
+	327	o	КОРОТ	+
+	332	□	КОРОТ	+

ПРОТ	СТЭЛ	V	RE
321	-	30.1	$1.012 \cdot 10^6$
326	+	20.3	$0.685 \cdot 10^6$
327	+	30	$1.012 \cdot 10^6$
332	+	40.3	$1.348 \cdot 10^6$

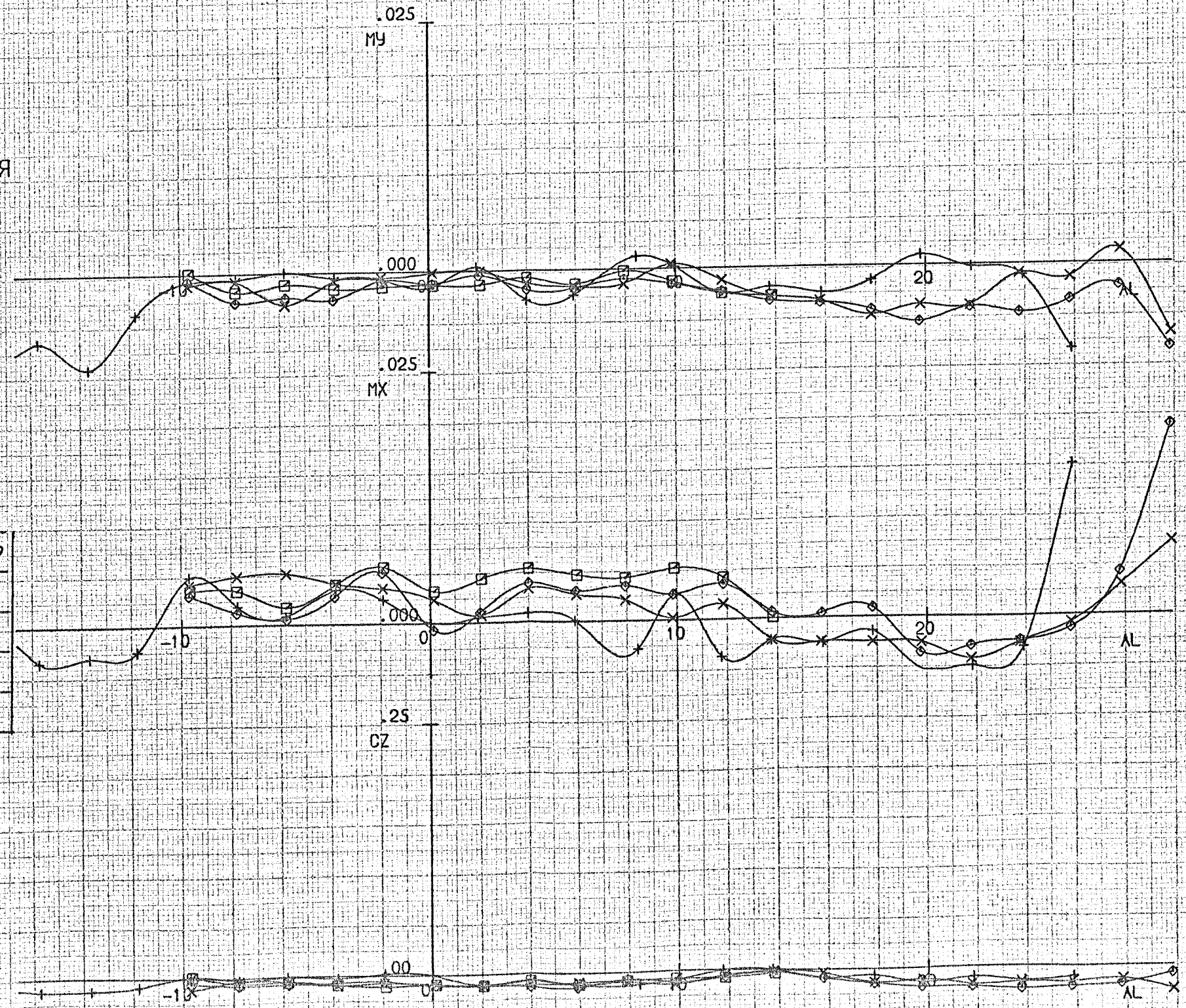


Рис. 9а Влияние скорости потока на характеристики исходного варианта при $\beta=0.1$.

AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-0	-0	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	ПЕР	741	9.2	ПЕР	ПЕР

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ T3 СЕРИЯ
T-101 80 11 9

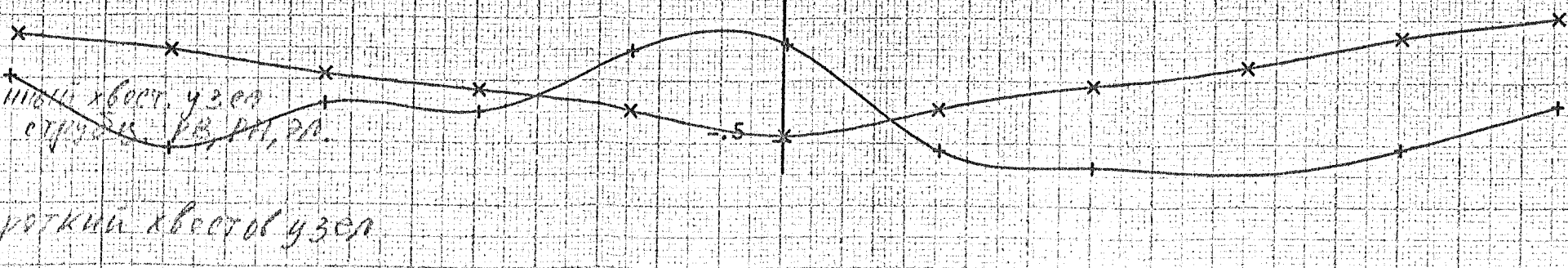
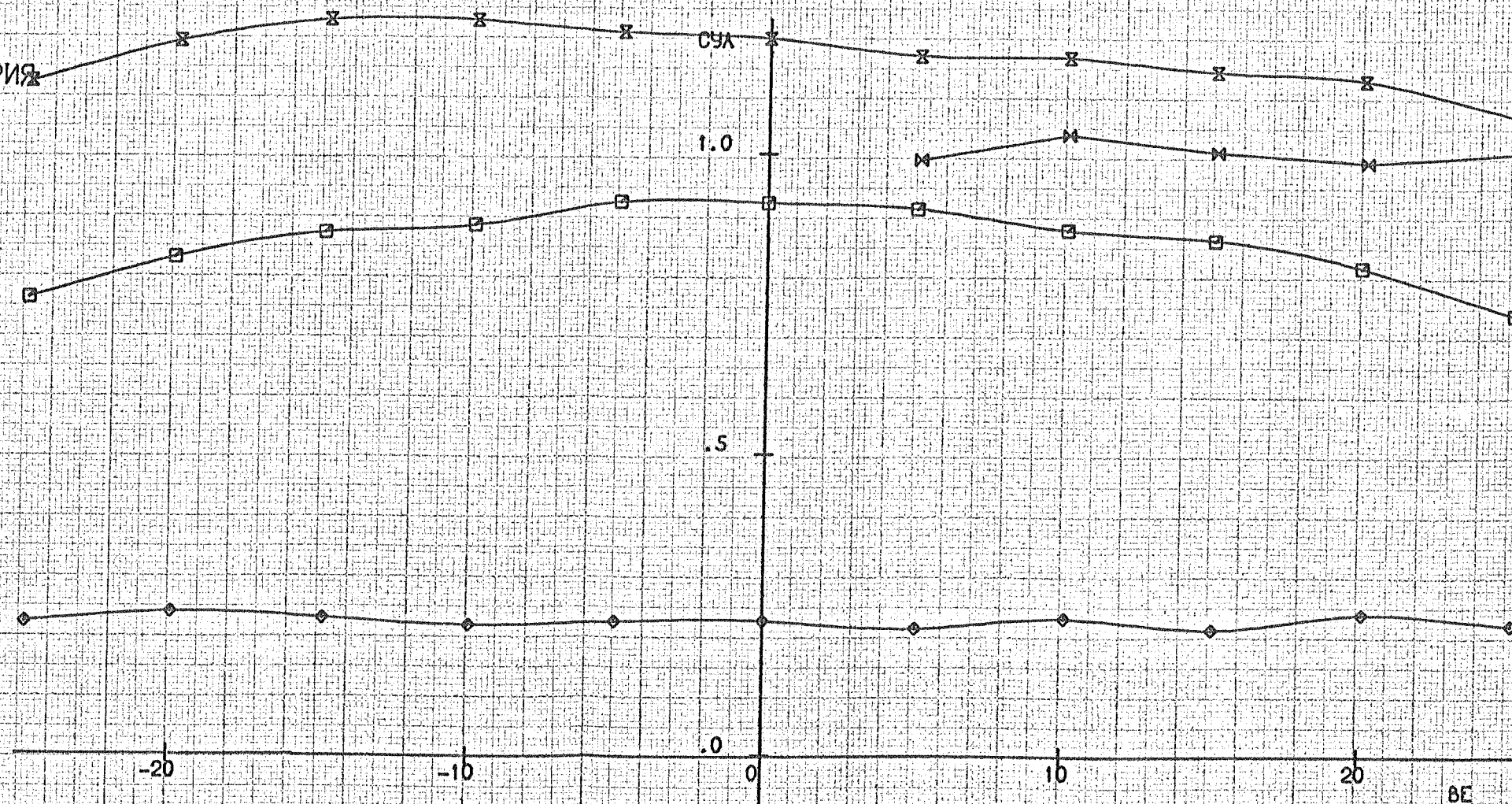
ПРОТ	МАРКЕР	AL
323	+	-16.6
322	x	-9.7
334	◇	0.1
335	□	9.9
336	⊗	19.8
337	⊗	29.8

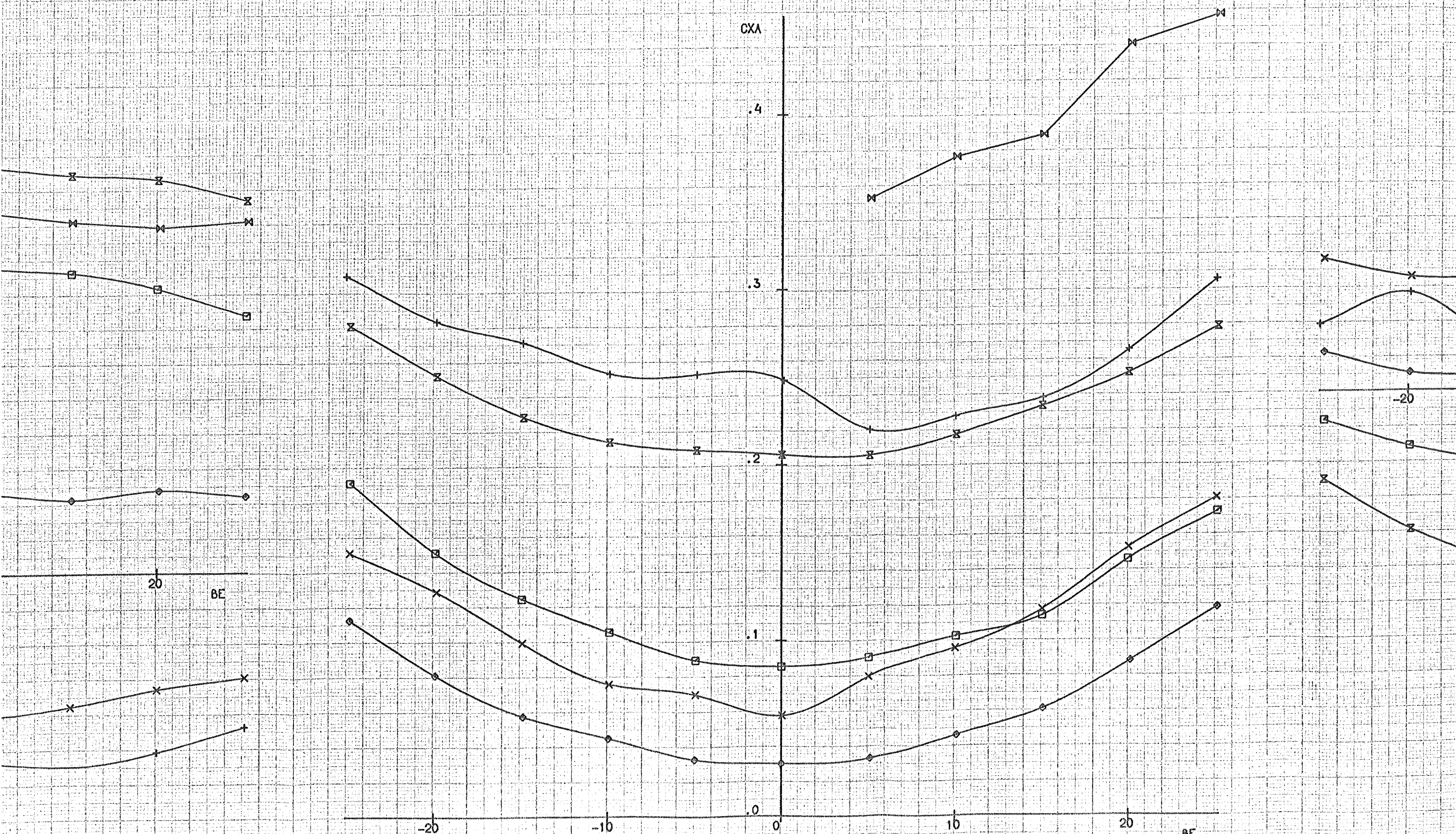
ПРОТ	V	RE
323	20.3	0.674×10^6
322	20.4	0.675×10^6
334	30.2	1.01×10^6
335	30.1	1.009×10^6
336	30.1	1.007×10^6
337	30.2	1.002×10^6

длинный хвост узел
без стрелы, PB, PH, PL

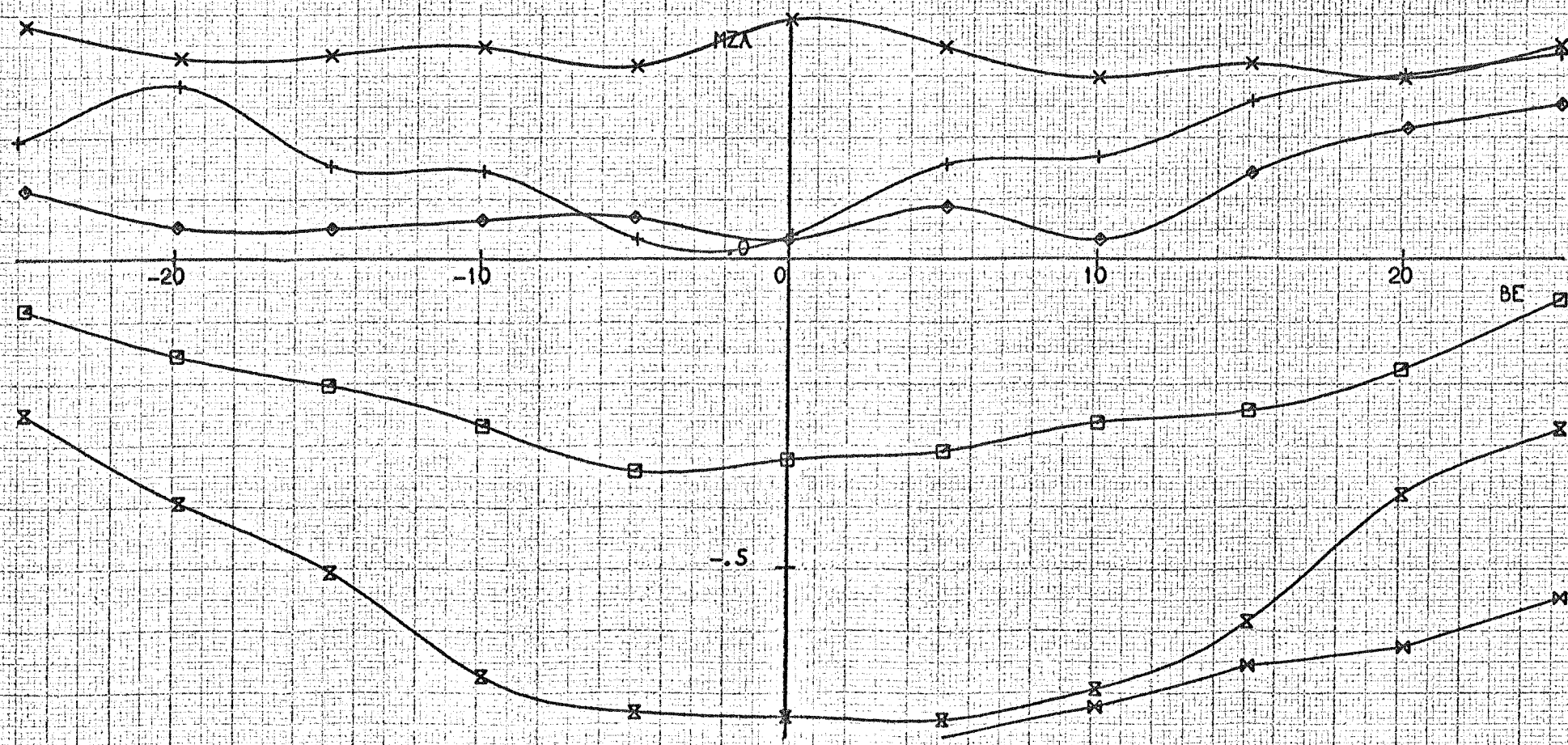
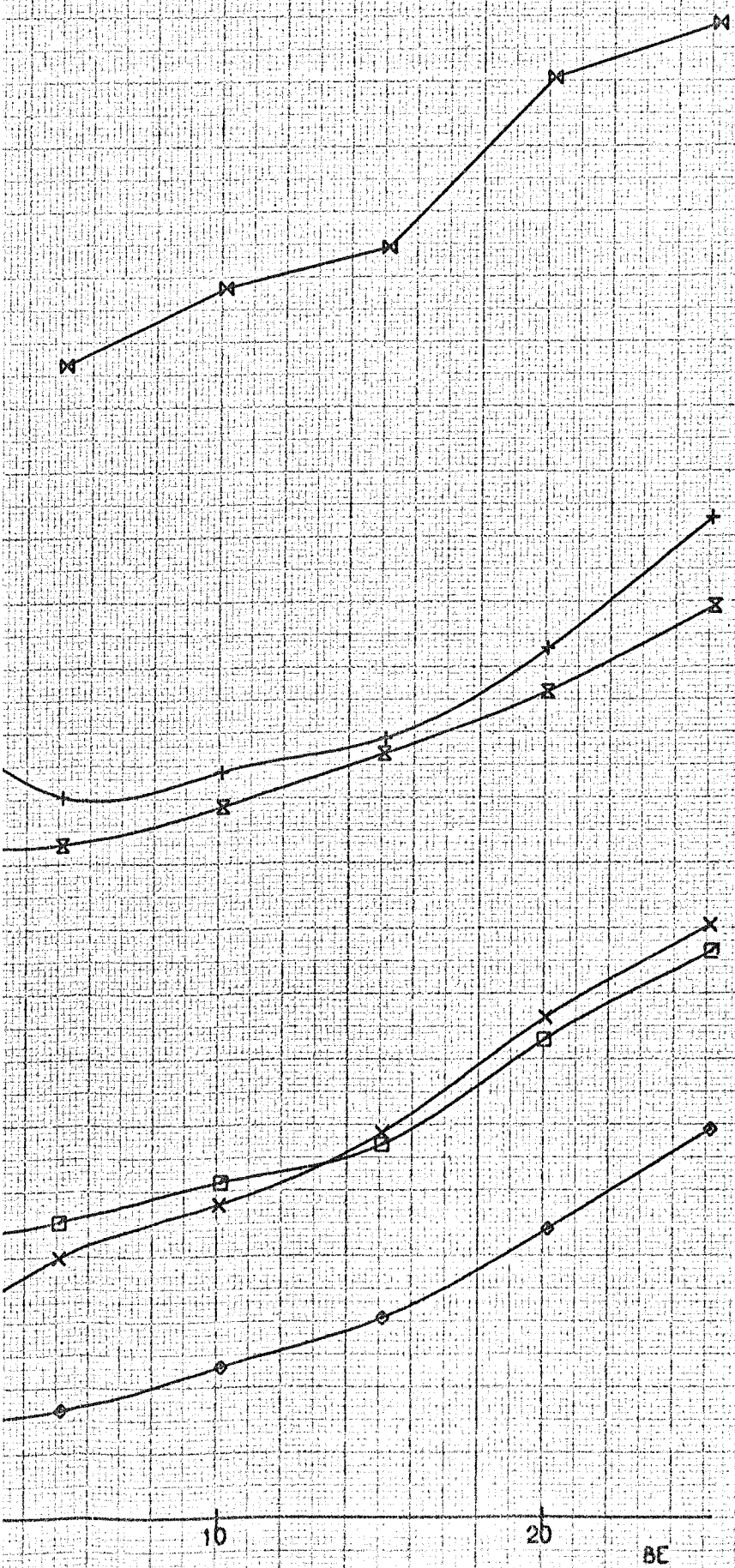
короткий хвост узел

Рис. 10. Характеристики исходного варианта аппарата при $\alpha = \text{const}$





annapama npu $\alpha = \text{const}$



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-0.	-0.	-0.	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	ПЕР	741	9.2	ПЕР	ПЕР

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

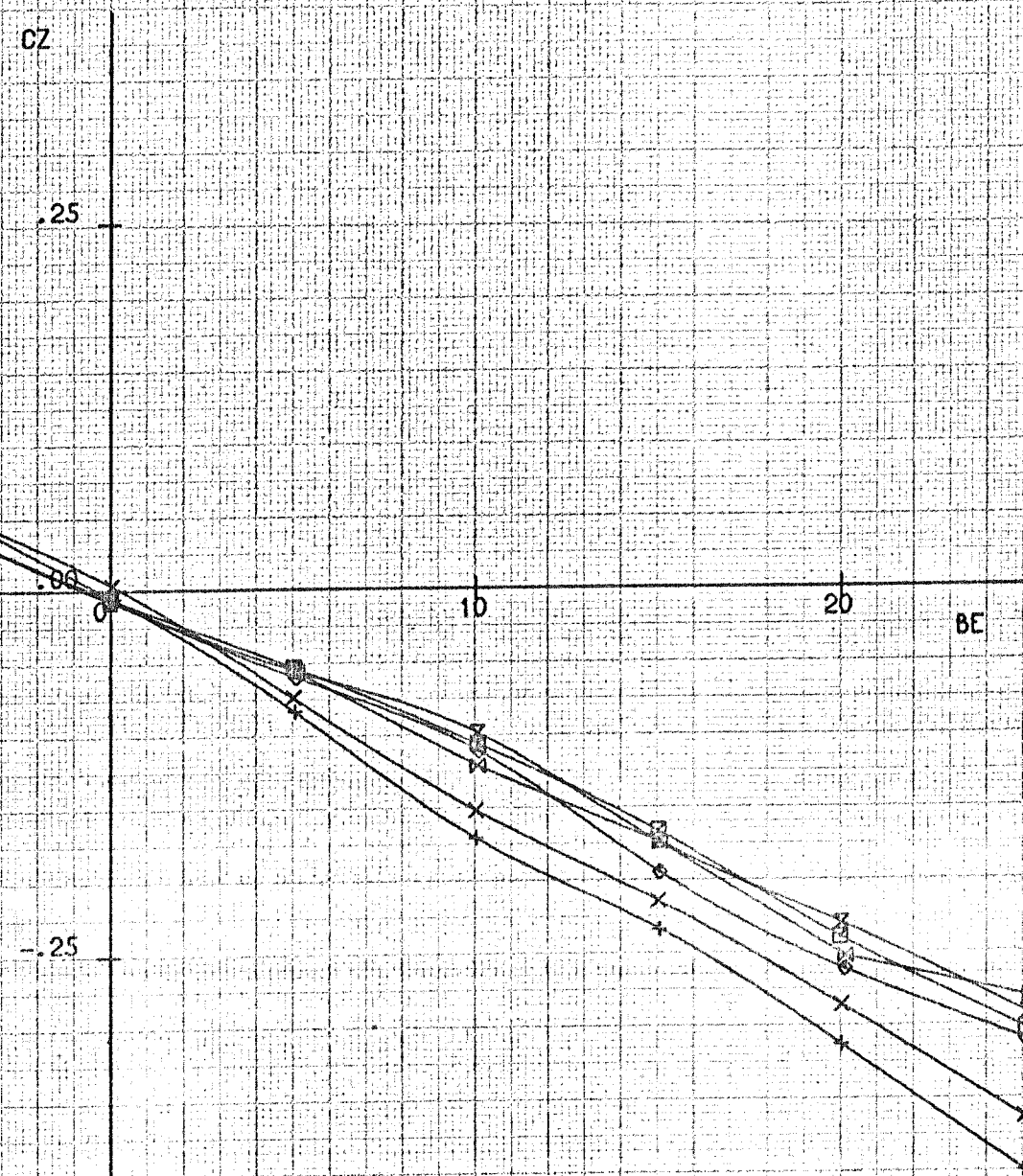
ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 31

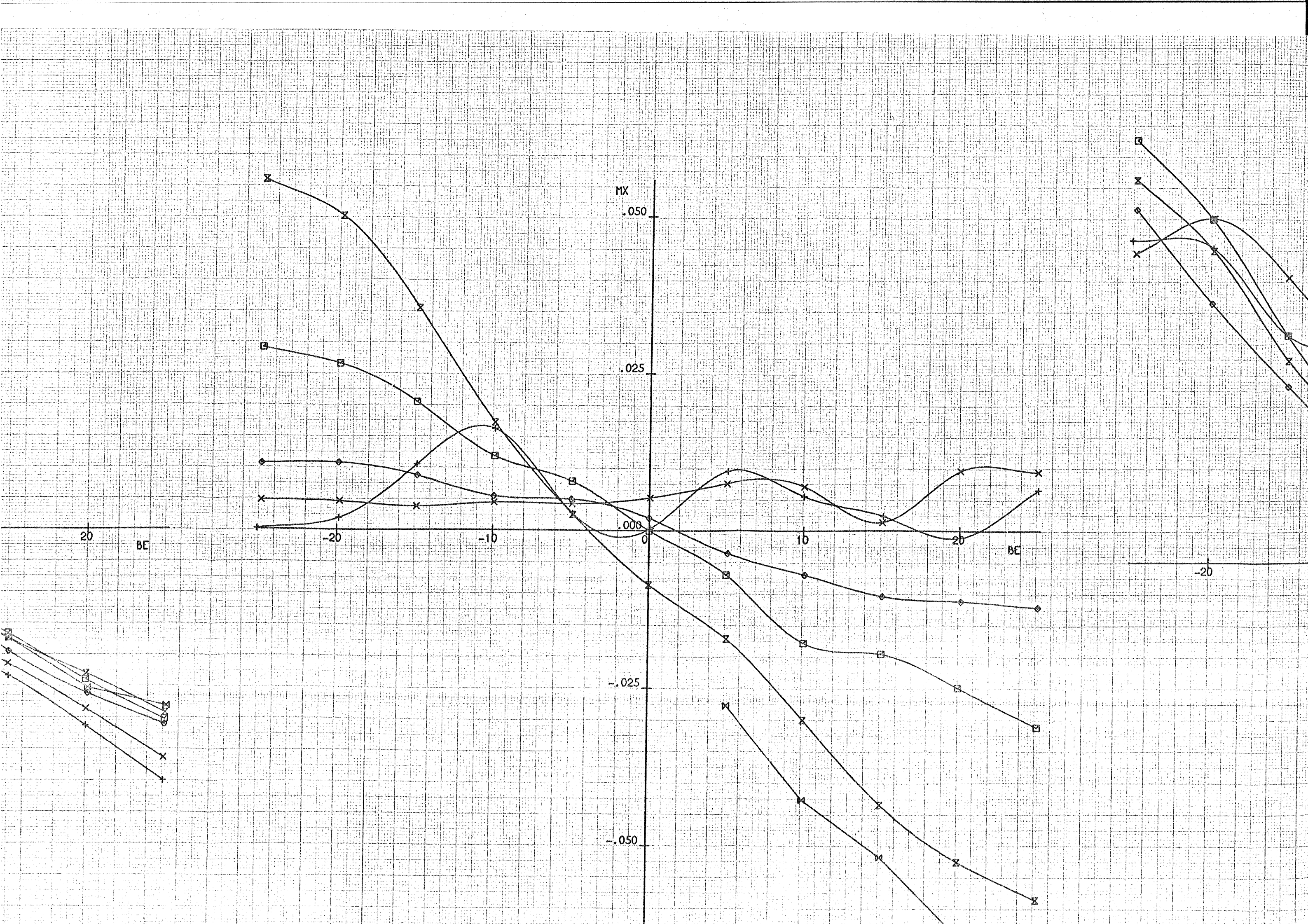
RE	ПРОТ	МАРКЕР	AL	V
$0.674 \cdot 10^6$	323	+	-16.6	20.3
$0.675 \cdot 10^6$	322	x	-9.7	20.4
$1.01 \cdot 10^6$	334	o	0.1	30.2
$1.009 \cdot 10^6$	335	□	9.9	30.1
$1.007 \cdot 10^6$	336	x	19.8	30.1
$1.002 \cdot 10^6$	337	x	29.8	30.2

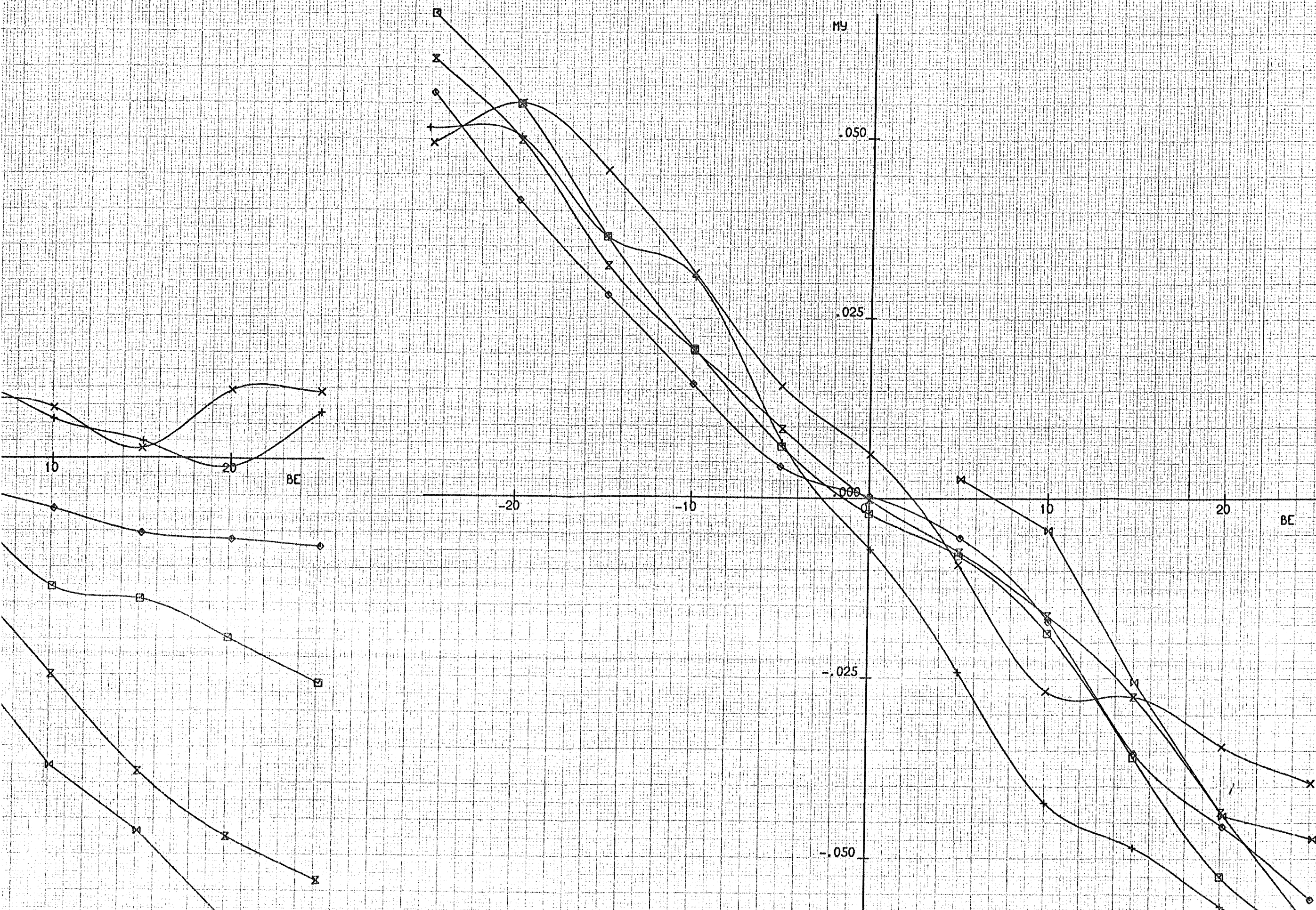
↑
в пр 337 сорвало фланец

длинный хвостовой узел
без-20 стружки, РВ, РН, ЭЛ-10
короткий хвостовой узел

Рис. 10а. Характеристики исходного варианта аппарата. $\alpha = \text{const}$







AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	V	-0.1	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	-	+	+	ПЕР	748.9	8.7	30.2	$1.02 \cdot 10^6$

СУА, MZA = F(AL) СУА = F(CXA) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 5

ПРОТ	МАРКЕР	PB
343	+	-20.1
344	x	-9.9
346	o	0
347	□	10
348	⊗	20.1
349	⊗	20.1

обратный
ход пр. 348

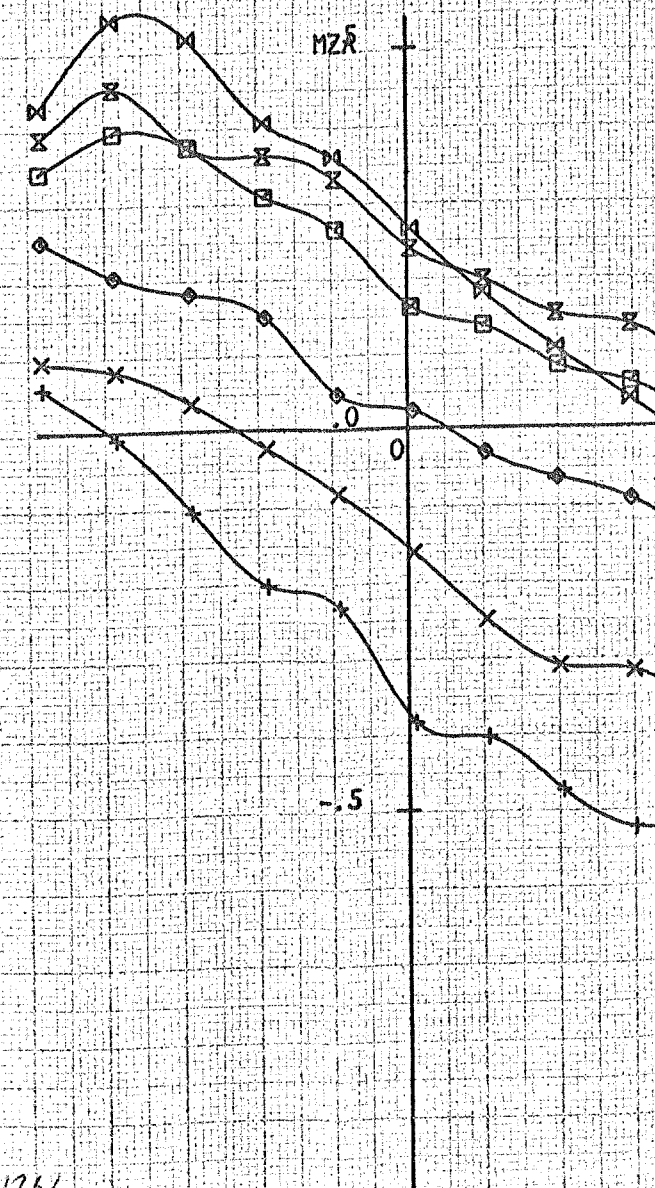
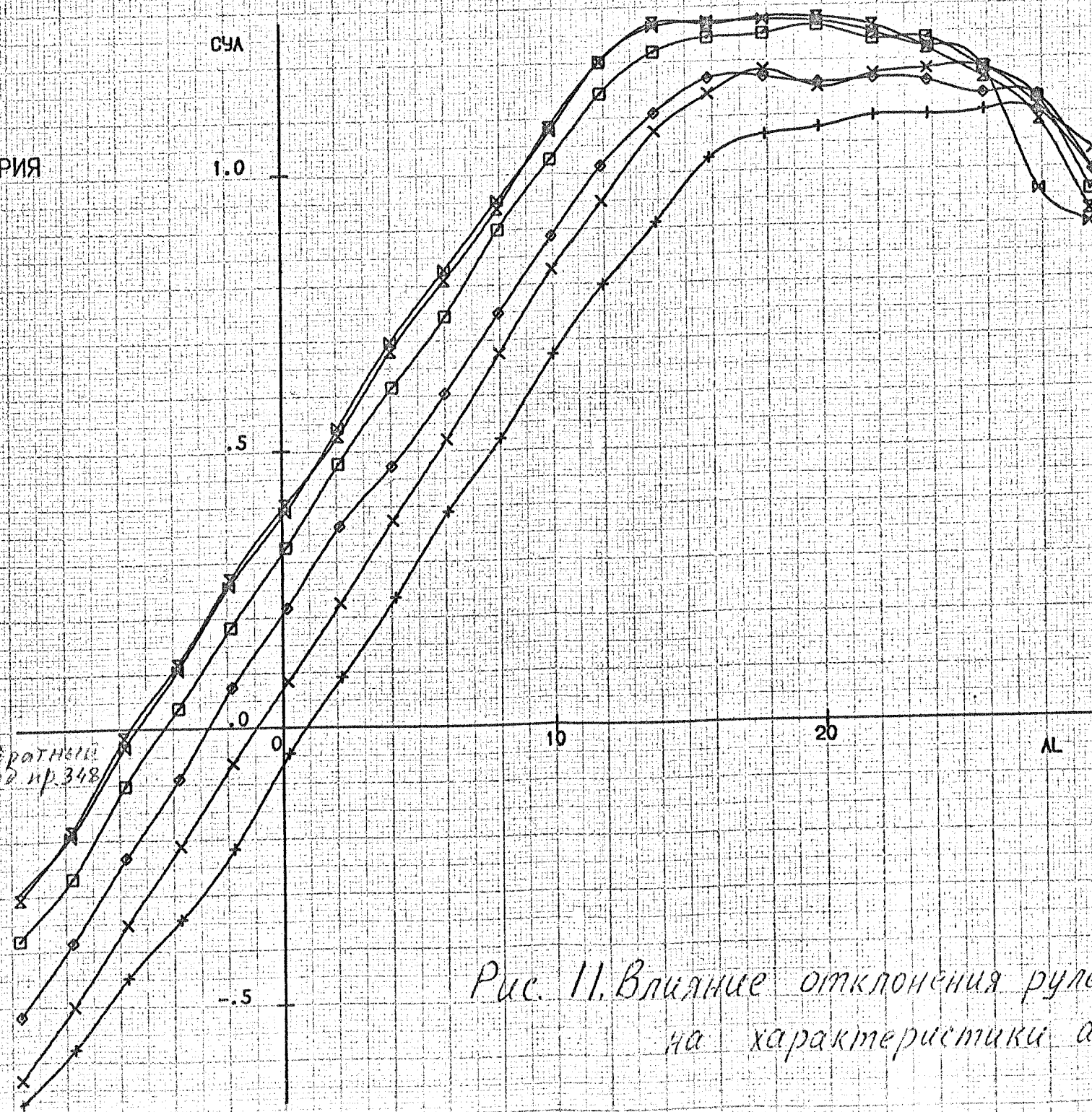


Рис. 11. Влияние отклонения рулей высоты на характеристики аппарата. $\beta=0$

СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
+	ПЕР	748.9	8.7	30.2	$1.02 \cdot 10^6$

А) КД(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

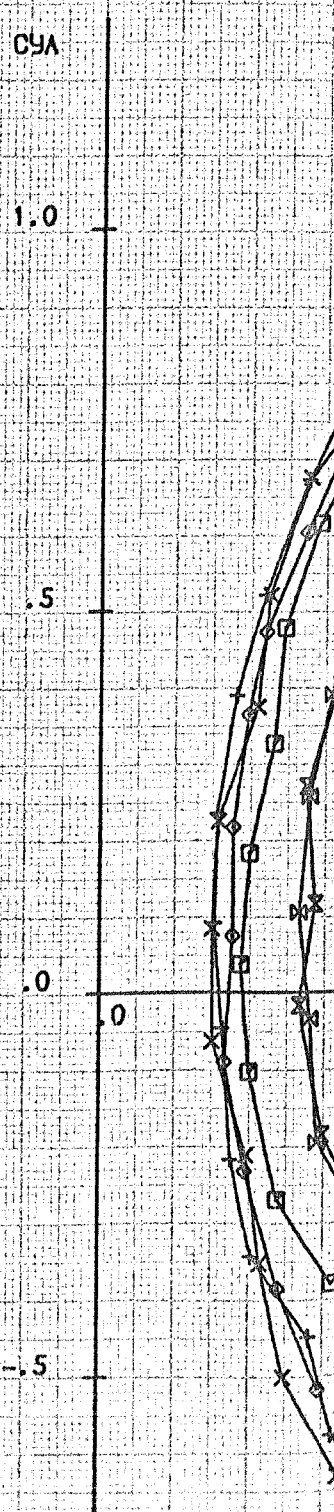
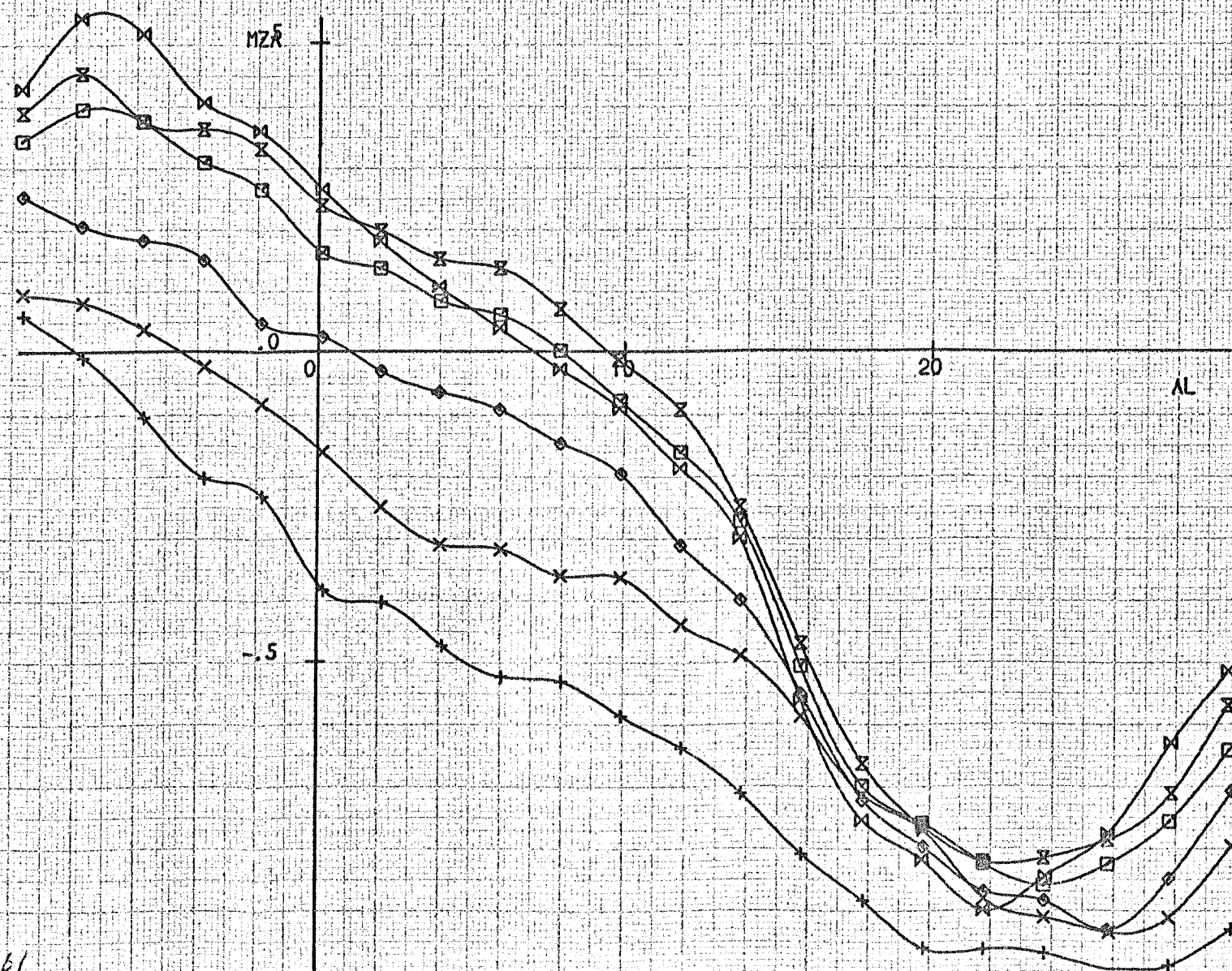
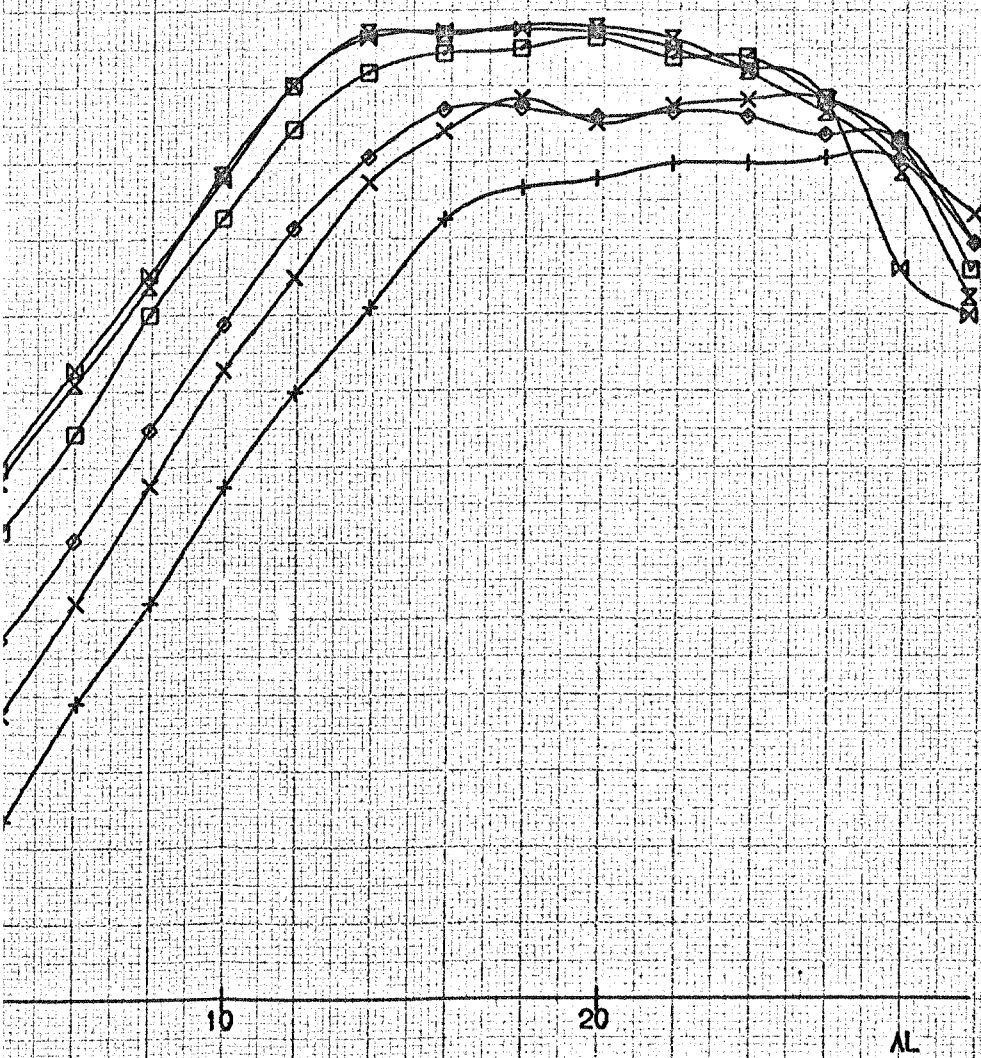
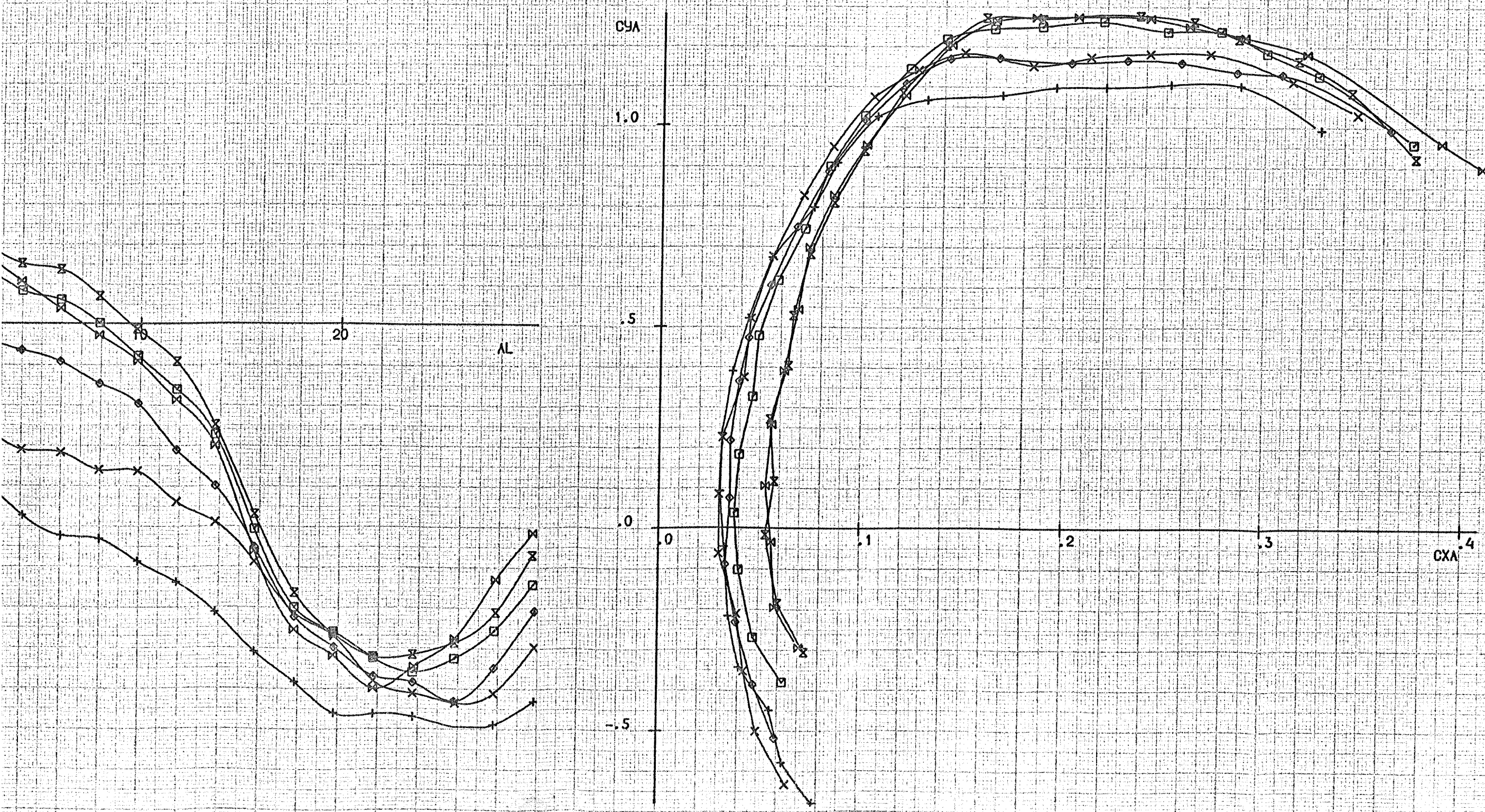
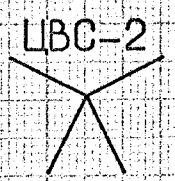


Рис. 11. Влияние отклонения рулей высоты на характеристики аппарата $\beta=0$



AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	V	-0	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	-	+	+	ПЕР	748.9	8.7	30.2	1.02*10 ⁶

CZ, MX, MY=F(AL) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END



ОБЪЕКТ	МОДЕЛЬ	T3	СЕРИЯ
T-101	80	11	27

ПРОТ	МАРКЕР	PB
343	+	-20.1
344	x	-9.9
346	o	0
347	□	10
348	⊗	20.1
349	⊠	20.1

обратный ход пр. 348.

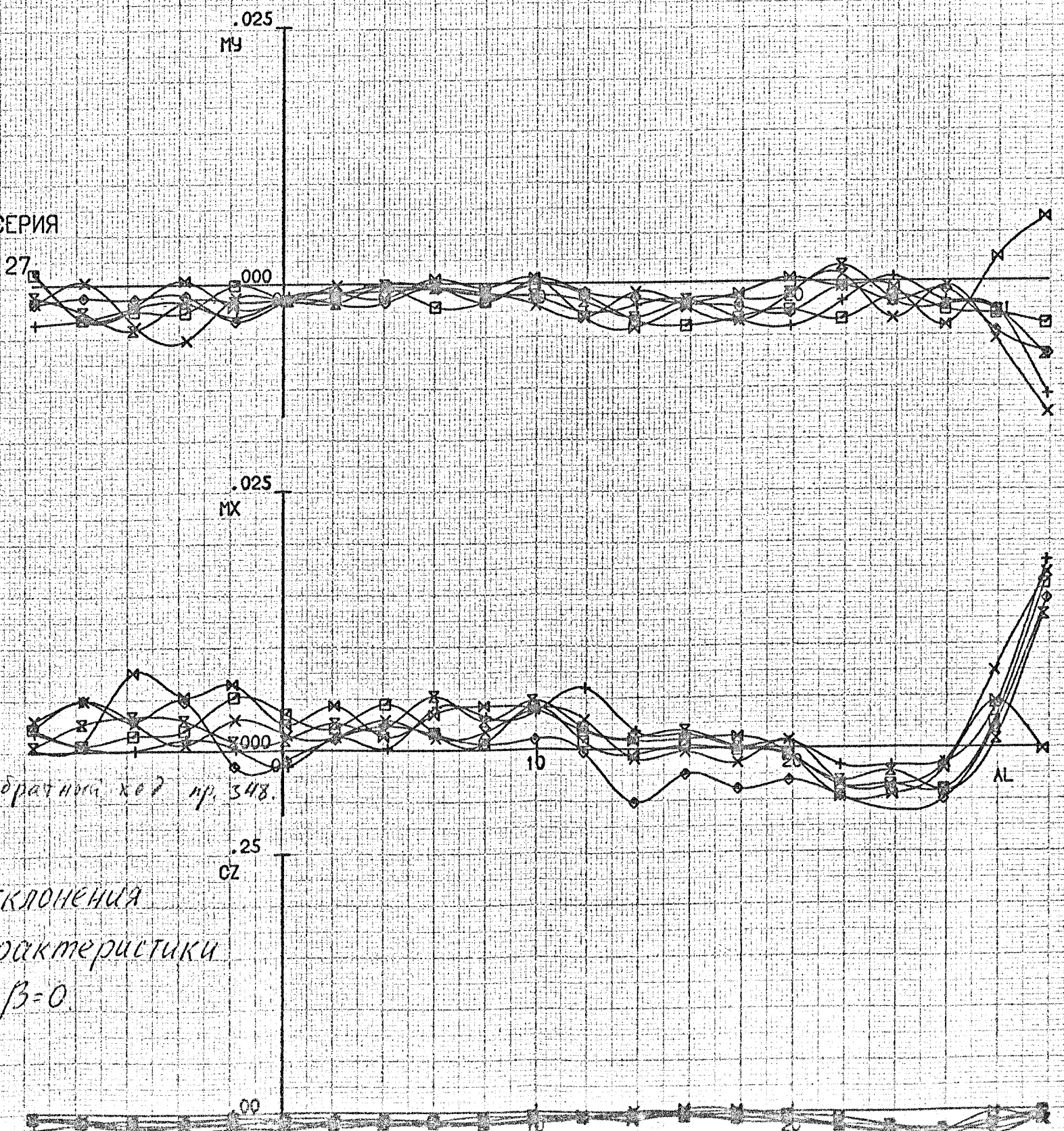


Рис. 1а. Влияние отклонения
рулей высоты на характеристики
аппарата $\beta=0$.

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	ПЕР	+	ПЕР	ПЕР	748.6	9.5	30.3	1.019*10 ⁶

СУА, MZA=F(AL) СУА=F(CXA) КО(1),(2),(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 6

ЭЛЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР
14.4	351	+	-15
9.9	352	x	-10
5.1	353	o	-5
-0.	346	□	0
-5.0	354	x	5
-10	355	⊗	10
-14.6	356	⊗	15

ПРОТ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ
351	+	+	-
352	+	+	-
353	+	+	-
346	-	+	+
354	+	+	-
355	+	+	-
356	+	+	-

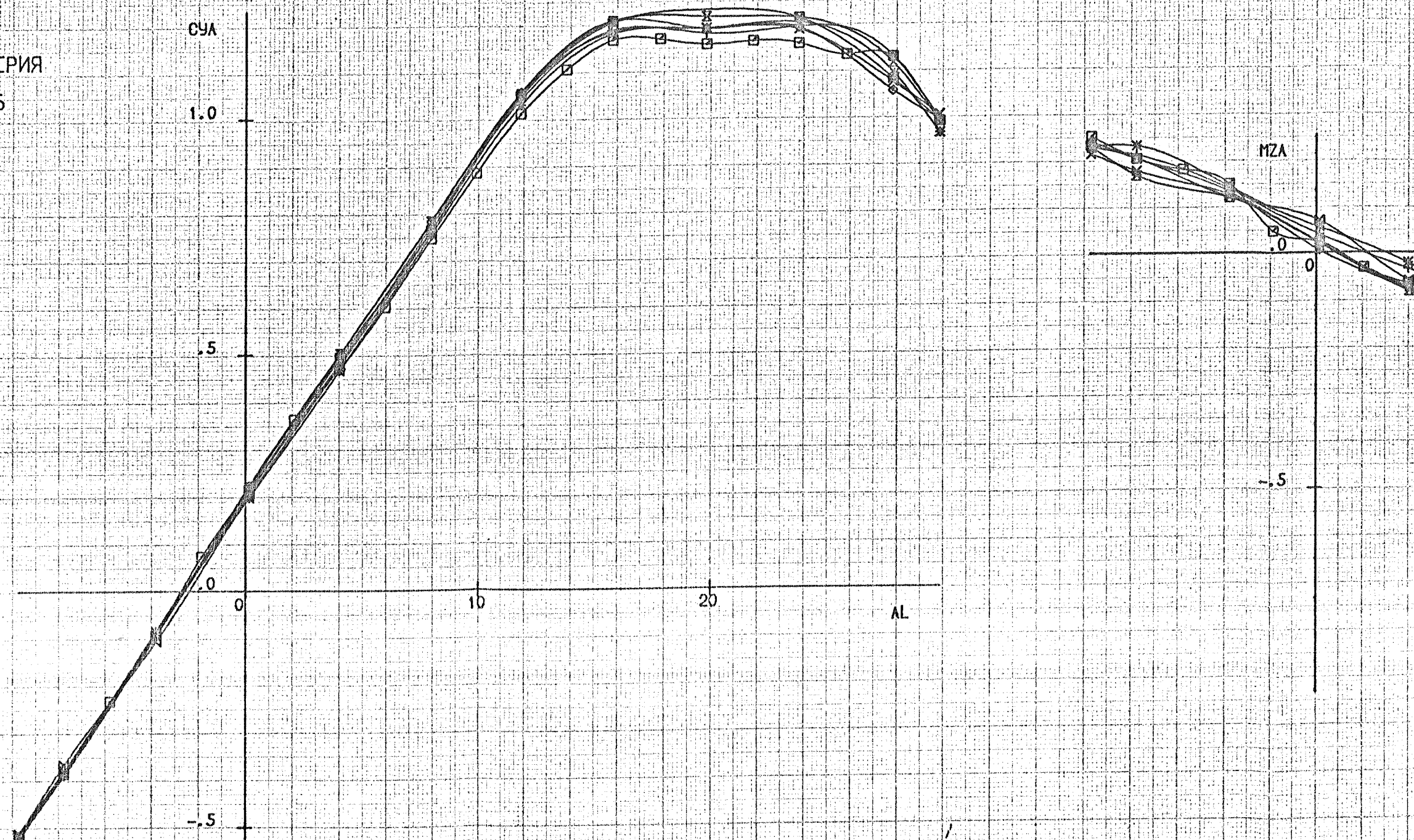
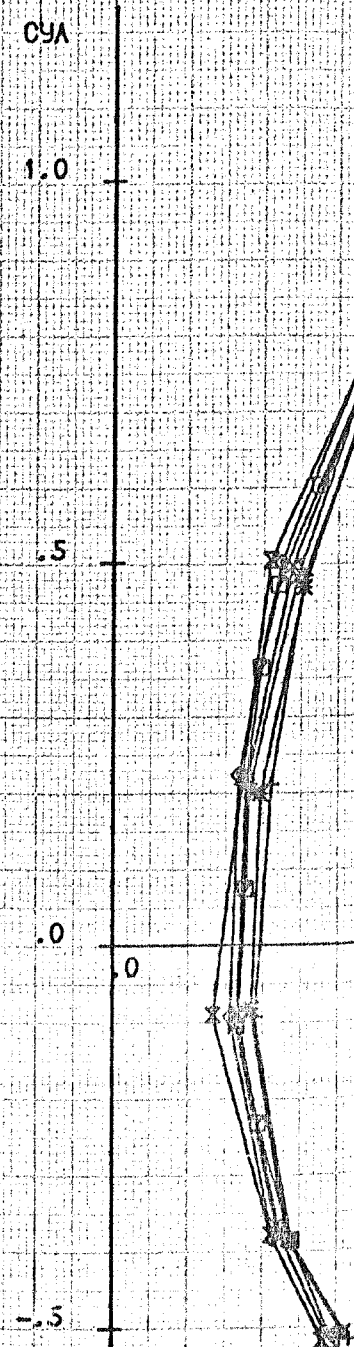
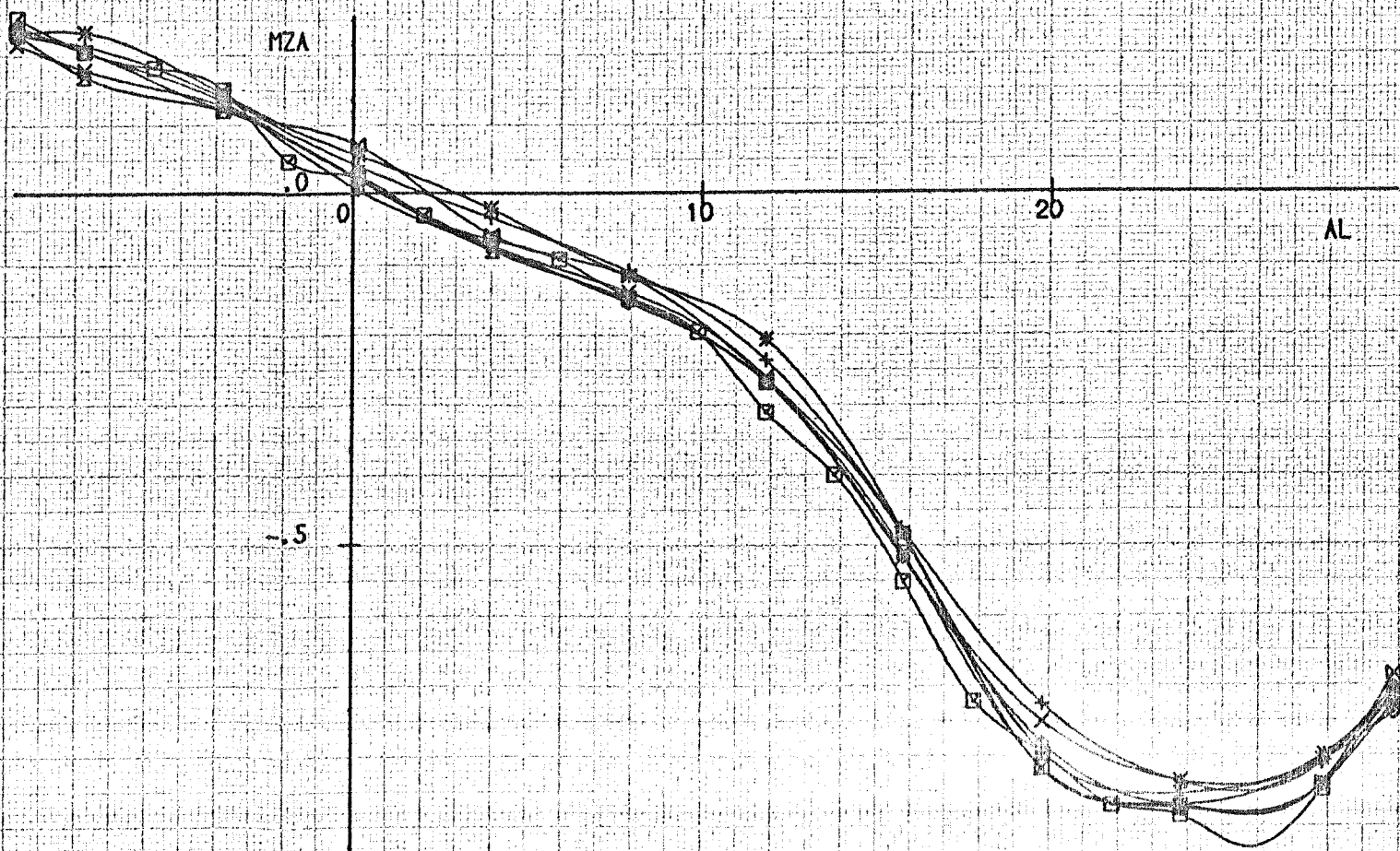
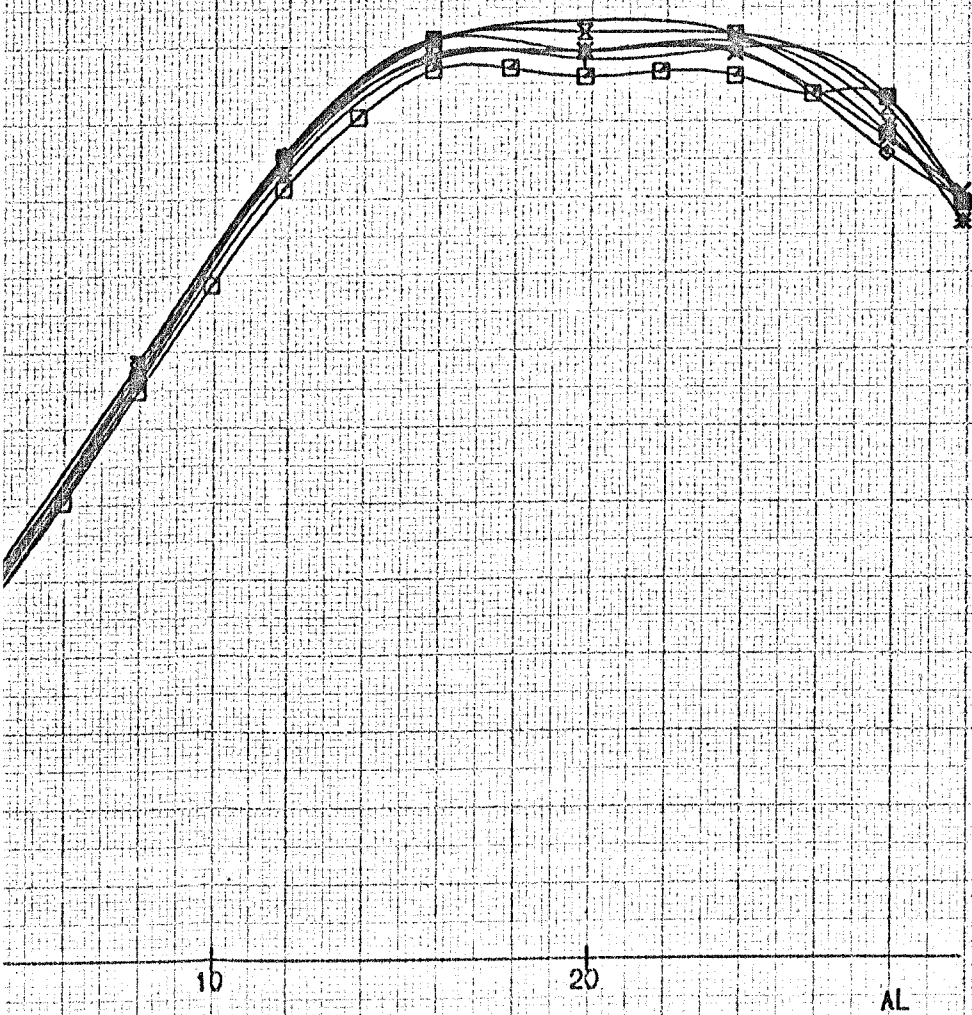


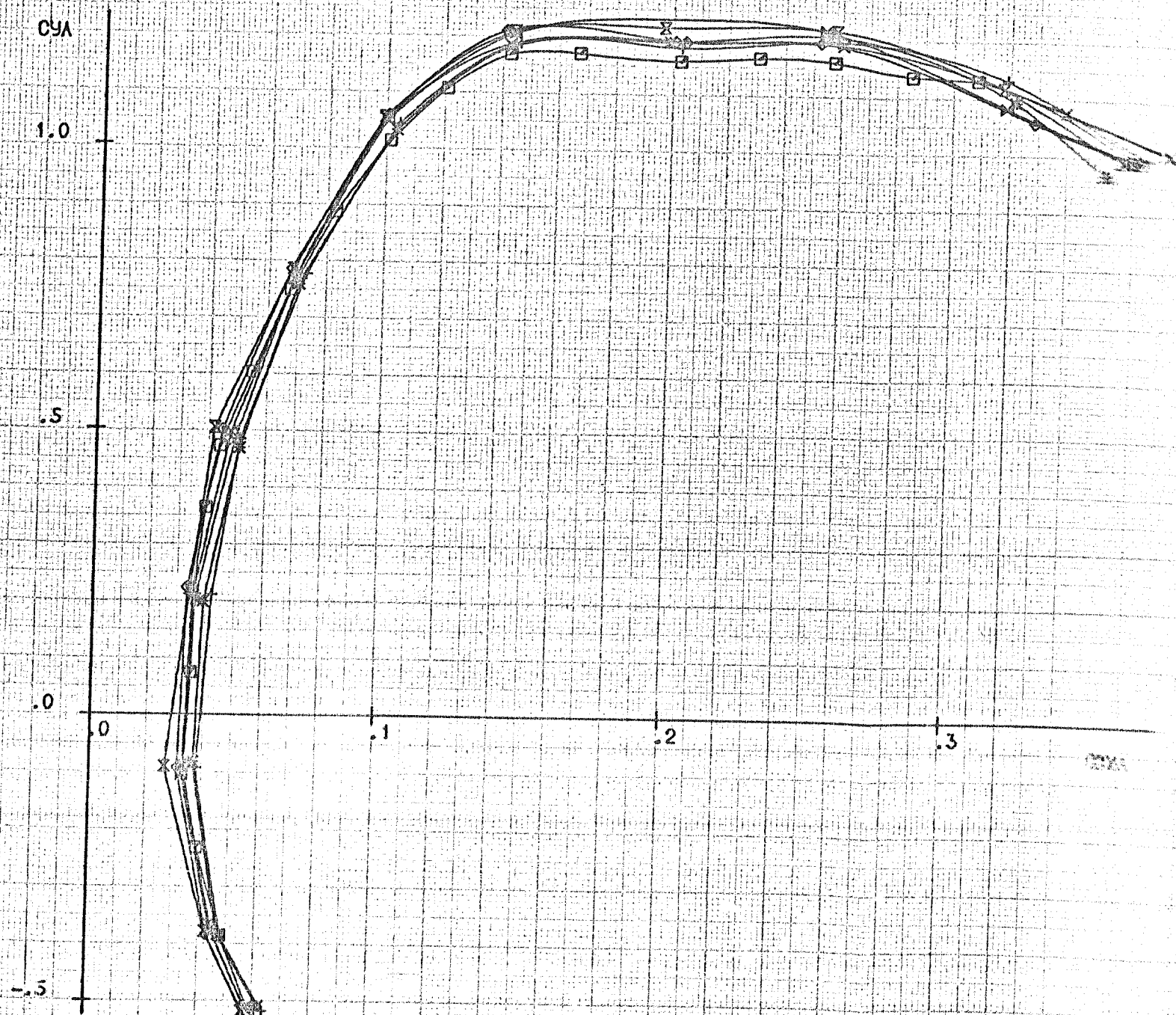
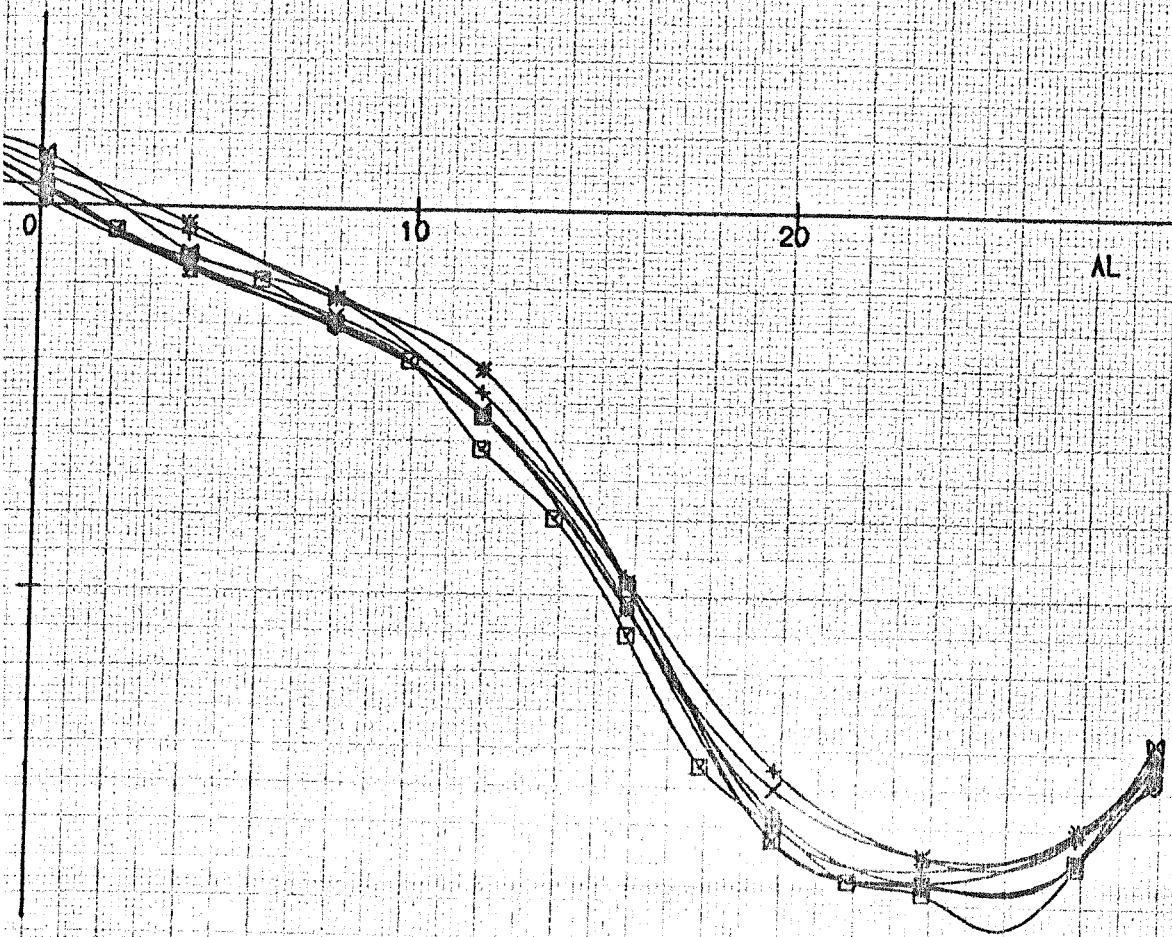
Рис 12. Влияние отклонения электронов на характеристики аппарата. $\beta=0$

СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
ПЕР	ПЕР	748.6	9.5	30.3	$1.019 \cdot 10^6$

1) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END



отклонения электронов
отклонения аппарата $\beta=0$

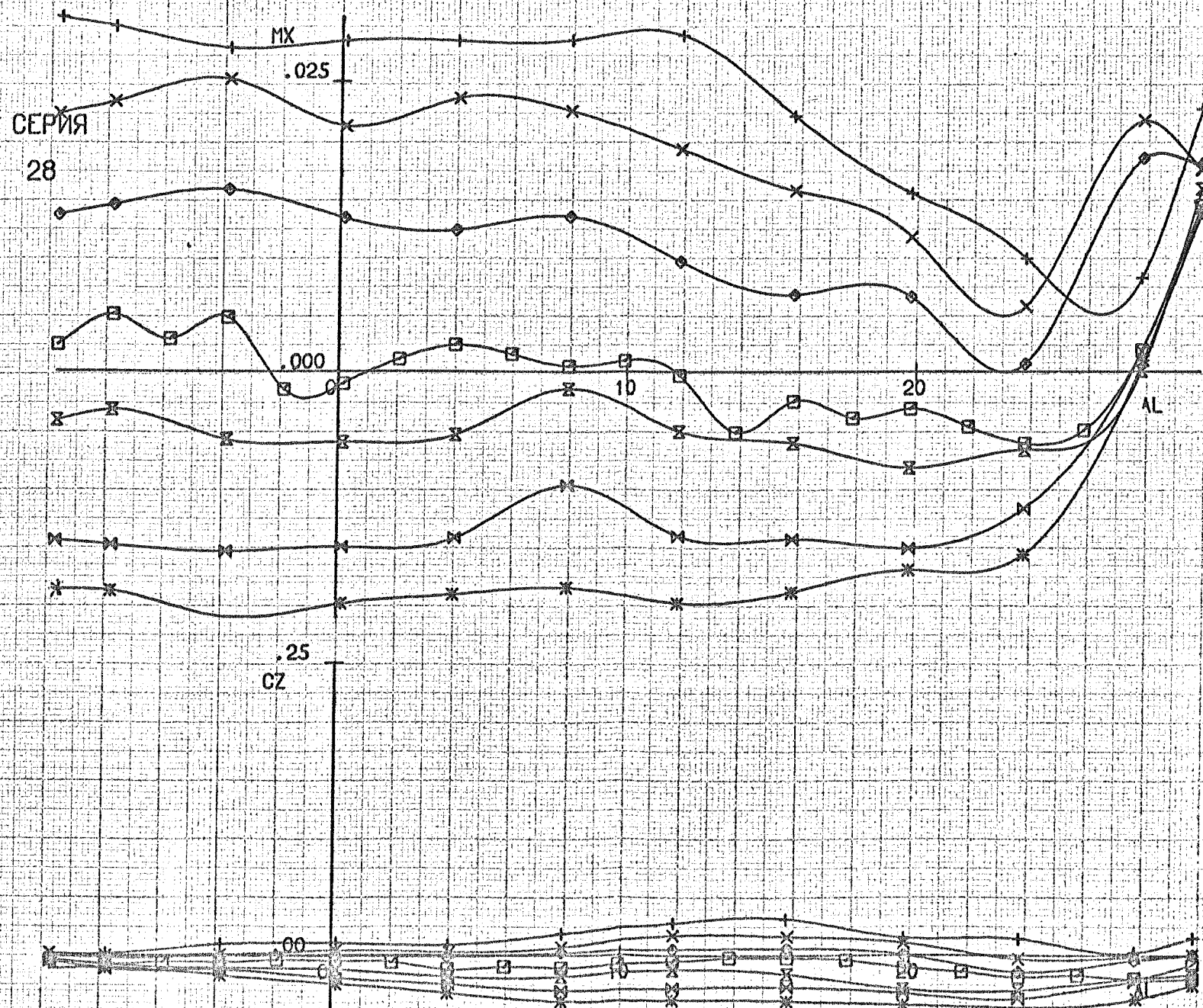


AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.	-0.	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	ПЕР	И	ПЕР	ПЕР	748.6	9.5	30.3	$1.019 \cdot 10^6$

CZ, MX, MY = F(AL) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ
T-101 80 11



ЭЛ ЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР
14.4	351	+	-7.5
9.9	352	x	-10
5.1	353	◇	-5
-0	346	□	0
-5	354	⊗	5
-10	355	⊗	10
-14.6	356	⊗	15

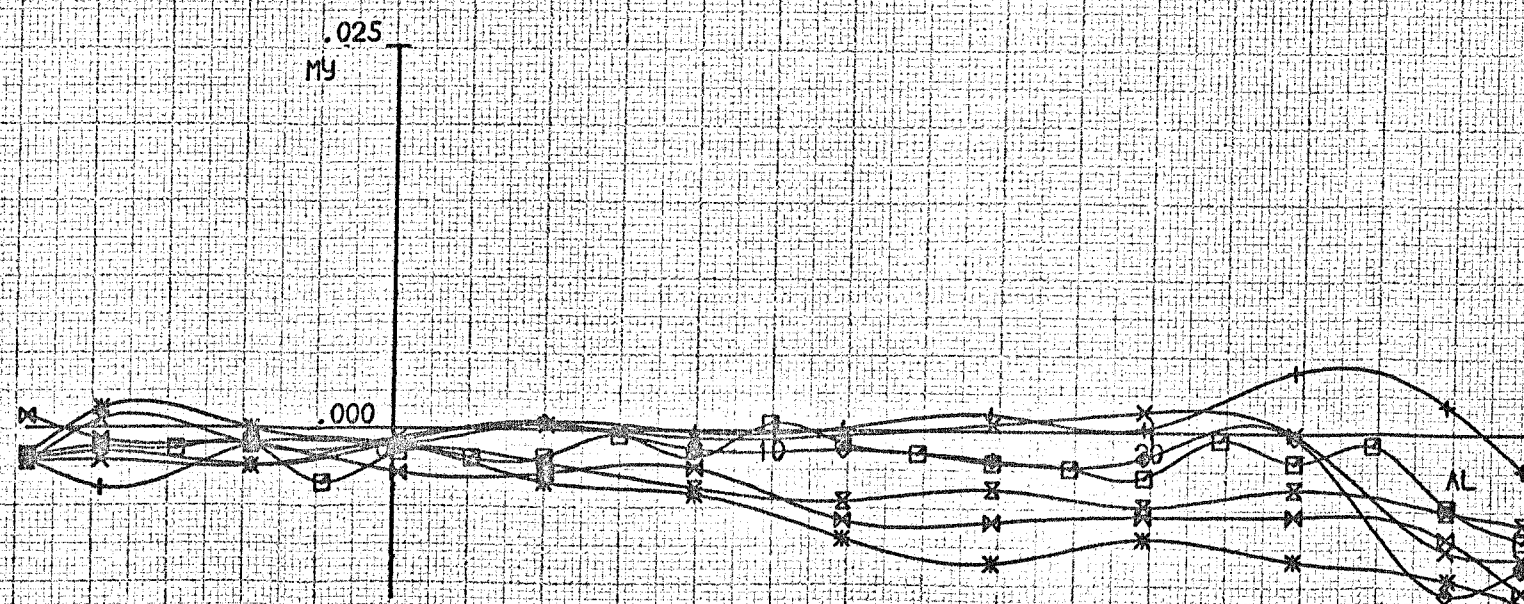
ПРОТ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ
351	+	+	-
352	+	+	-
353	+	+	-
346	-	+	+
354	+	+	-
355	+	+	-
356	+	+	-

Рис. 12а. Влияние отклонения элеронов на характеристики аппарата.

СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
1	ПЕР	ПЕР	748.6	9.5	30.3	$1.019 \cdot 10^6$

- 31 -

AL) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END



те отклонения элеронов
стики аппарата.

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
0.1	P	-0.	-0.	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	749.3	9.8	30.2	1.013 · 10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 10

ЭЛ ЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	357	+	-15	-
9.9	358	x	-10	-
5.1	359	◇	-5	-
-0.	334	□	0	+
-5.0	360	⊗	5	-
-10	361	⊗	10	-
-15	362	⊗	15	-

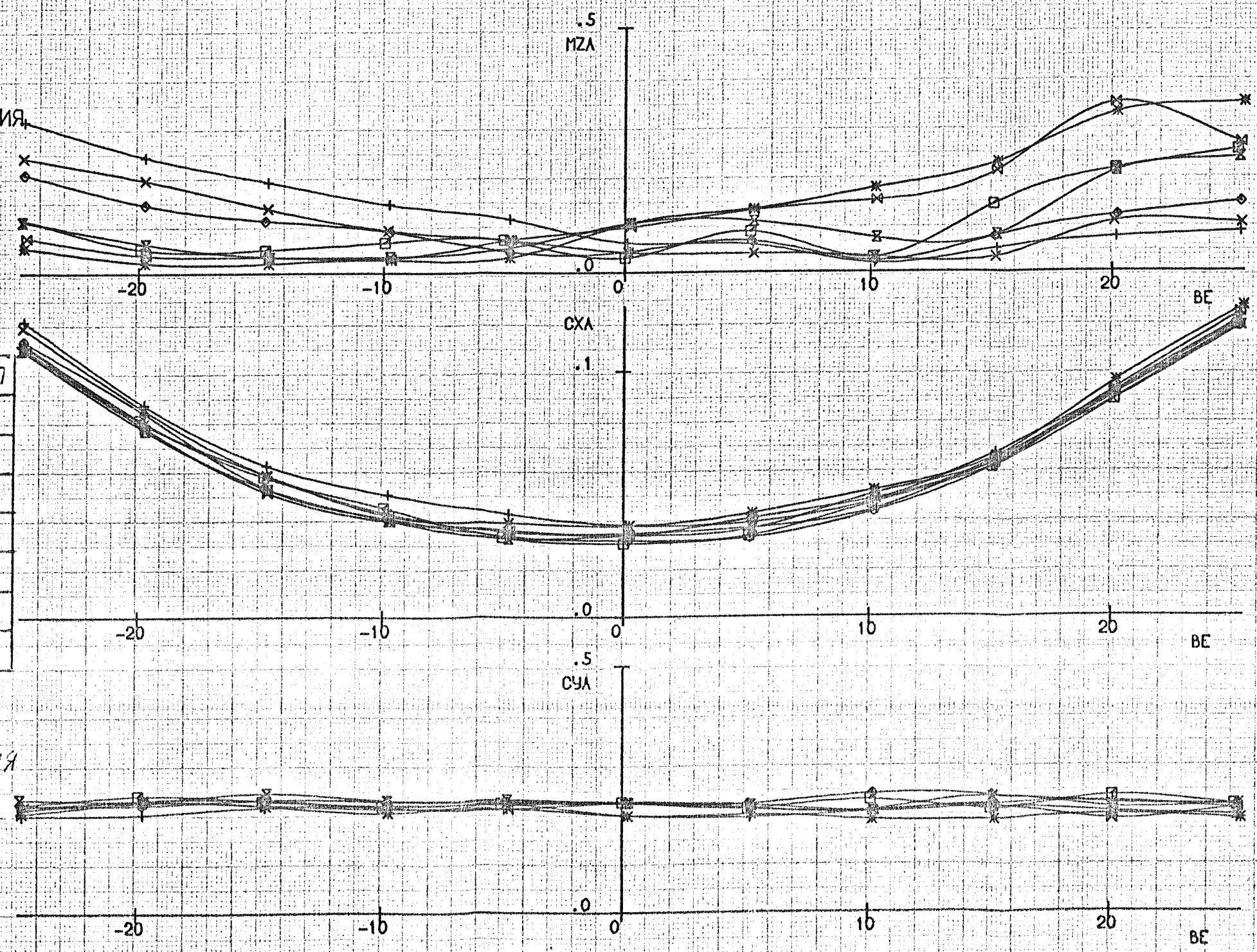


Рис. 13. Влияние отклонения
элеронов на характеристики
аппарата. $\alpha = 0$

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
0.1	P	-0	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	749.3	9.8	30.2	1.013·10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 32

ЭЛ ЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	357	+	-15	-
9.9	358	x	-10	-
5.1	359	o	-5	-
-0	334	□	0	+
-5.0	360	z	5	-
-10	361	⋈	10	-
-15	362	*	15	-

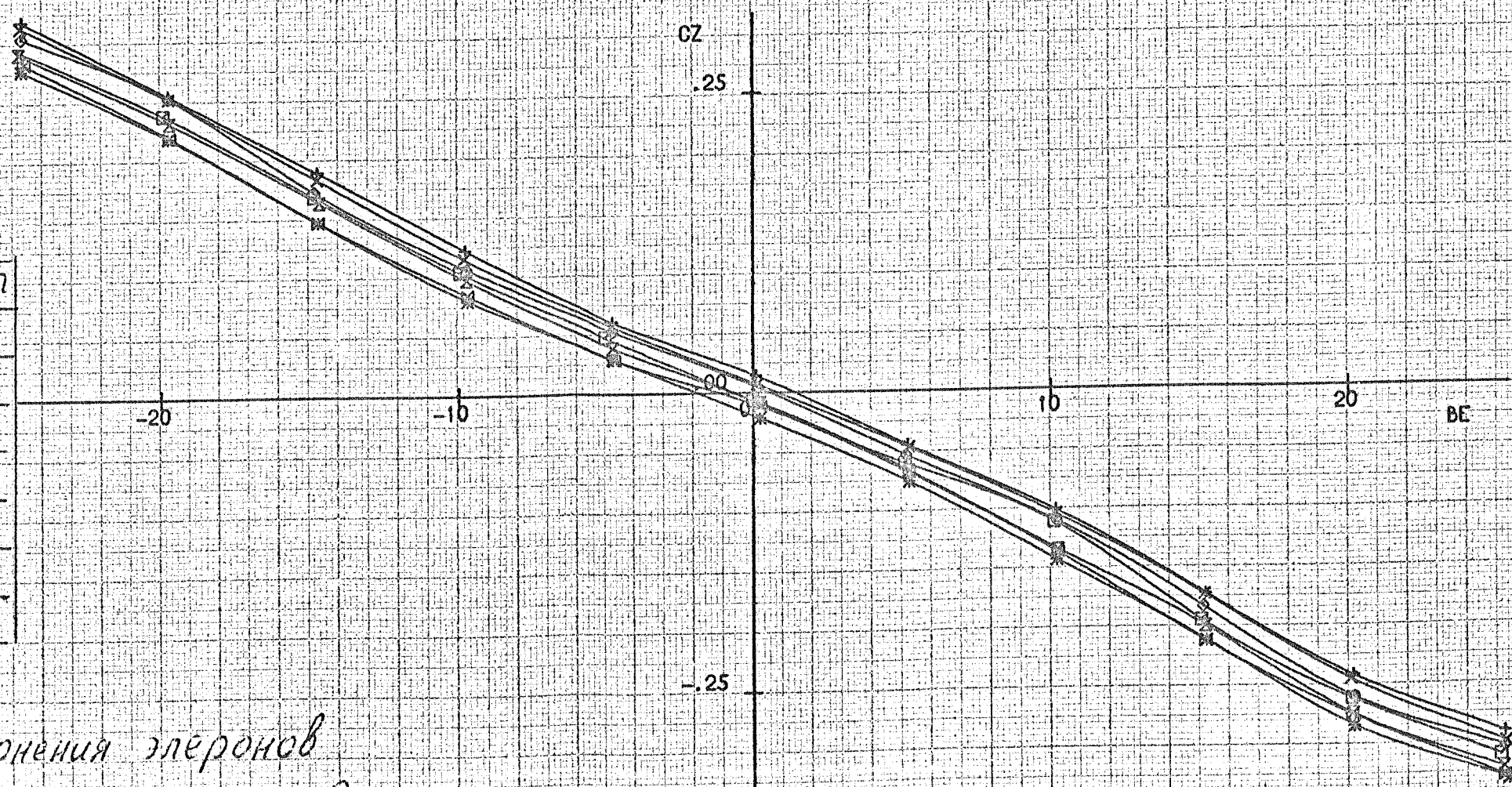
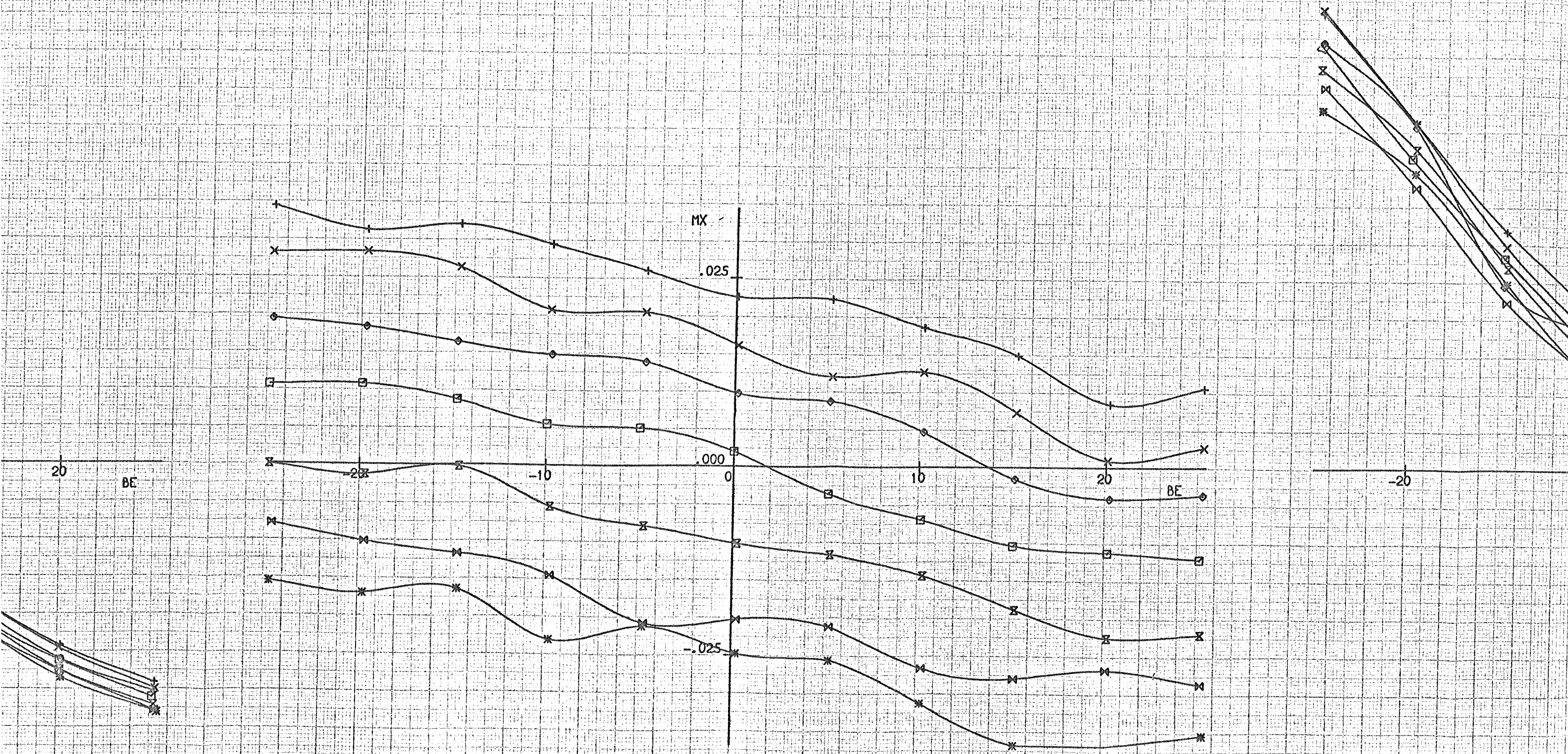
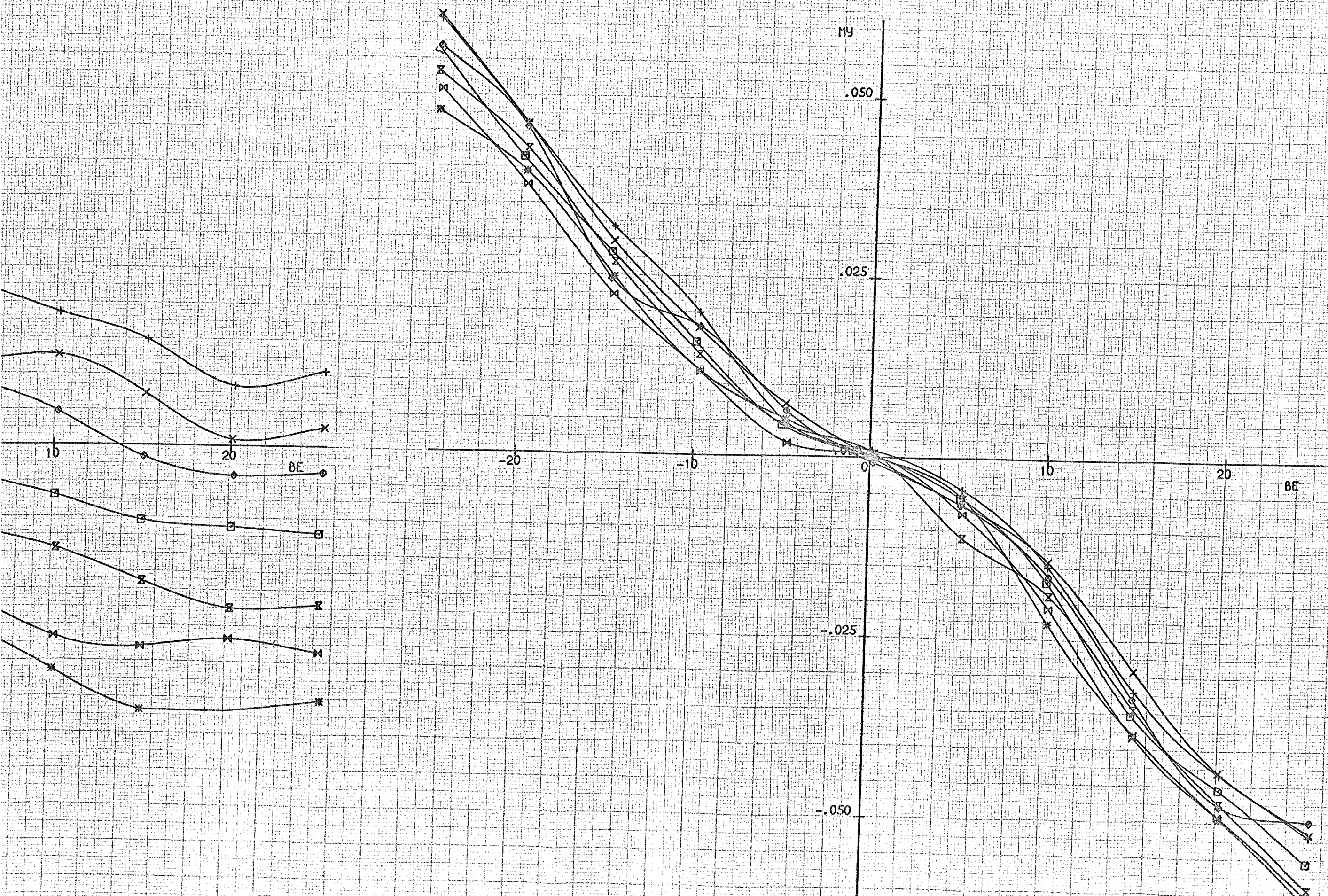


Рис. 13а. Влияние отклонения электронов на характеристики аппарата. $\alpha=0$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
9.9	P	-0	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	751.6	8.8	30.1	$1.021 \cdot 10^6$

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 11

ЭЛ ЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	363	+	-15	-
10	364	x	-10	-
5.1	365	o	-5	-
-0	335	□	0	+
-5.0	366	x	5	-
-9.9	367	x	10	-
-14.7	368	*	15	-

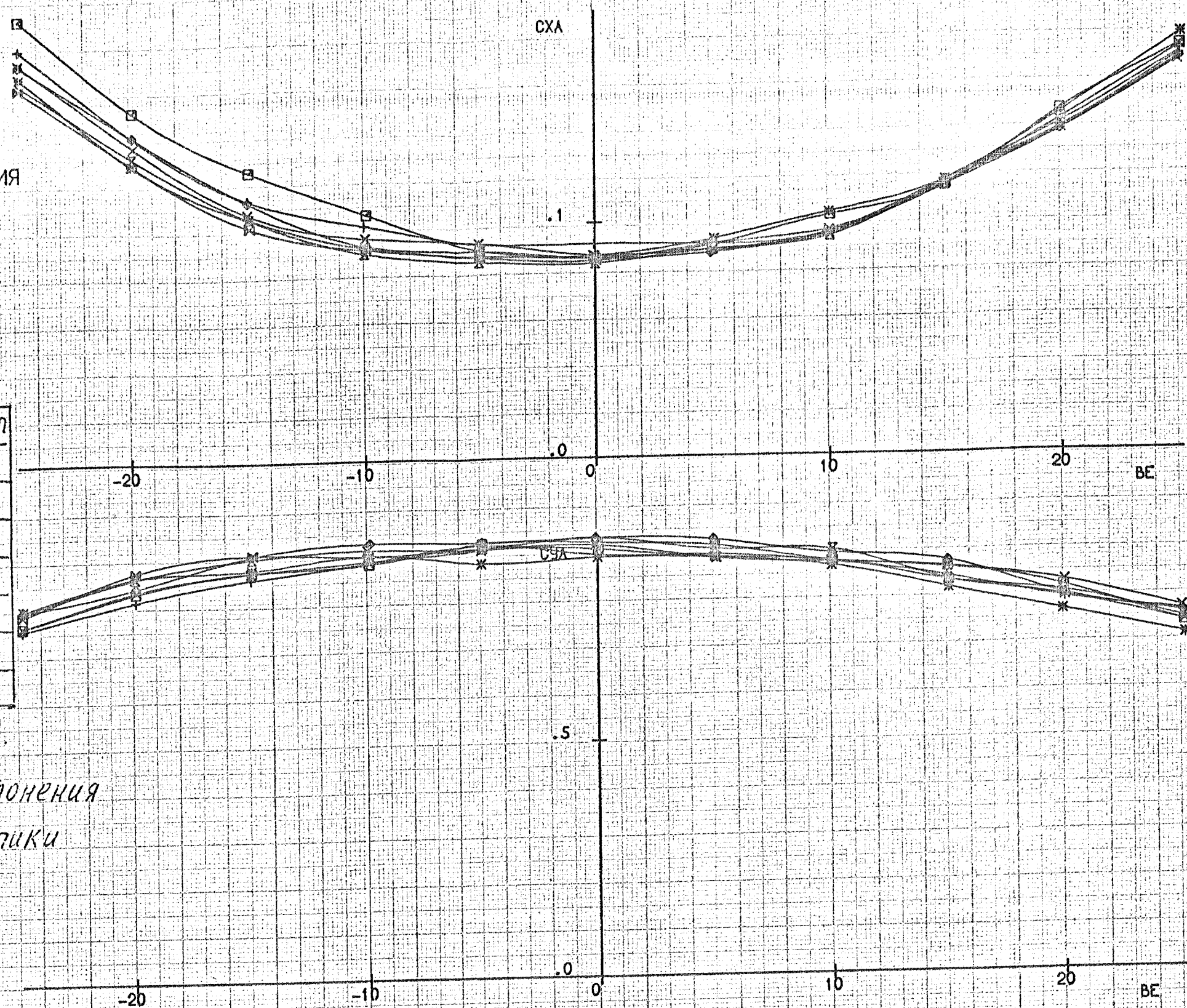
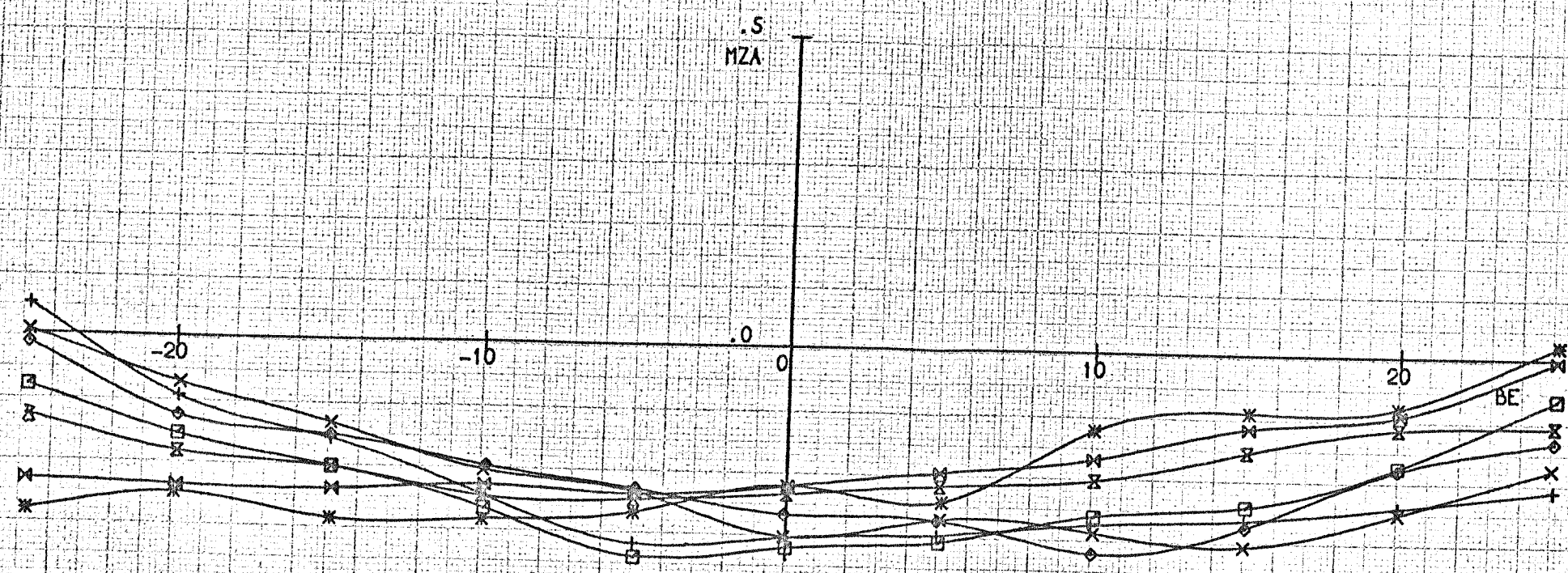
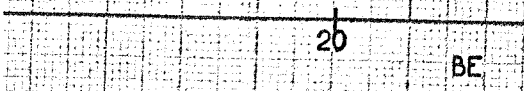
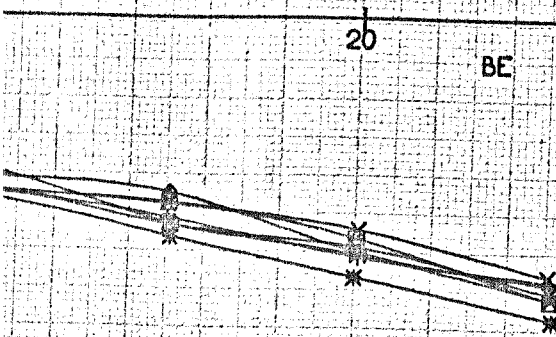
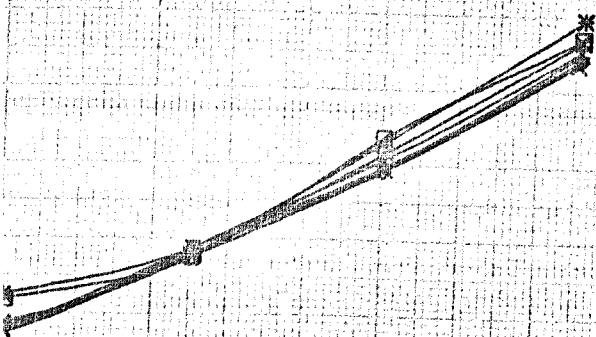


Рис 14. Влияние отклонения элеронов на характеристики аппарата при $\alpha = 10^\circ$



AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
9.9	P	-0	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	751.6	8.8	30.1	1.021·10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 33

ЭЛЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	363	+	-15	-
10	364	x	-10	-
5.1	365	o	-5	-
-0	335	□	0	+
-3.0	366	x	5	-
-0.9	367	x	10	-
-4.7	368	*	15	-

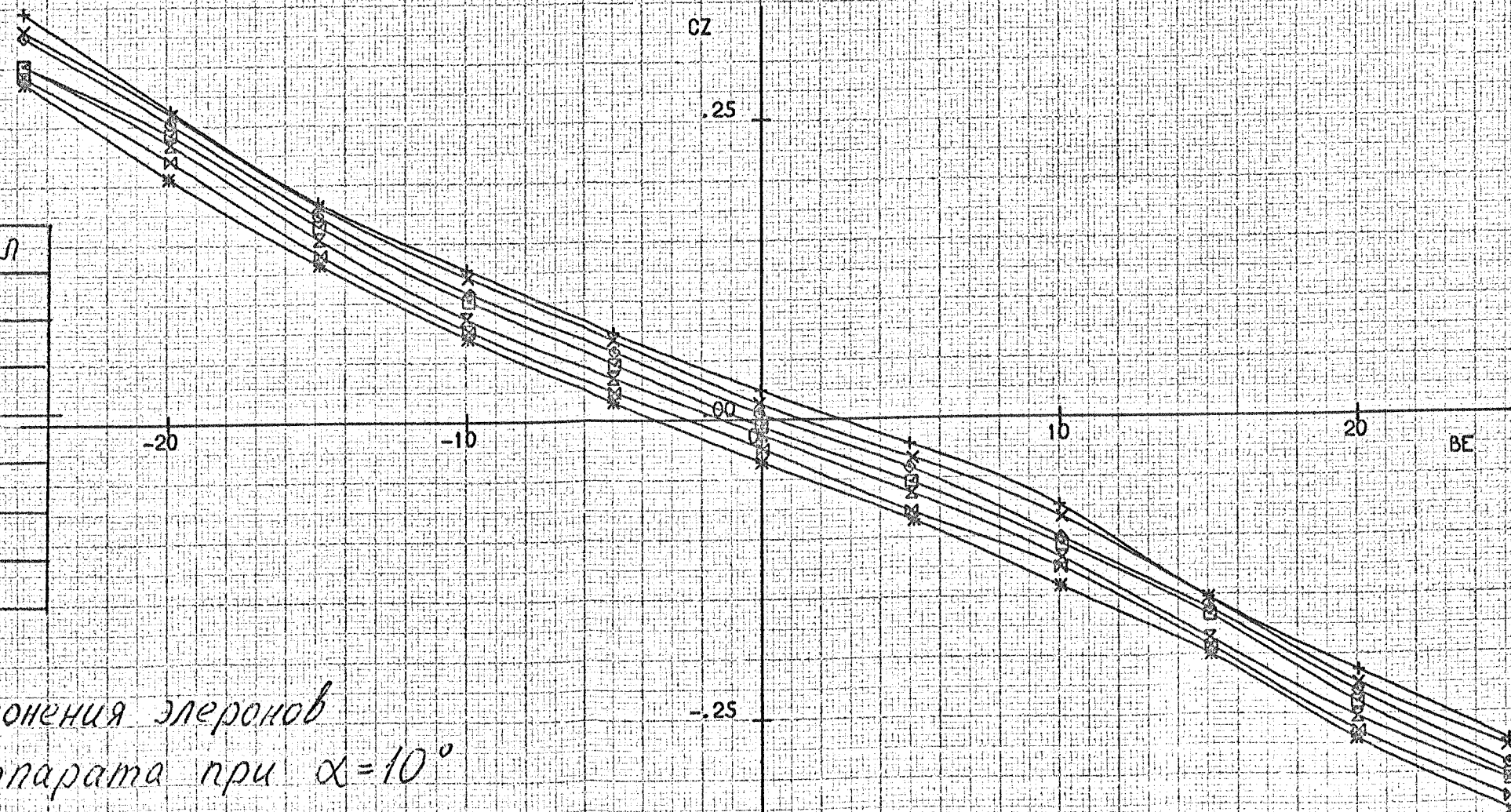
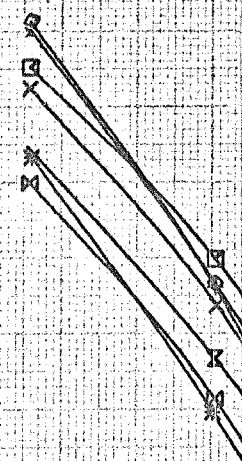
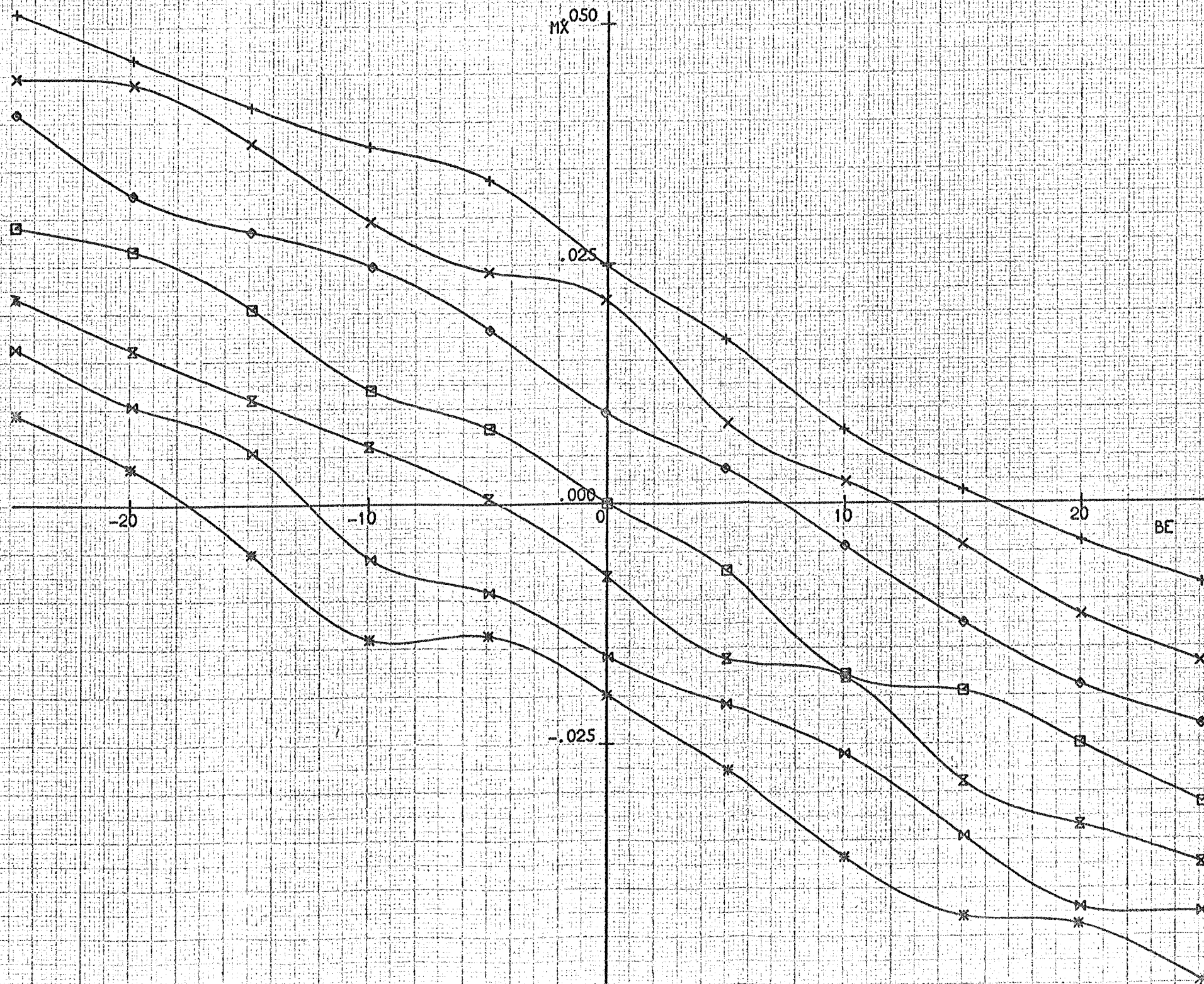
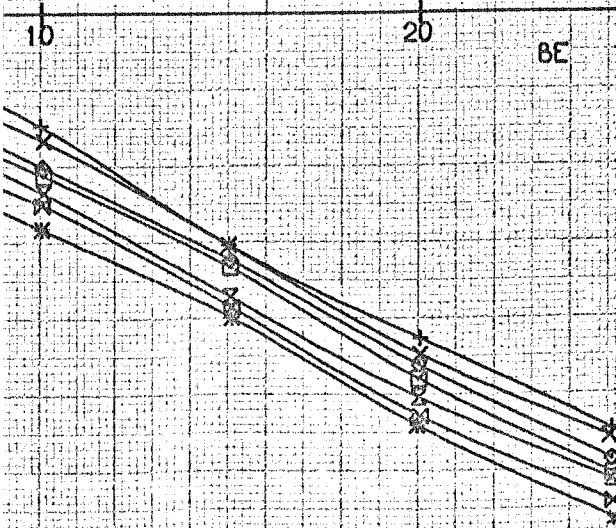
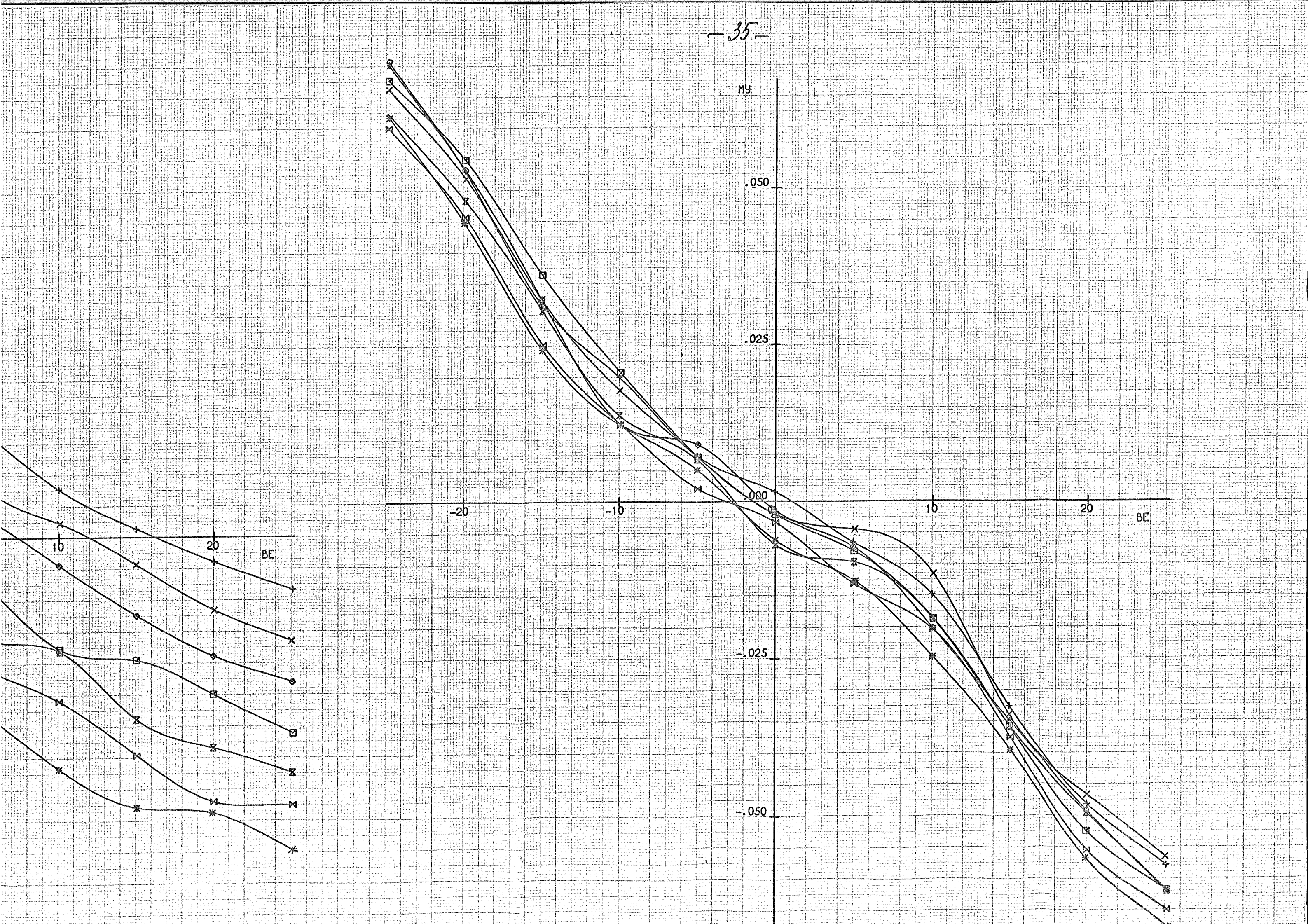


Рис. 14а. Влияние отклонения элеронов на характеристики аппарата при $\alpha = 10^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
19.8	P	-0	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	751.6	9.6	30.2	1.017*10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 12

ЭЛЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	369	+	-15	-
9.9	370	x	-10	-
5.0	371	o	-5	-
-0.	336	□	0	+
-5.0	372	8	5	-
-10	373	m	10	-
-14.1	374	*	15	-

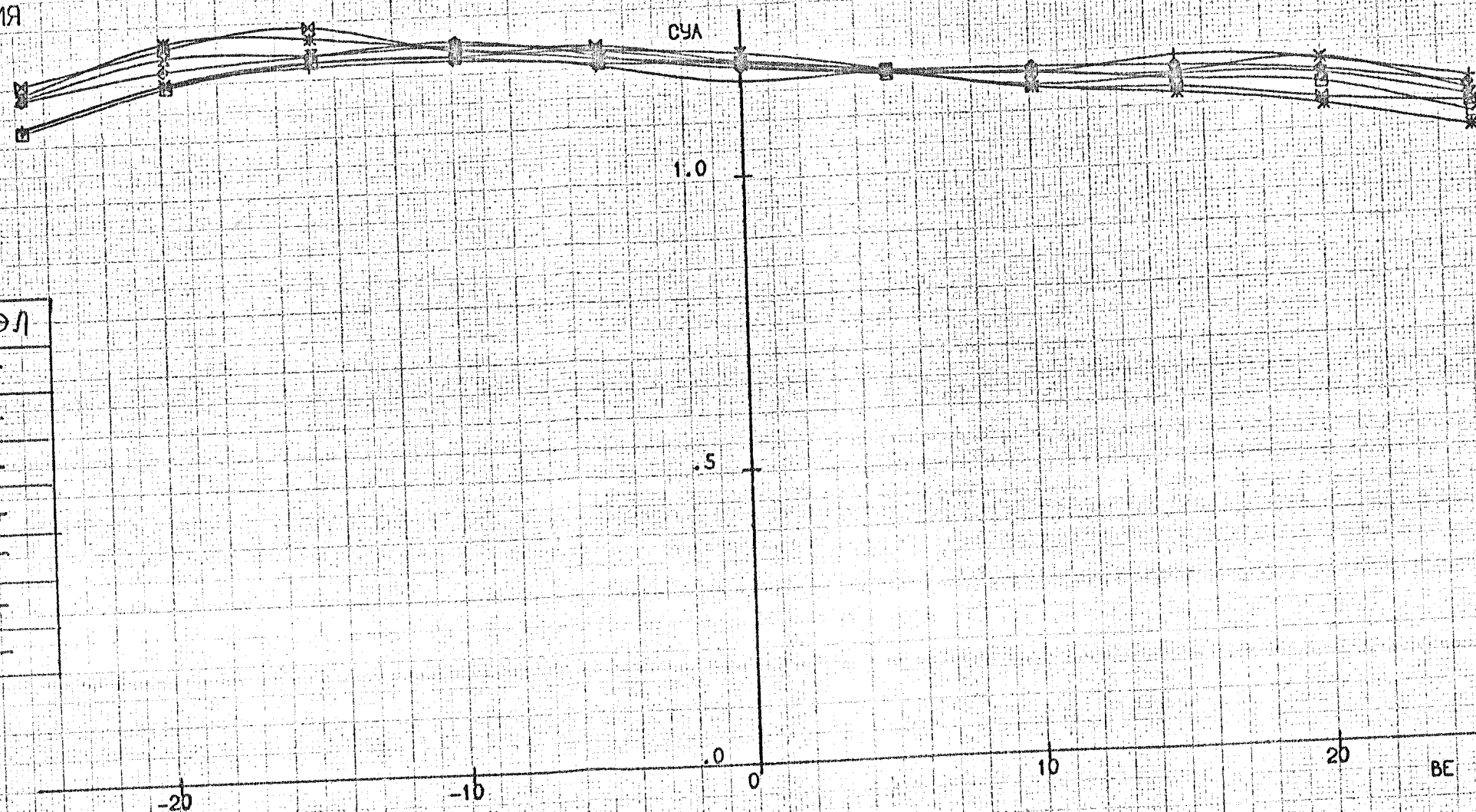
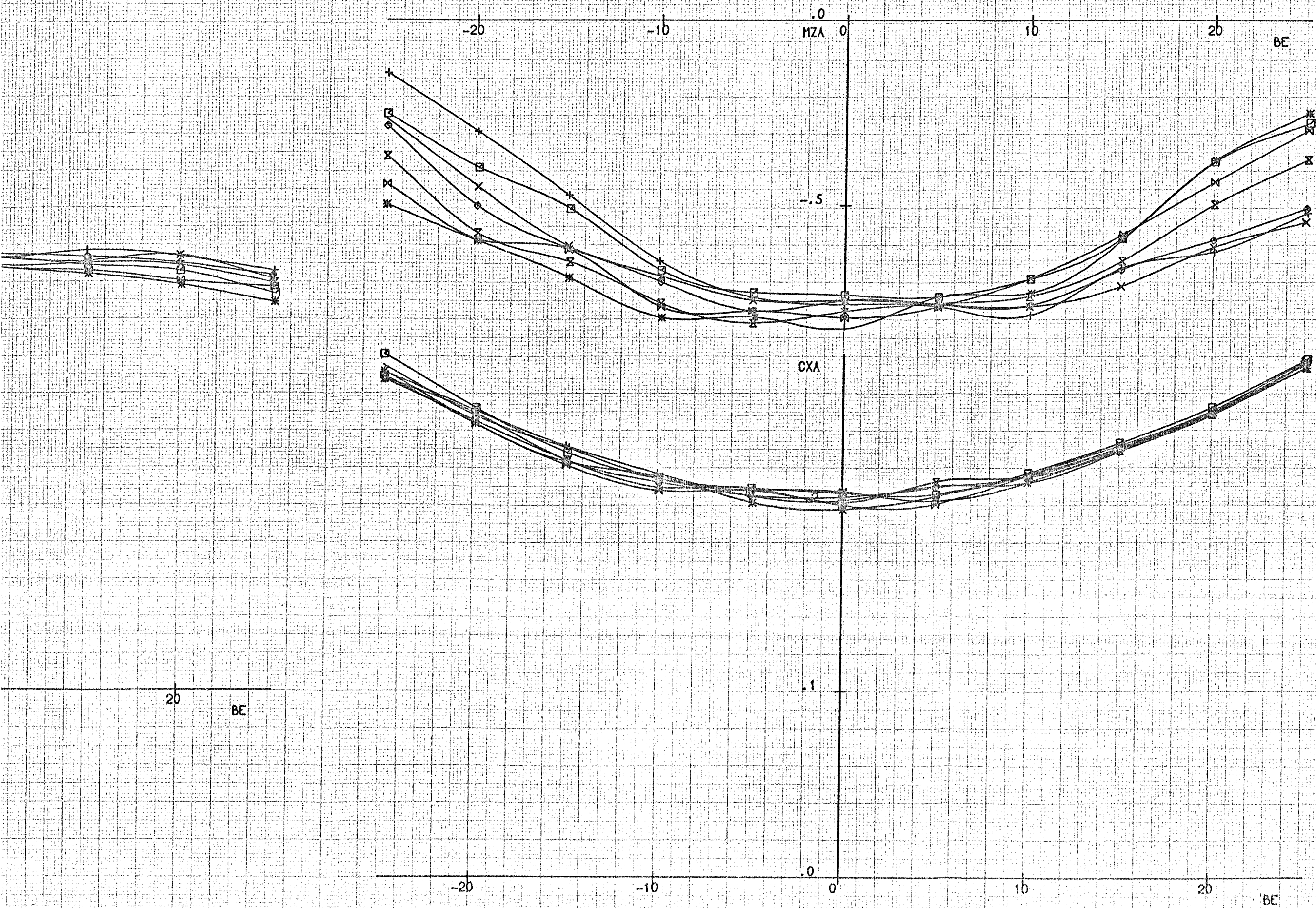


Рис. 15. Влияние отклонения элеронов на характеристики аппарата при $\alpha = 20^\circ$



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
19.8	P	-0	-0	ПЕР	V	КОРОТ	ИСХОД	+	+	ПЕР	ПЕР	751.6	9.6	30.2	1.017 · 10 ⁶

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 34

ЭЛ ЛЕВ	ПРОТ	МАРКЕР	ЭЛПР	СТЭЛ
14.4	369	+	-15	-
9.9	370	x	-10	-
5.0	371	◊	-5	-
-0.	336	◻	0	+
-5.0	372	⌘	5	-
-10	373	⌘	10	-
-14.1	374	*	15	-

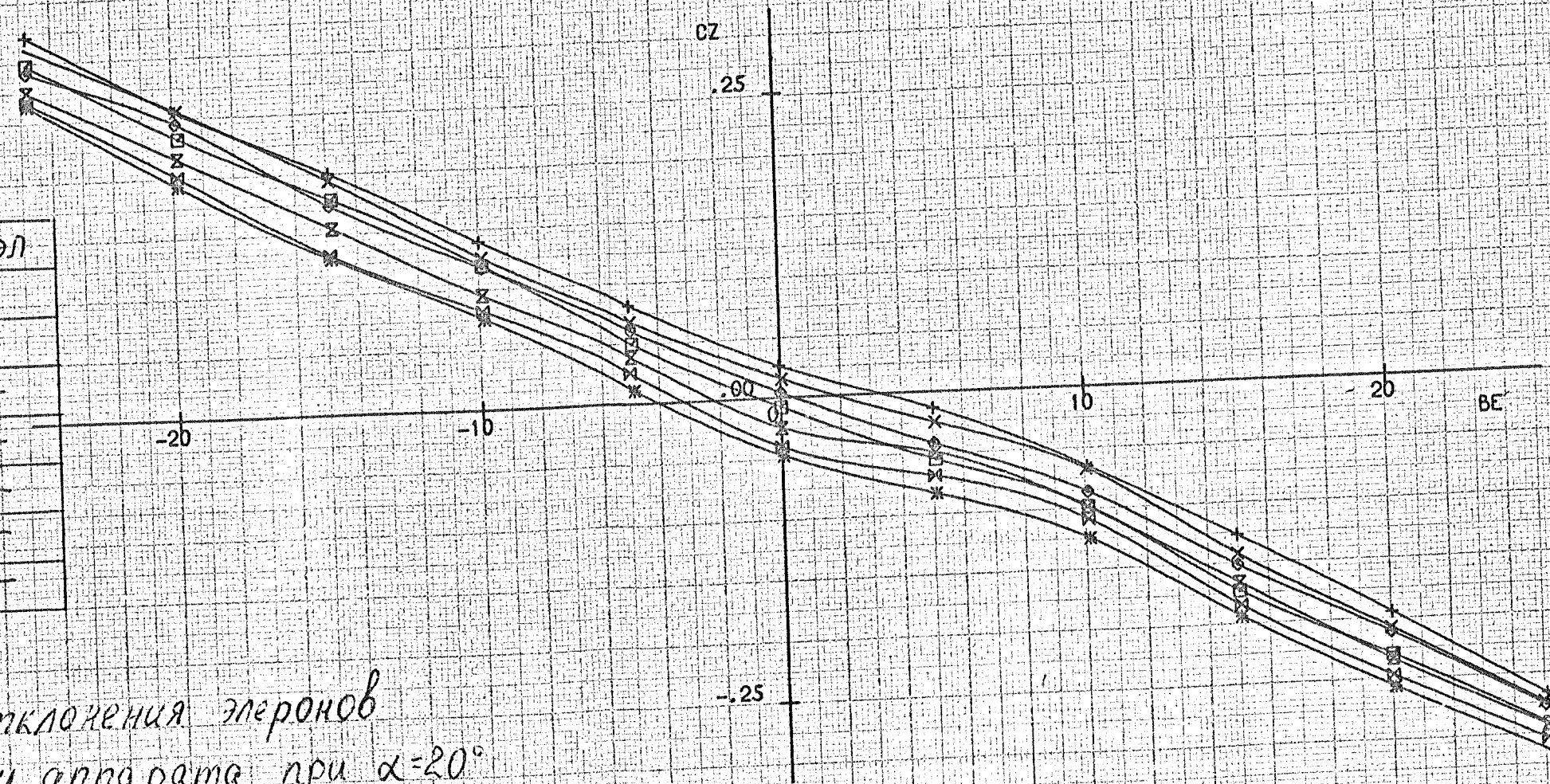
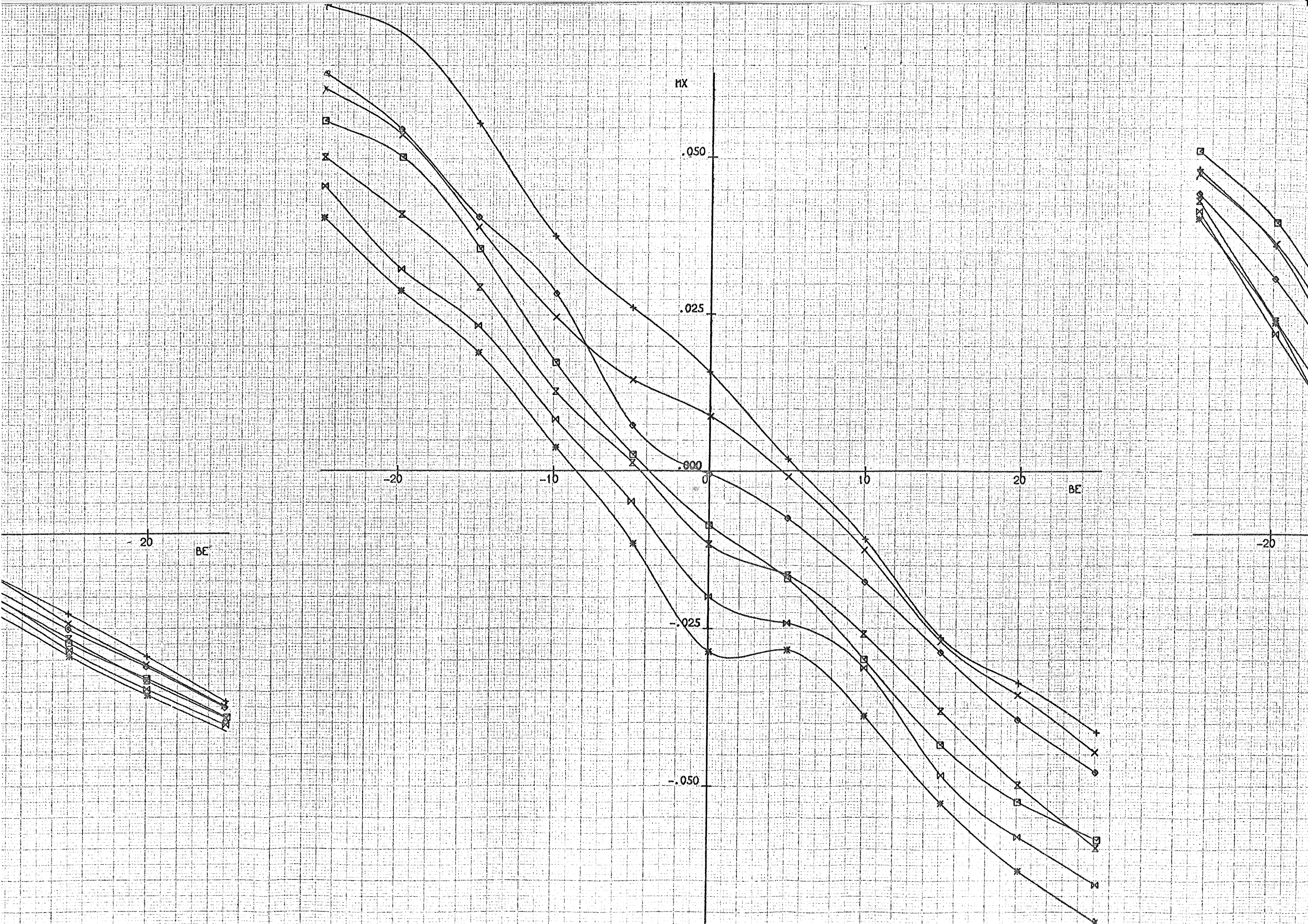
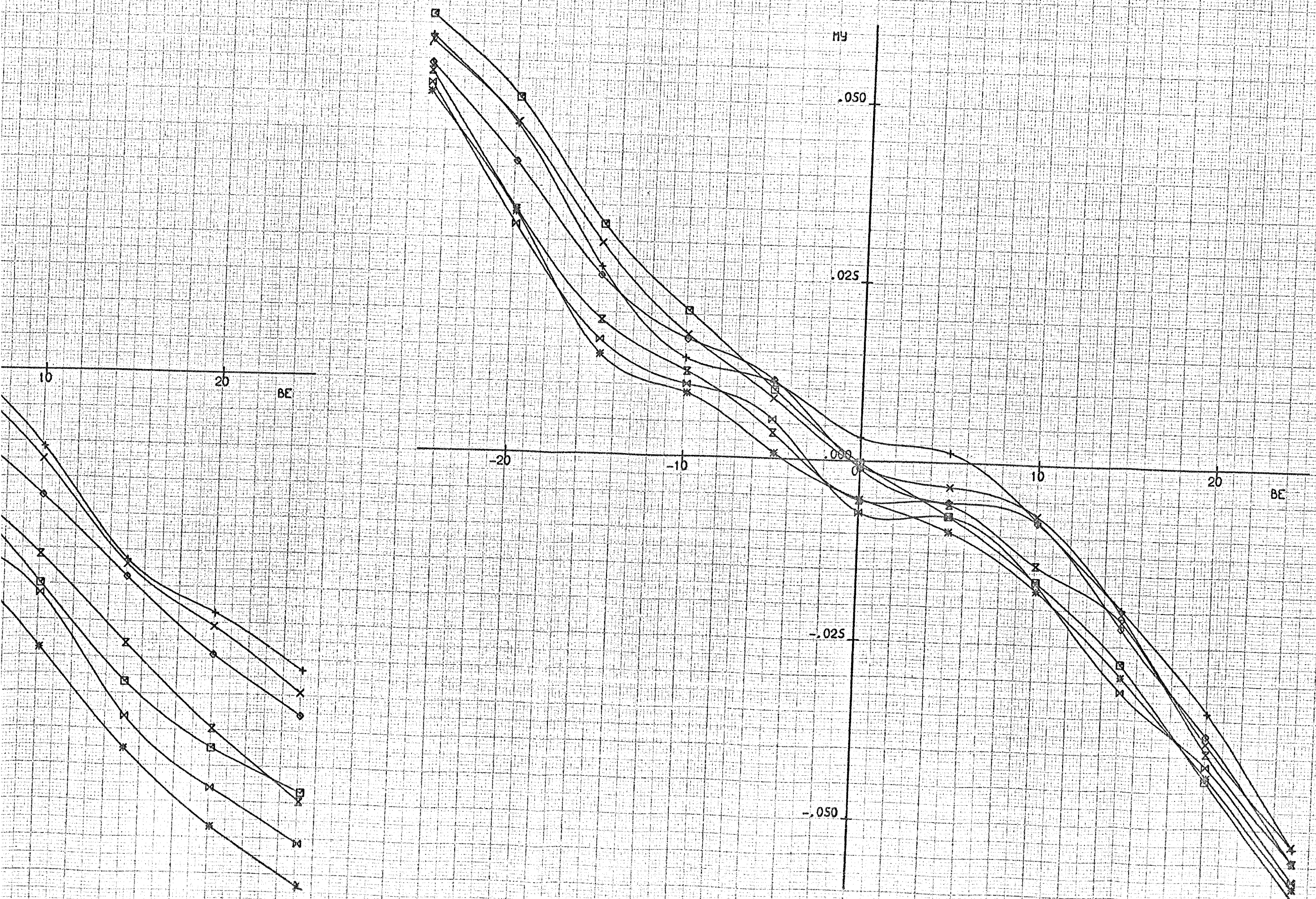


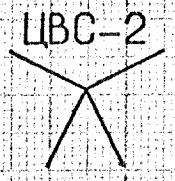
Рис. 15а Влияние отклонения элеронов на характеристики аппарата при $\alpha = 20^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
0.1	P	-0	V	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	753	9.3	30.2	1.022 $\cdot 10^6$

СУА, СХА, МЗА = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END



ОБЪЕКТ	МОДЕЛЬ	T3	СЕРИЯ
T-101	80	11	13

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	PH
-	375	+	-19.6
-	376	x	-15.8
-	377	◇	-9.9
-	378	□	-4.8
+	334	⊗	-0
-	379	⊗	5.2
-	380	*	10.2
-	381	+	15.1
-	382	+	20.1

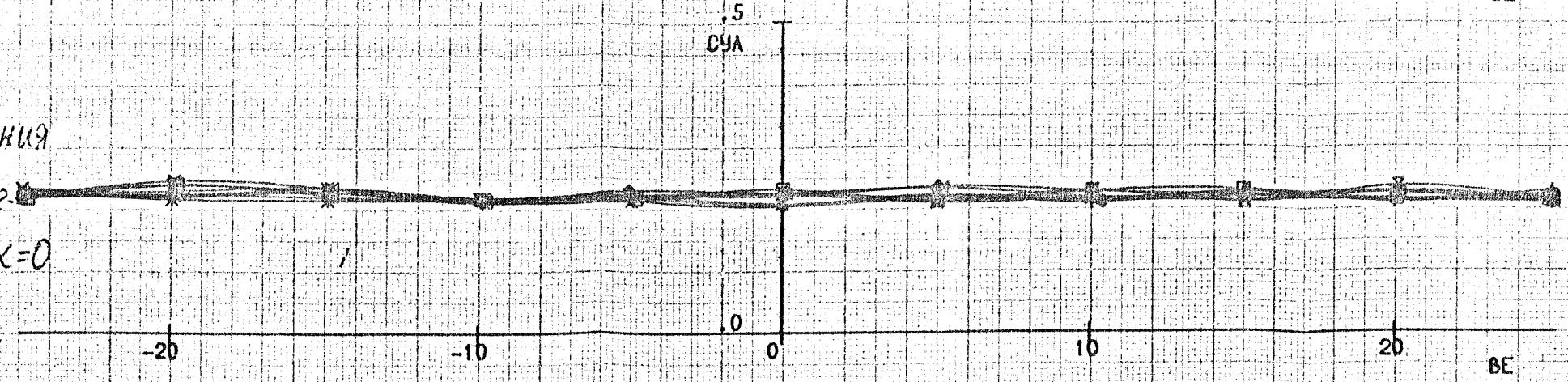
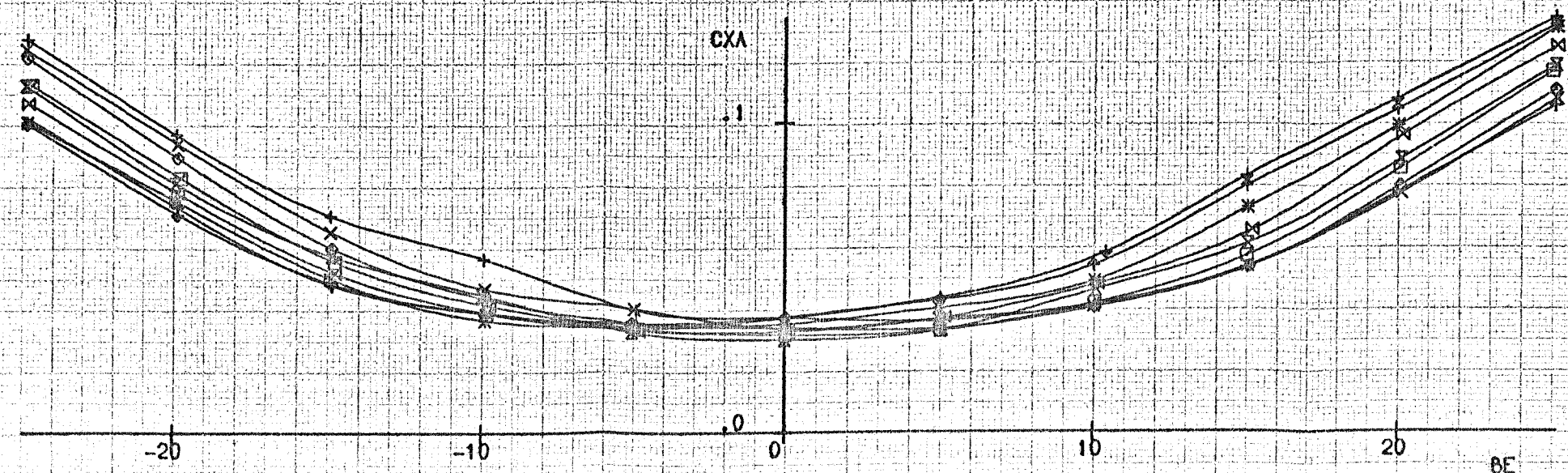
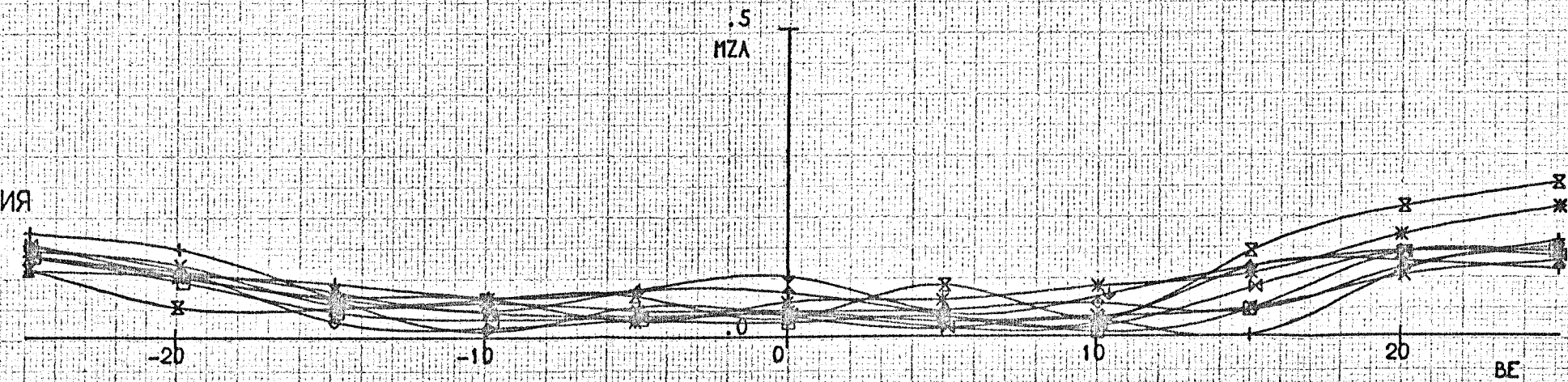


Рис. 16. Влияние отклонения руля направления на характеристики аппарата при $\alpha=0$

AL	BE	PB	PH	ЭЛИЕВ	ЭЛИР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЗЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
0.1	P	-0	V	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	753	9.3	30.2	$1.022 \cdot 10^6$

CZ, MX, MY = F(BE) KO(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

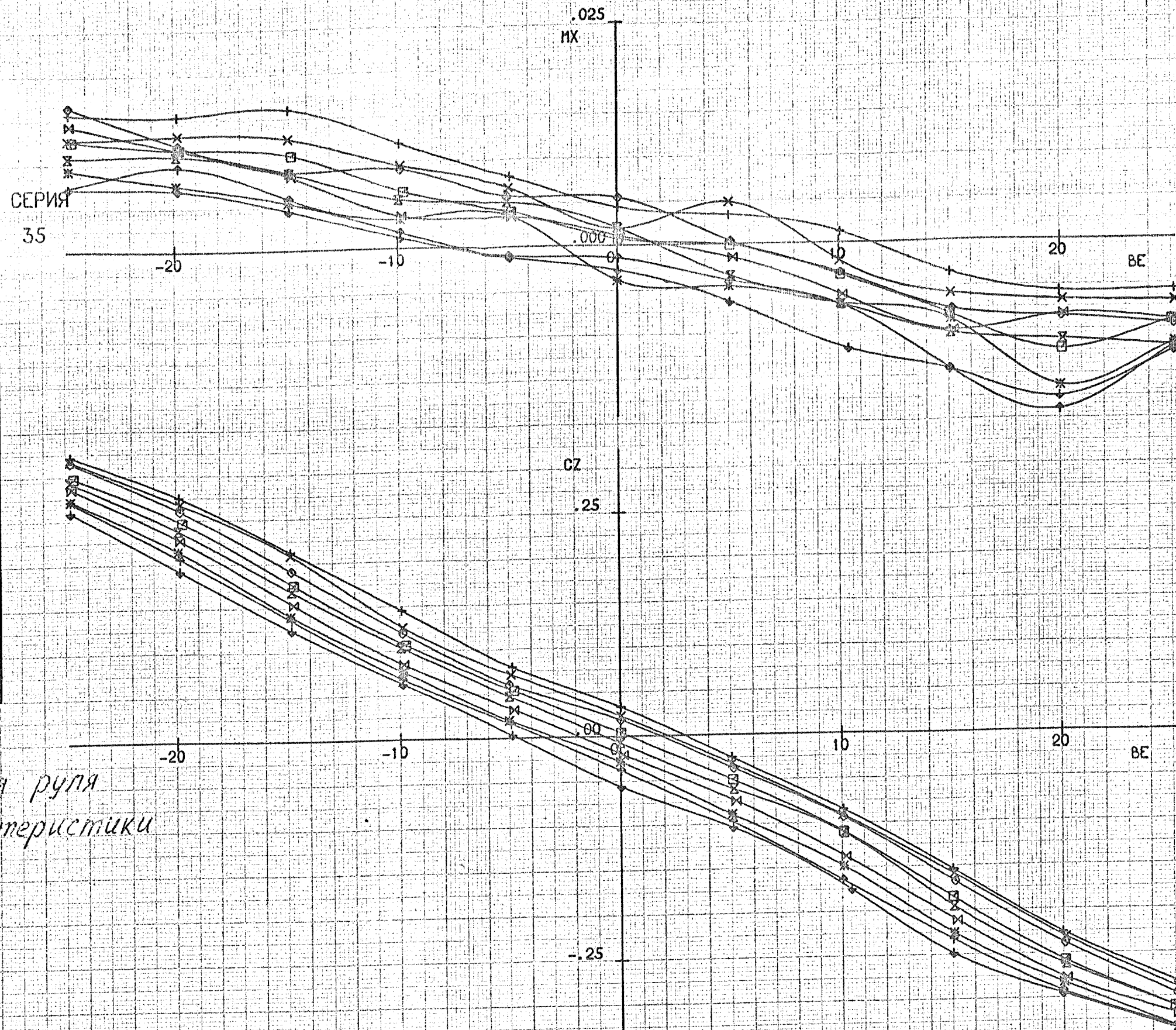
ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ
Т-101 80 11

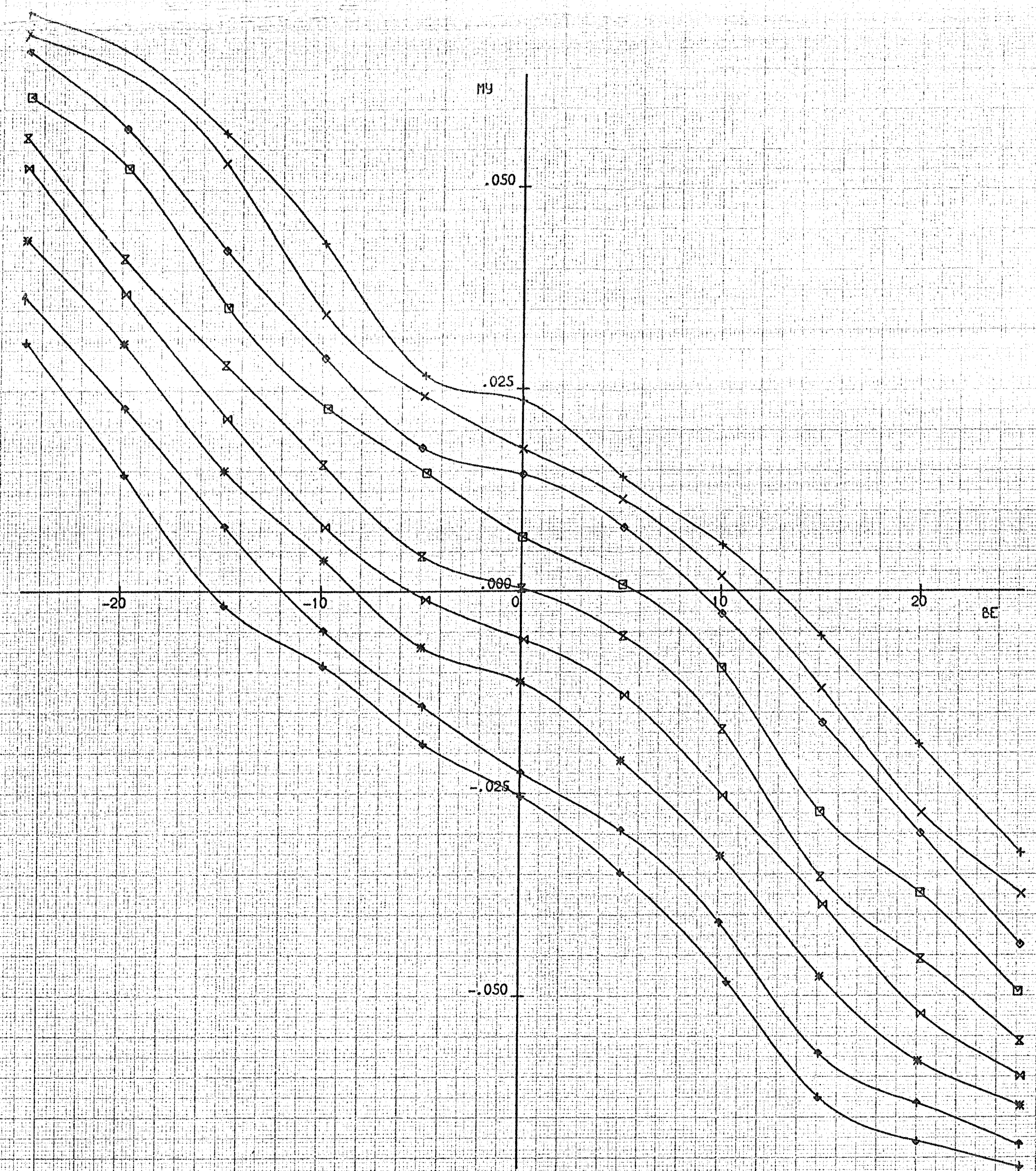
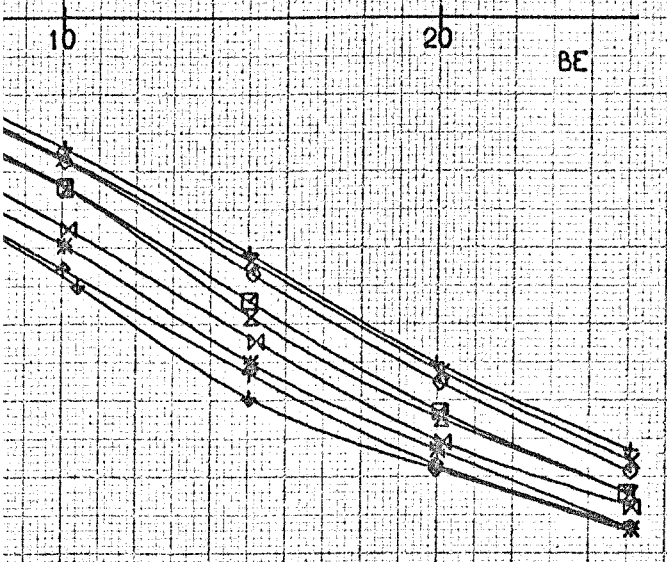
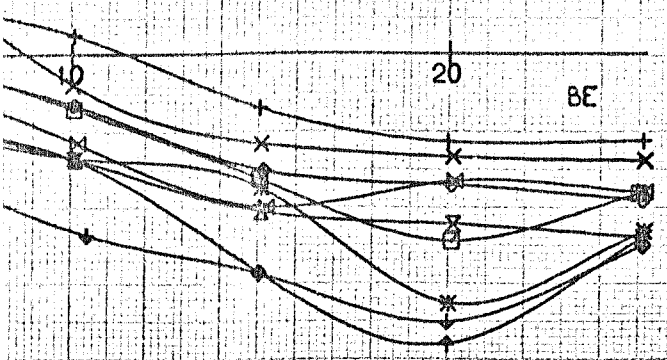
СЕРИЯ
35

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	РН
-	375	+	-19.6
-	376	x	-15.8
-	377	◇	-9.9
-	378	□	-4.8
+	334	⋈	-0.5
-	379	⋈	5.2
-	380	✱	10.2
-	381	↑	15.1
-	382	↓	20.1

Рис. 16а

Влияние отклонения руля
направления на характеристики
аппарата при $\alpha = 0$.





AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
9.9	P	-0.1	V	-0.1	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	753.4	8.5	30.2	1.033 · 10 ⁶

СУА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 14

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	PH
—	383	+	-19.7
—	384	x	-15.8
—	385	◇	-10.1
—	386	□	-4.8
+	335	x	-0.1
—	387	⋈	5.2
—	388	*	10
—	389	↑	15.1
—	390	↓	20.2

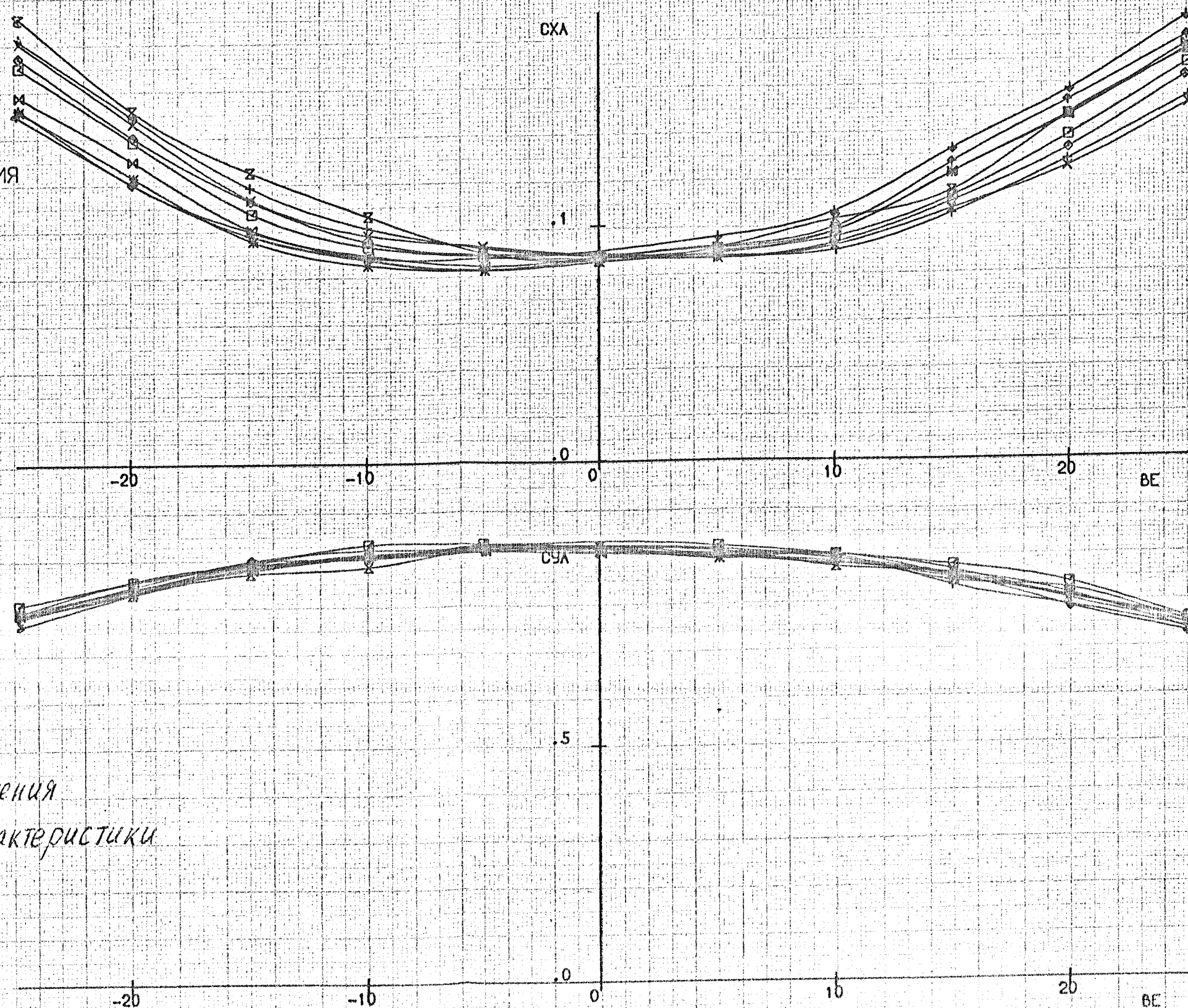
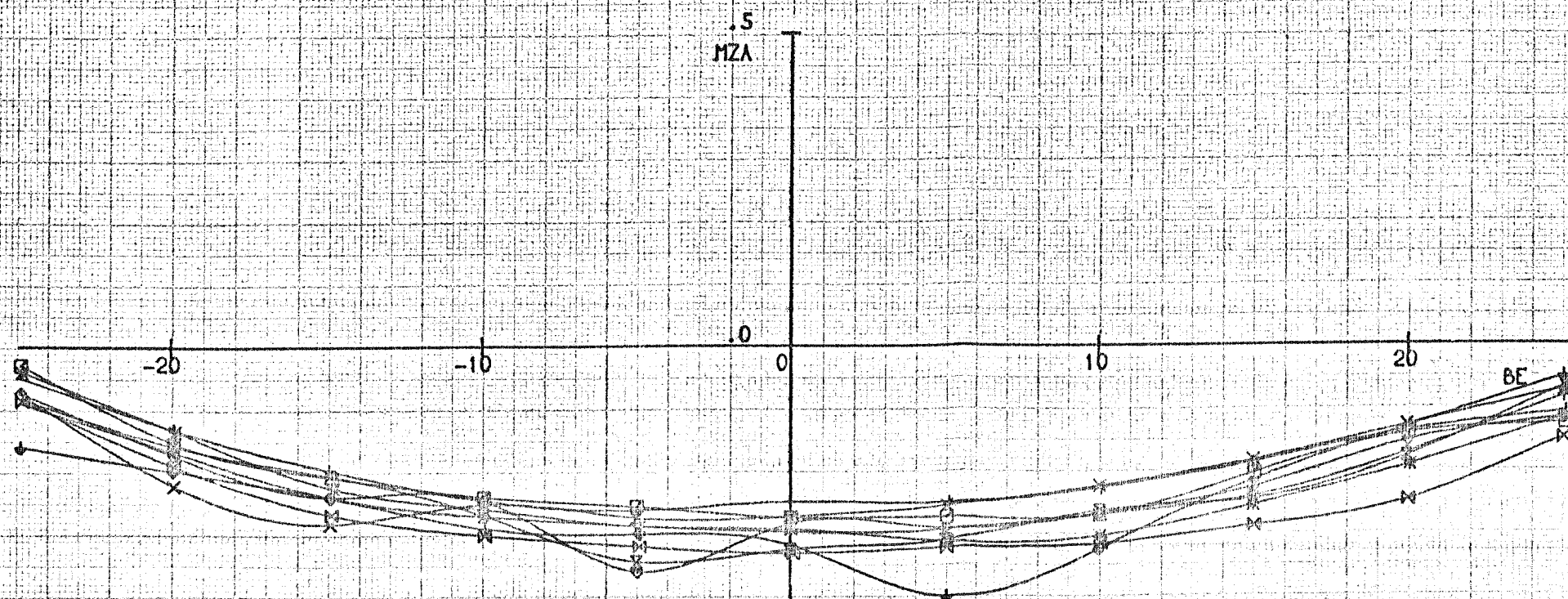
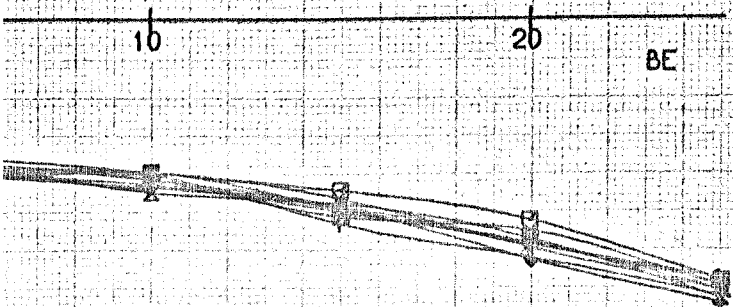
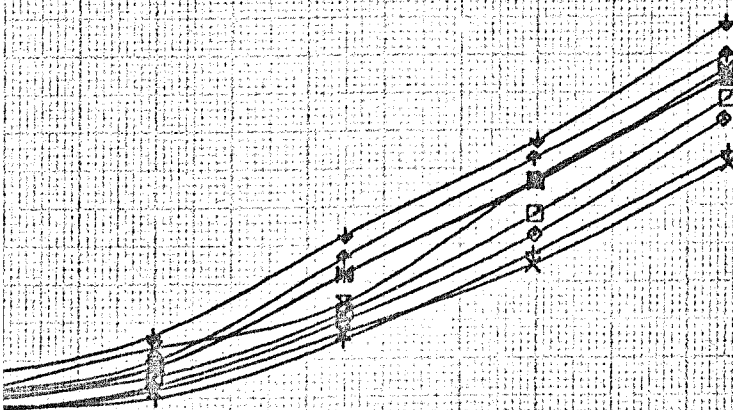


Рис. 17 Влияние отклонения руля направления на характеристики аппарата при $\alpha = 10^\circ$

10^6



AL	BE	FB	PH	З/ЛЕВ	З/ПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЗЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
9.9	P	-0.1	V	-0.1	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	753.4	8.5	30.2	1.033 · 10 ⁶

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 36

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	PH
-	383	+	-19.7
-	384	x	-15.8
-	385	◇	-10.1
-	386	□	-4.8
+	335	⊗	-0.1
-	387	⊗	5.2
-	388	⊗	10
-	389	↑	15.1
-	390	↓	20.2

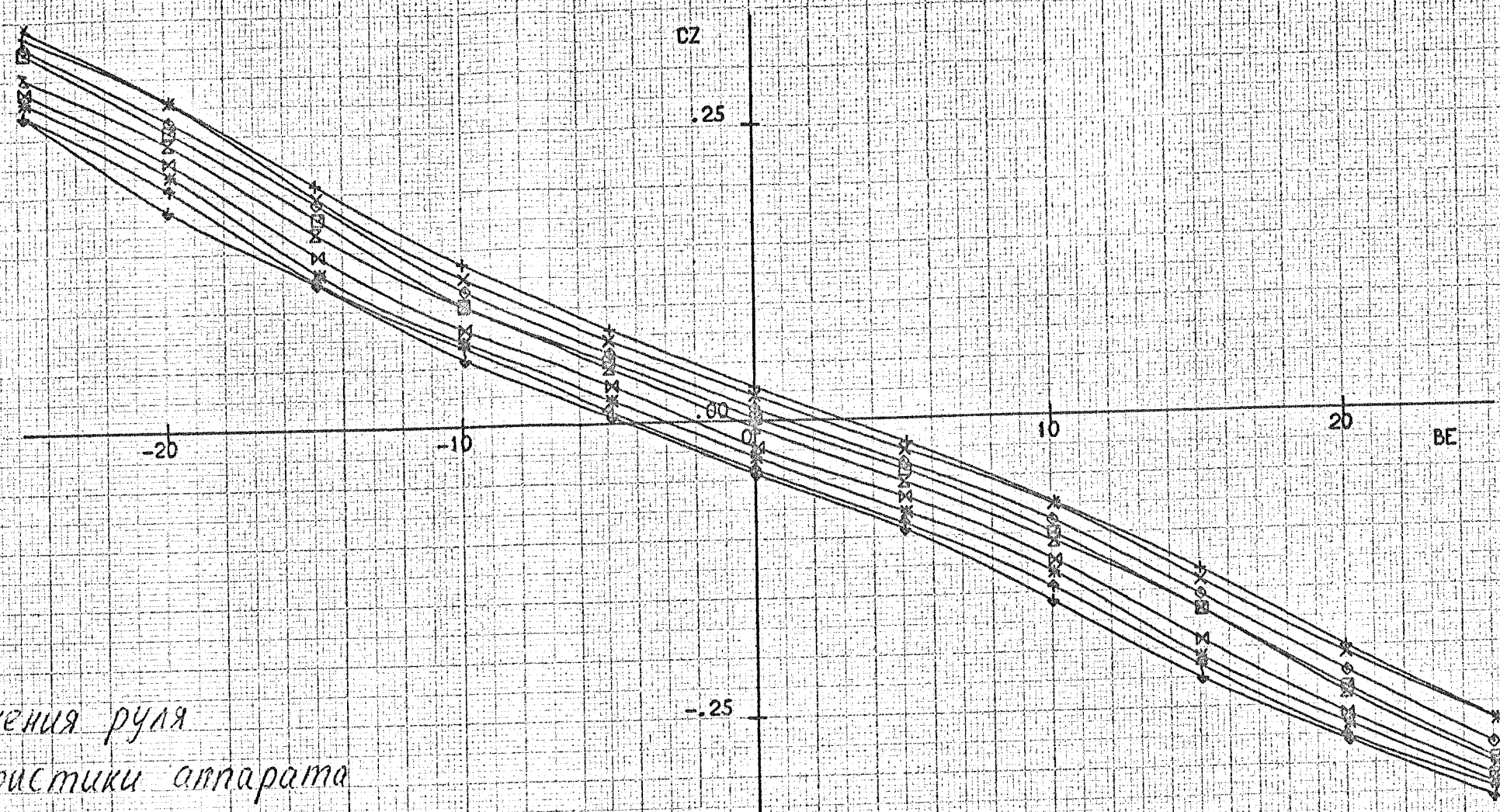
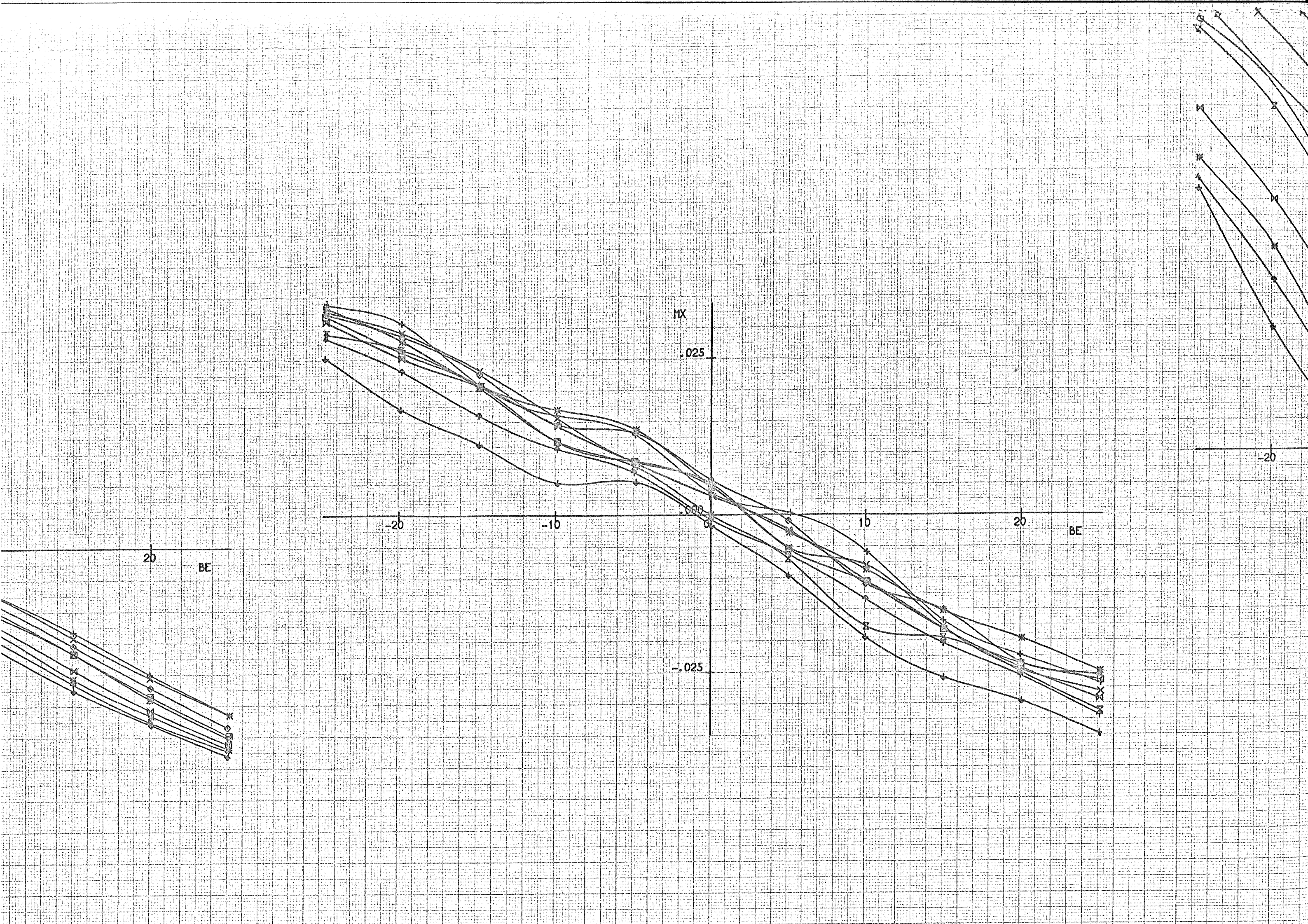
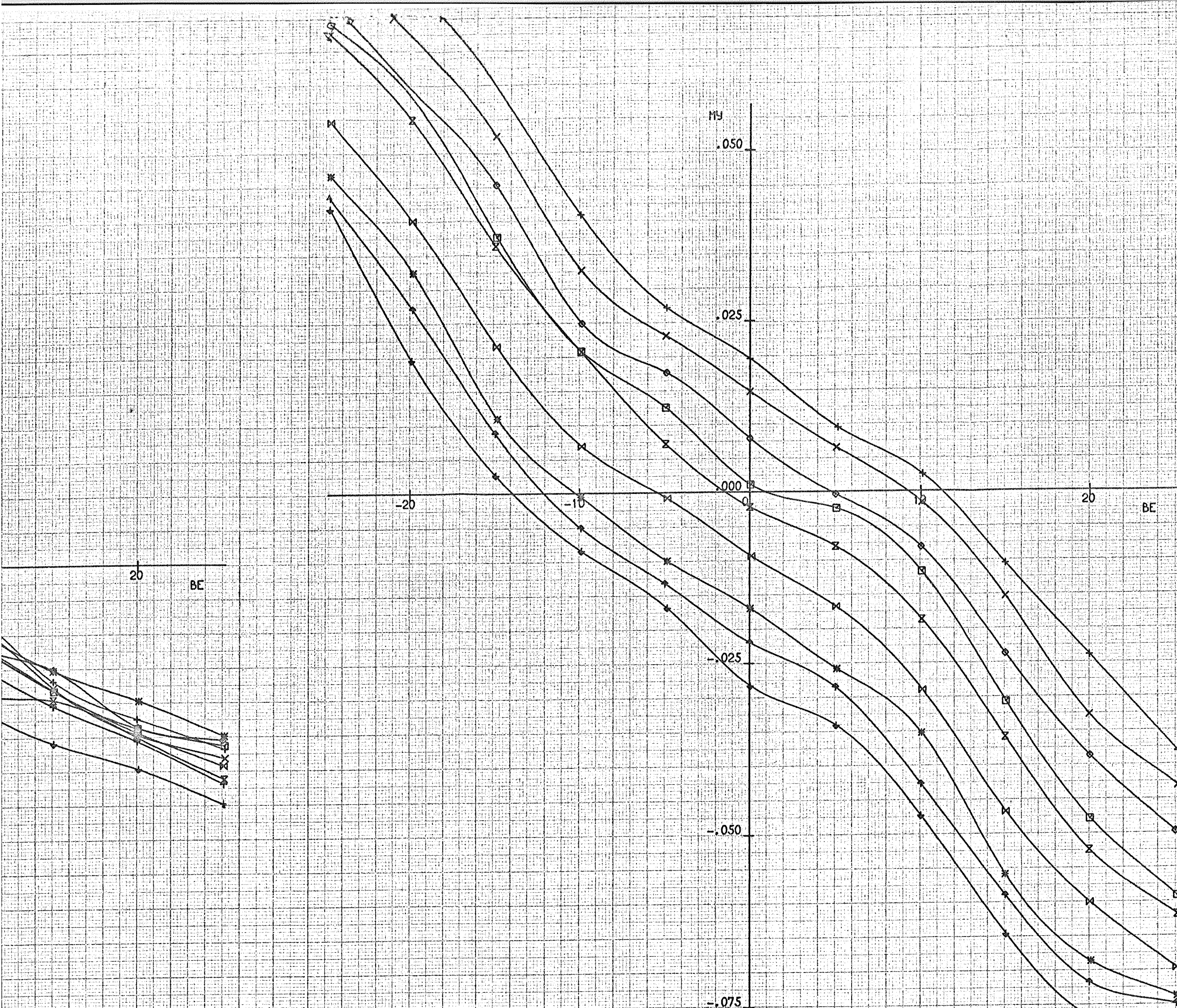


Рис. 17а. Влияние отклонения руля на характеристики аппарата при $\alpha = 10^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЗЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
19.8	P	-0	V	-0.	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	748.3	7.5	30.2	1,026*10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) КО(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

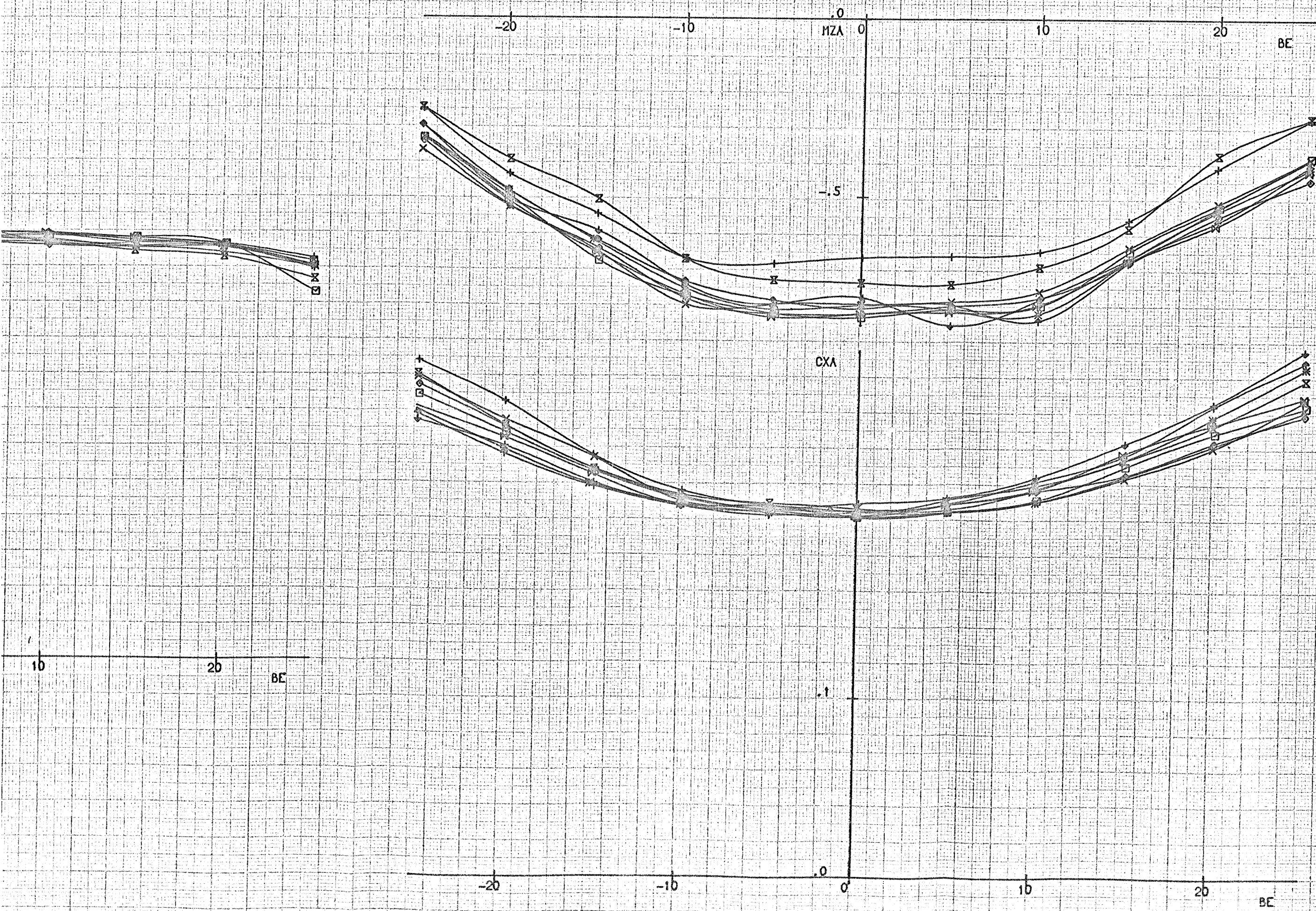
ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 15

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	PH
-	391	+	-19.6
-	392	x	-15.8
-	393	o	-9.9
-	394	□	-4.8
+	336	⊗	-0
-	395	⊗	5.2
-	396	⊗	10.2
-	397	↑	15.1
-	398	↓	20.1



Рис. 18.

Влияние отклонения руля
направления на характеристики
аппарата при $\alpha = 20^\circ$



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
19.8	P	-0	V	-0	0	КОРОТ	ИСХОД	+	ПЕР	+	ПЕР	748.3	7.5	30.2	1.026·10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 37

СТРН	ПРОТ	МАРКЕР	PH
-	391	+	-19.6
-	392	x	-15.8
-	393	◇	-9.9
-	394	▣	-4.8
+	336	x	-0
-	395	x	5.2
-	396	*	10.2
-	397	↑	15.1
+	398	↓	20.1

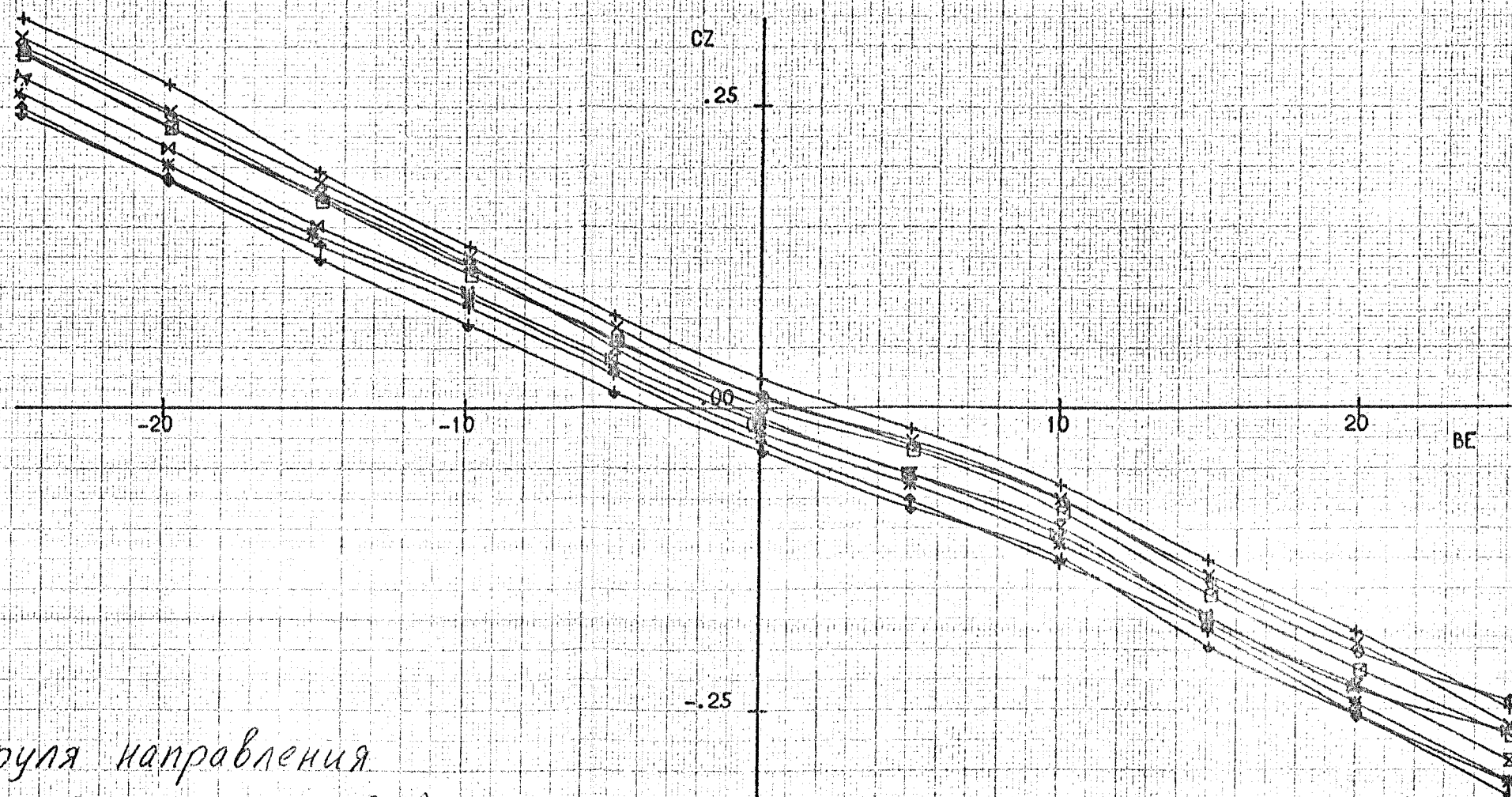
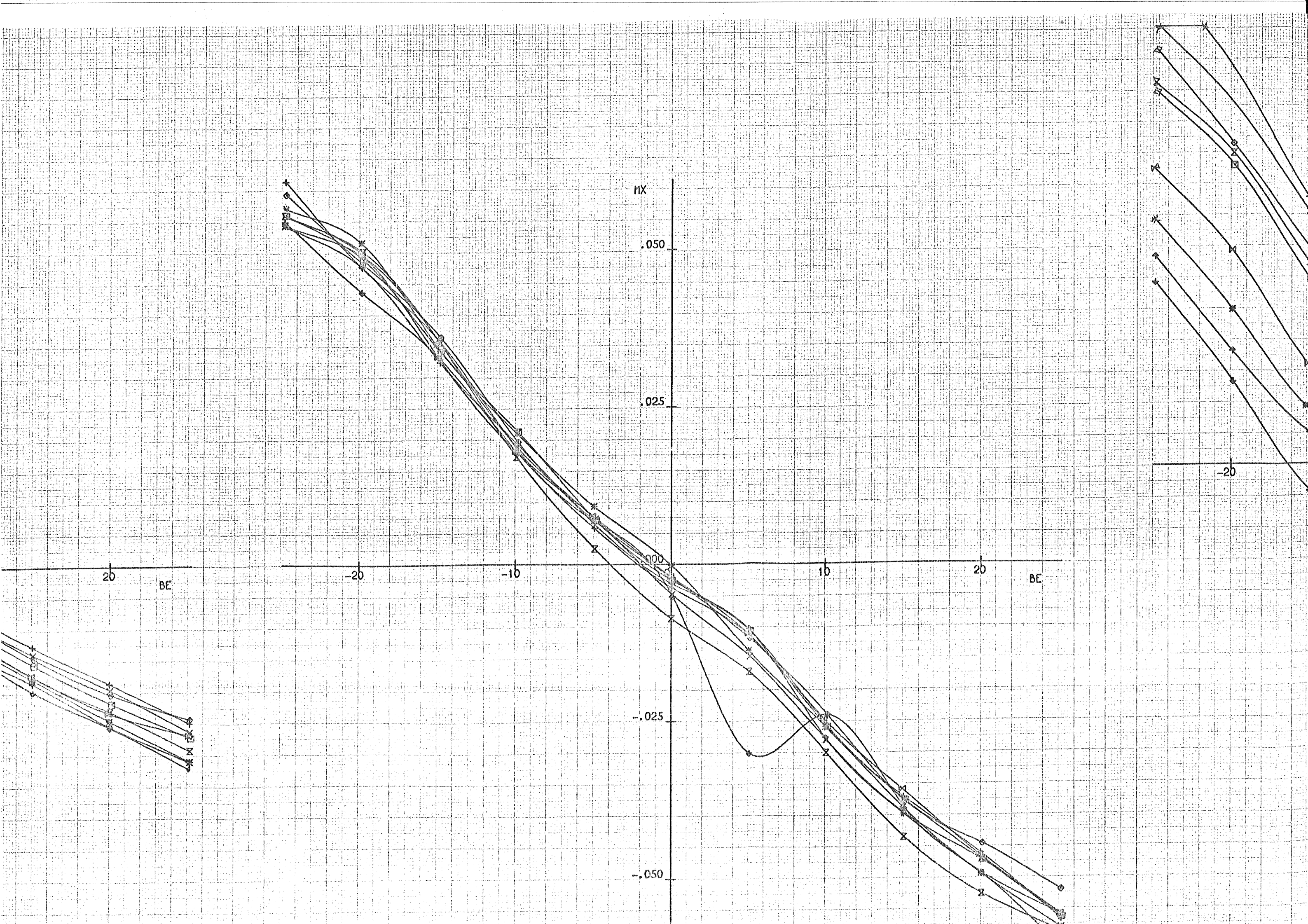
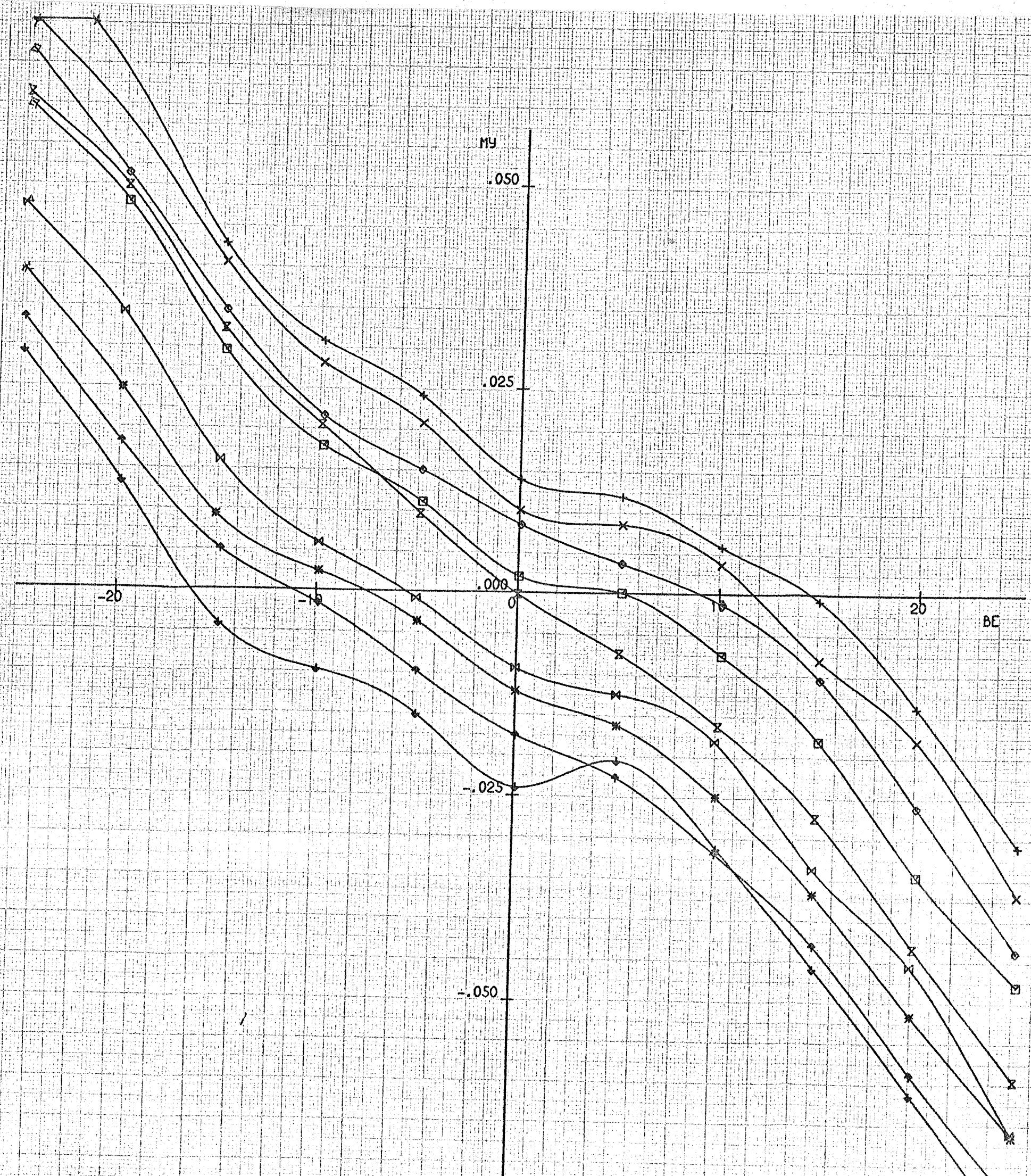
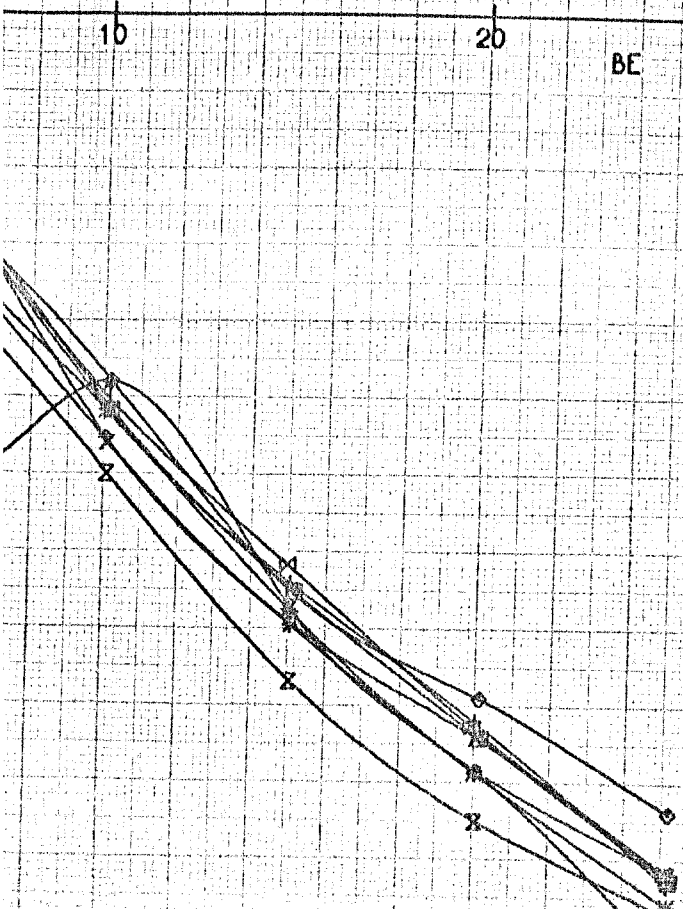


Рис. 18а.

Влияние отклонения руля направления
на характеристики аппарата при $\alpha=20^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0	-0.	-0.	0	КОРОТ	ИСХОД	V	+	+	ПЕР	746.0	9.0	30.1	1.013 $\cdot 10^6$

СУА, MZA=F(AL) СУА=F(CXA) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 7

ПРОТ	МАРКЕР	СТРВ
327	+	+
338	x	+
346	•	-

старый фонарь
без фонаря с маячками
новый фонарь.

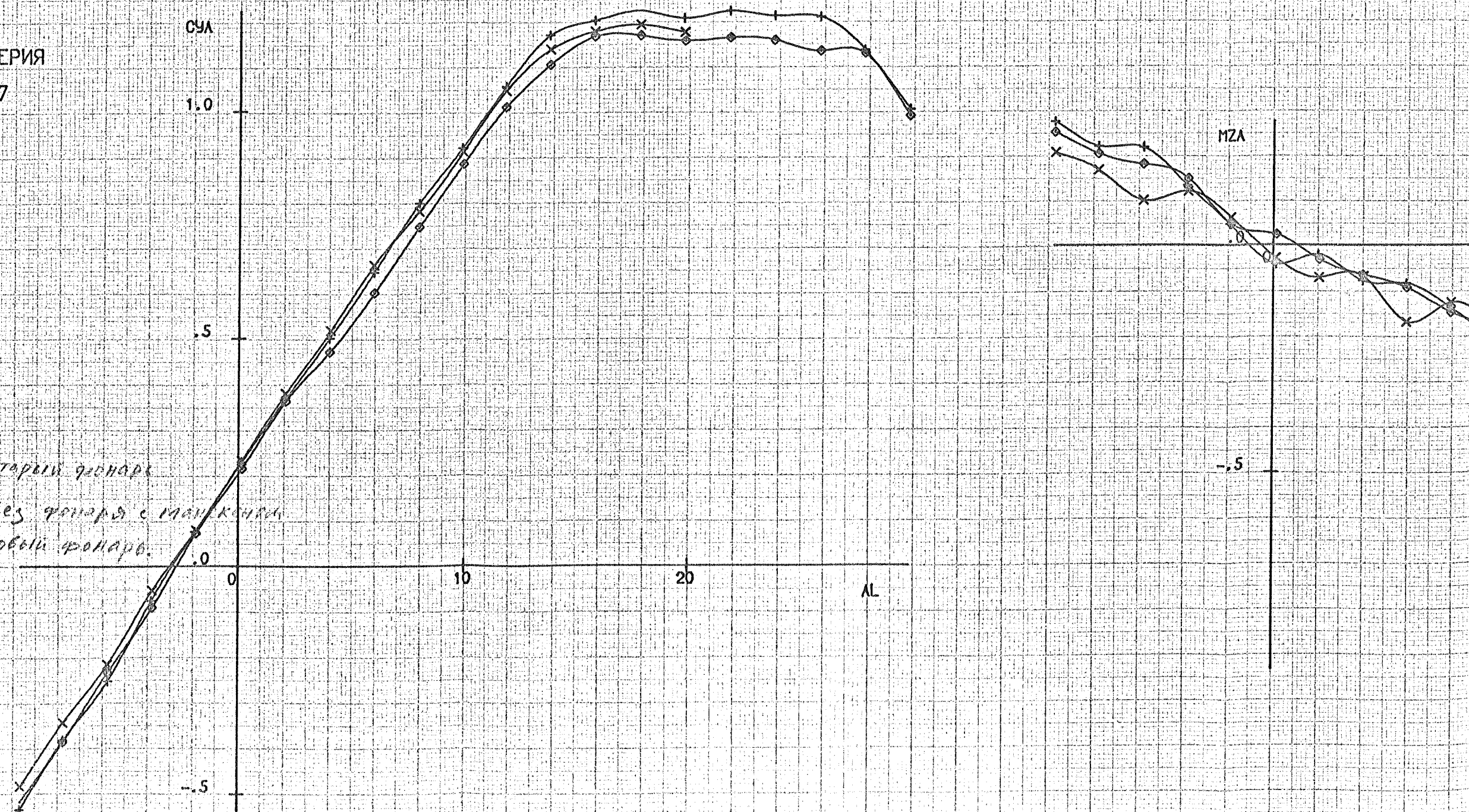
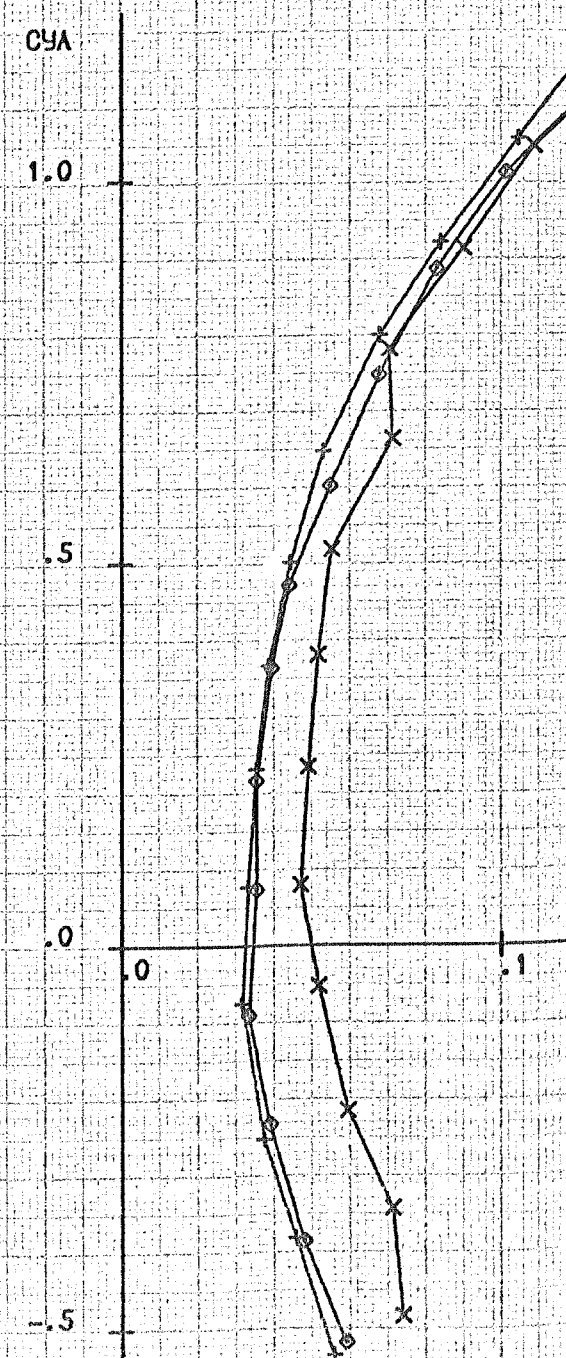
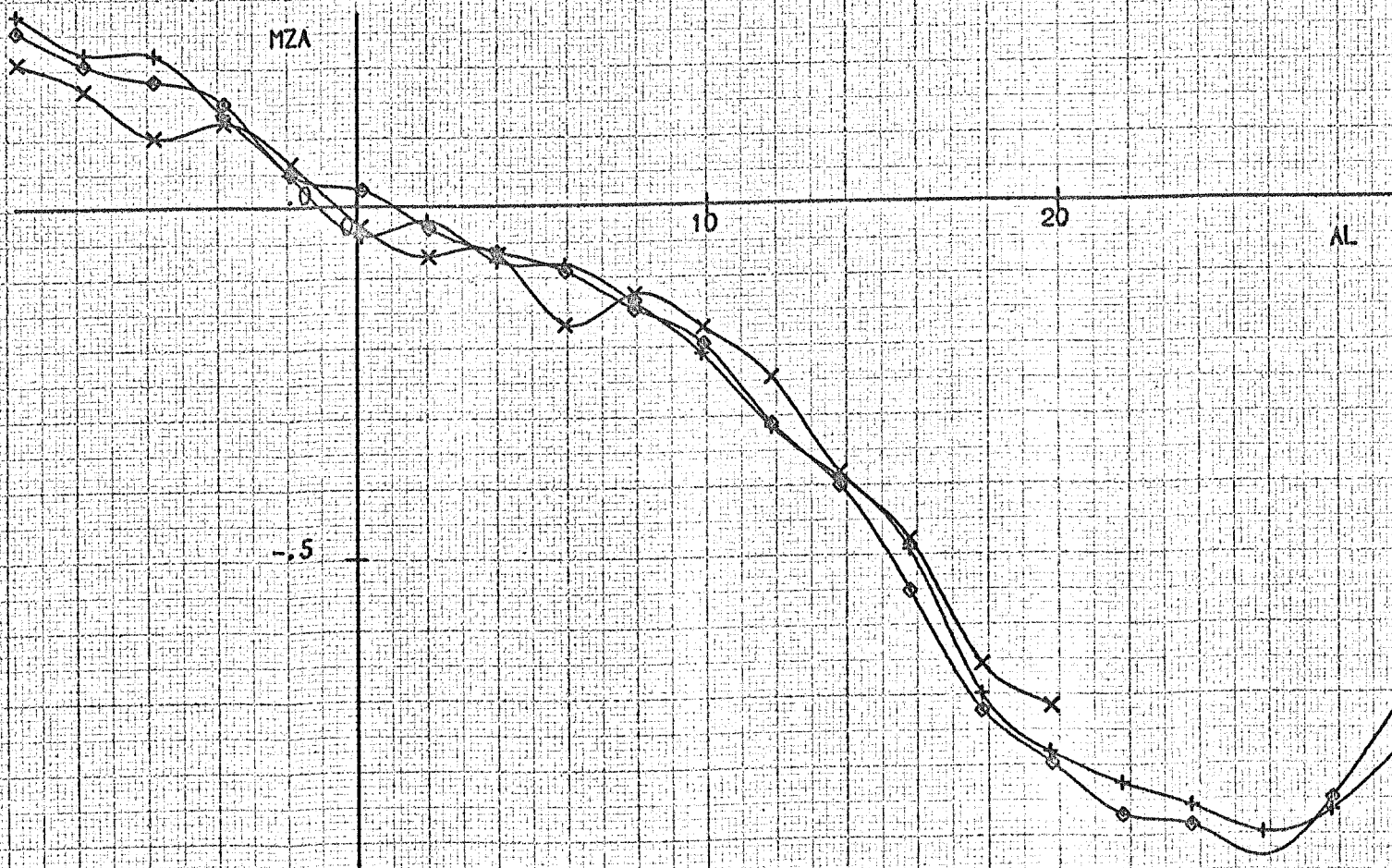
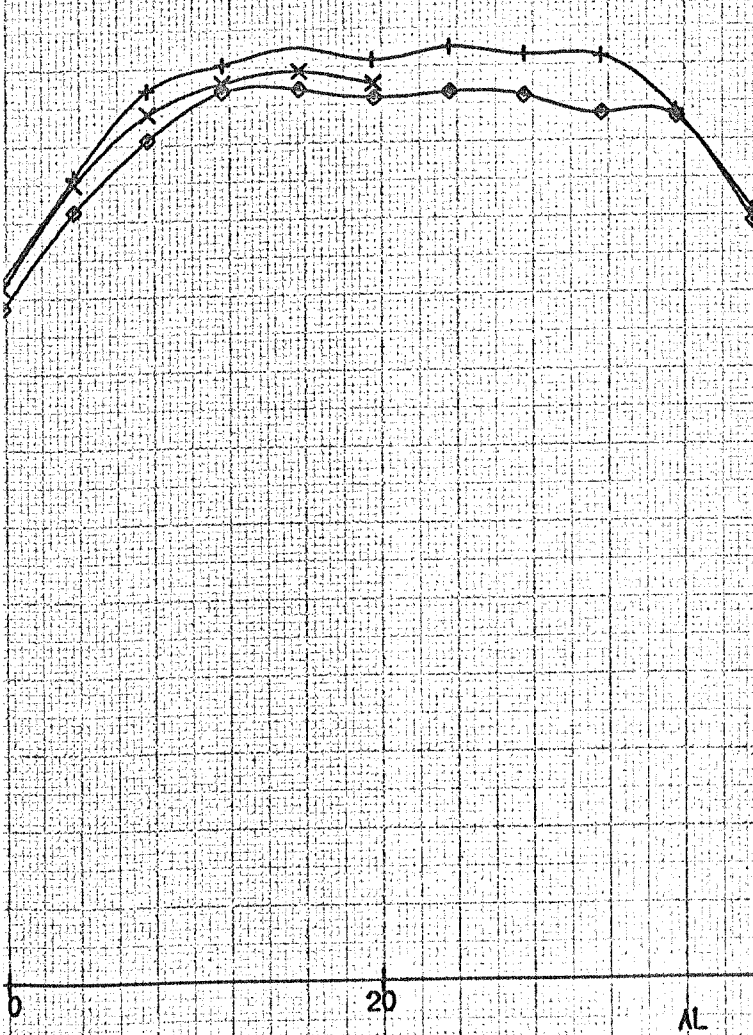


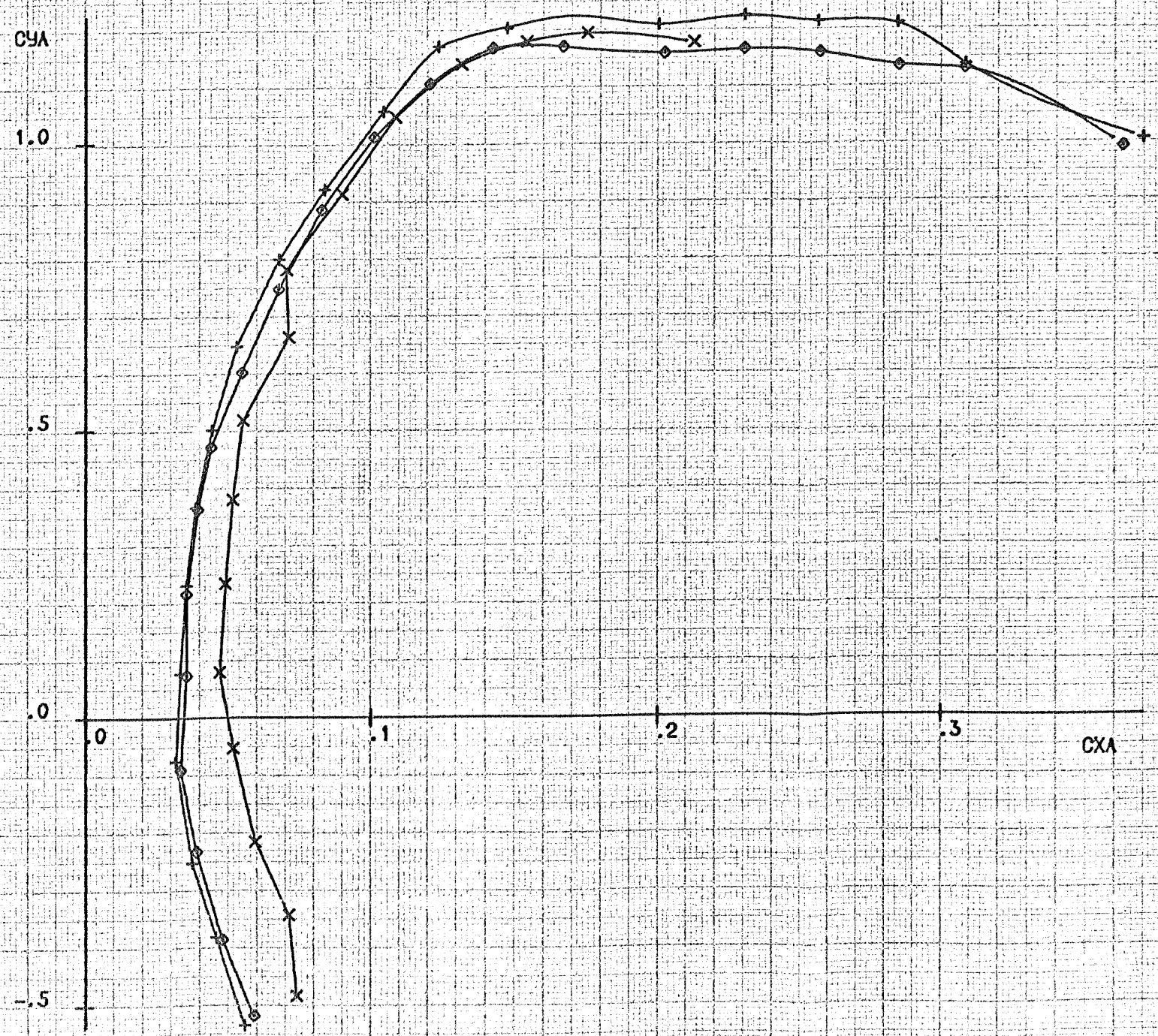
Рис. 19

Сравнение различных вариантов исходного аппарата

PA	T	V	RE
746.0	9.0	30.1	1.013×10^6

). (3) SM1,2,3 END





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	-0.	-0.	-0.	0	КОРОТ	ИСХОД	V	+	+	ПЕР	746.0	9.0	30.1	1.013 · 10 ⁶

CZ, MX, MY = F(AL) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 29

ПРОТ	МАРКЕР	СТРВ
327	+	+
338	x	+
346	◊	-

1 - 1-й вариант с та же координ.
2 - 2-й вариант с та же координ.
3 - 3-й вариант с та же координ.

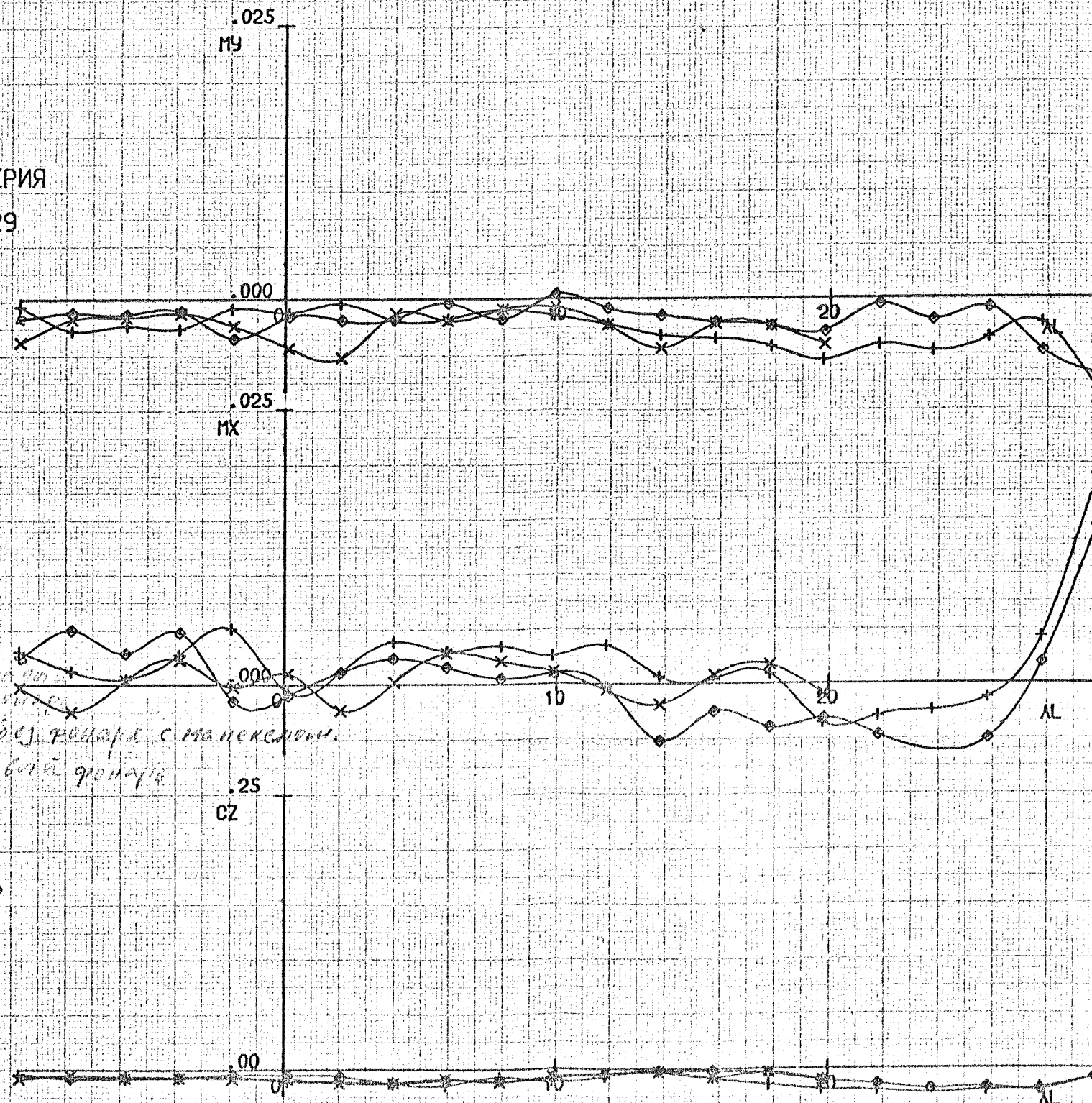


Рис. 19а. Сравнение различных вариантов исходного аппарата

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
V	P	-0.	-0.	-0.	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	ПЕР	745.2	10	30.2	1.006*10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1).(2).(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 19

ПРОТ	МАРКЕР	AL
339	+	0.1
340	x	9.9
341	◊	19.8

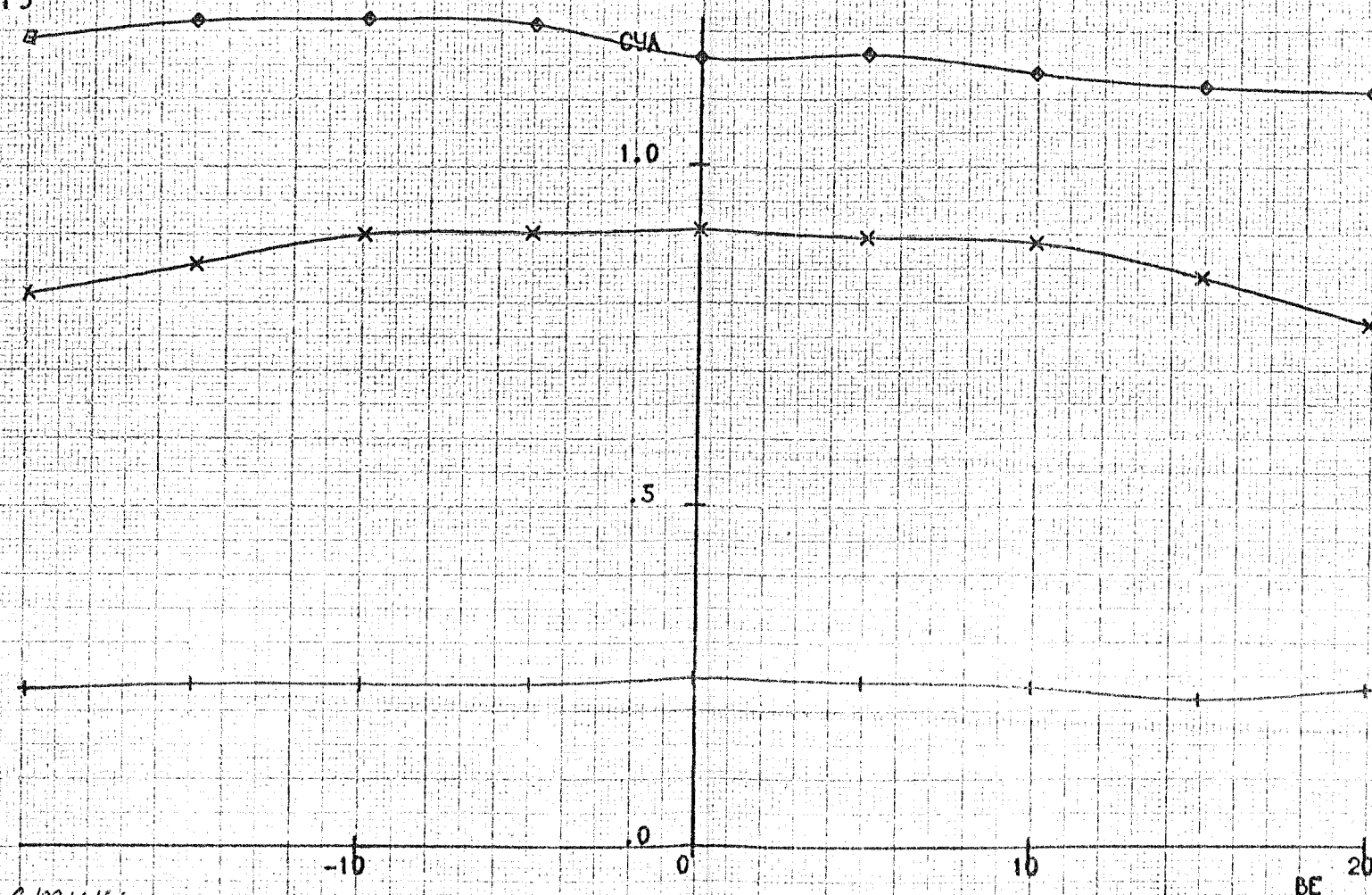
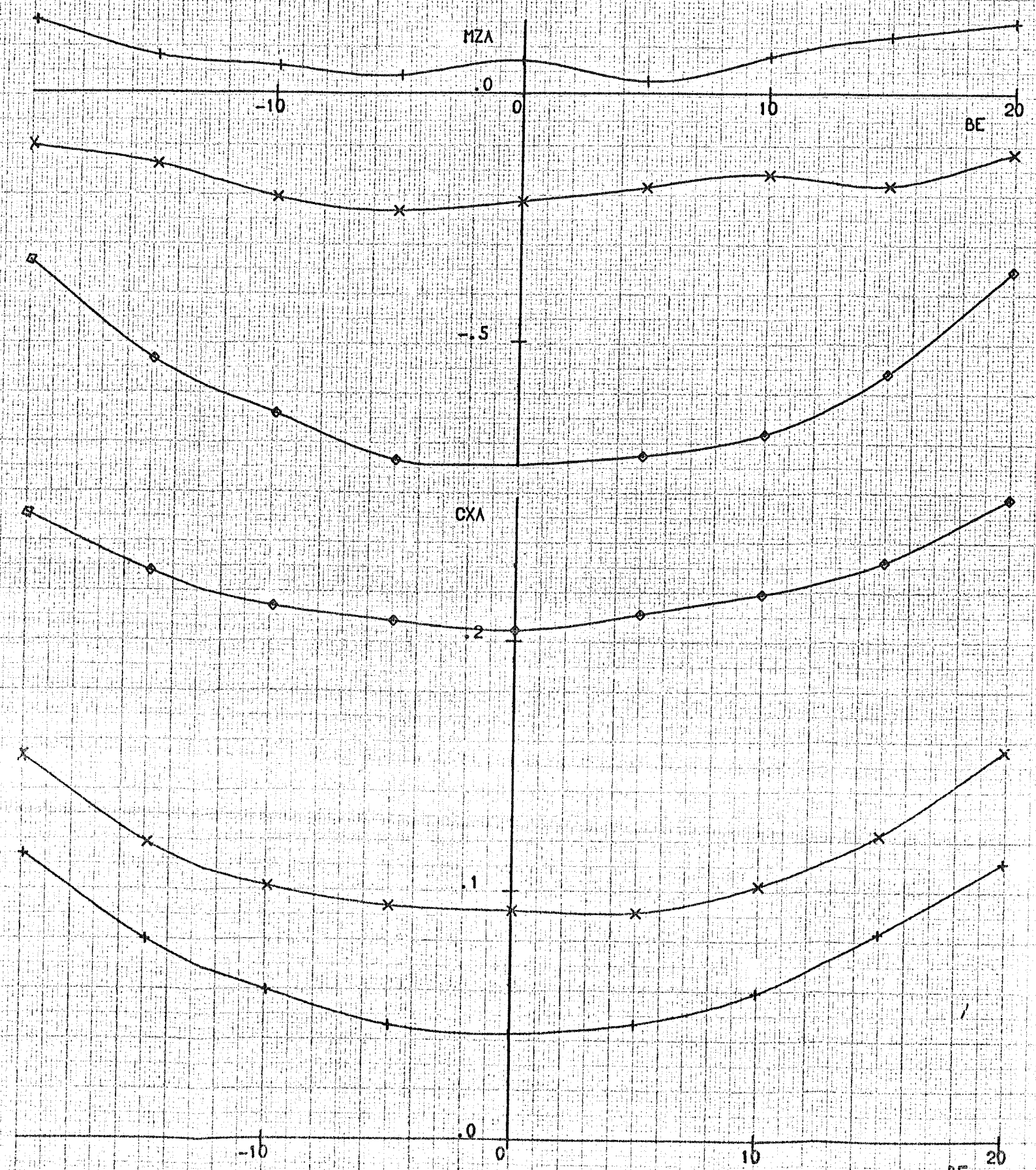
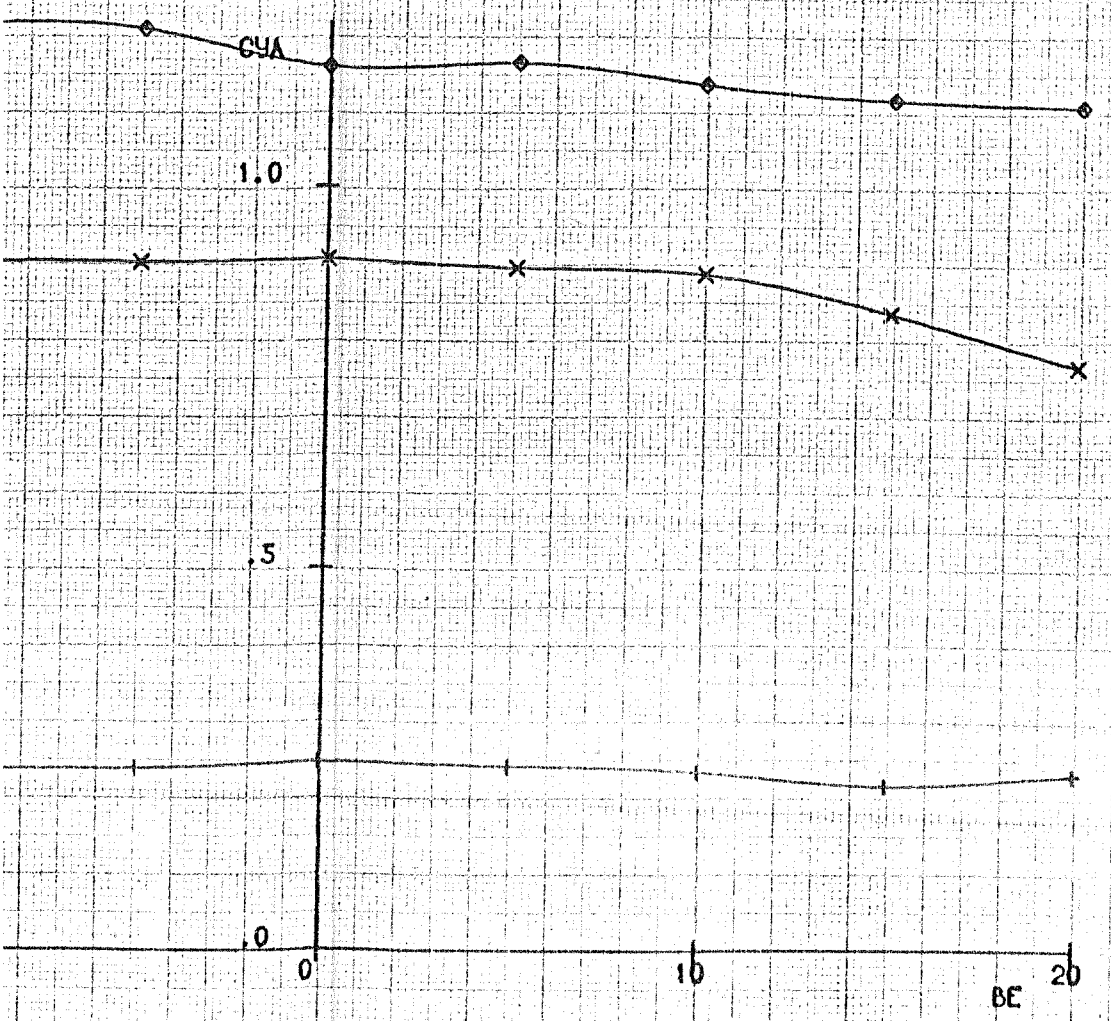


Рис. 20. Характеристики аппарата с открытым фонарем

СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
+	+	ПЕР	745.2	10	30.2	1.006×10^6

(BE) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END



AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
V	P	-0.1	-0.1	-0.1	0	КОРОТ	ИСХОД	+	+	+	ПЕР	745.2	10	30.2	$1.006 \cdot 10^6$

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

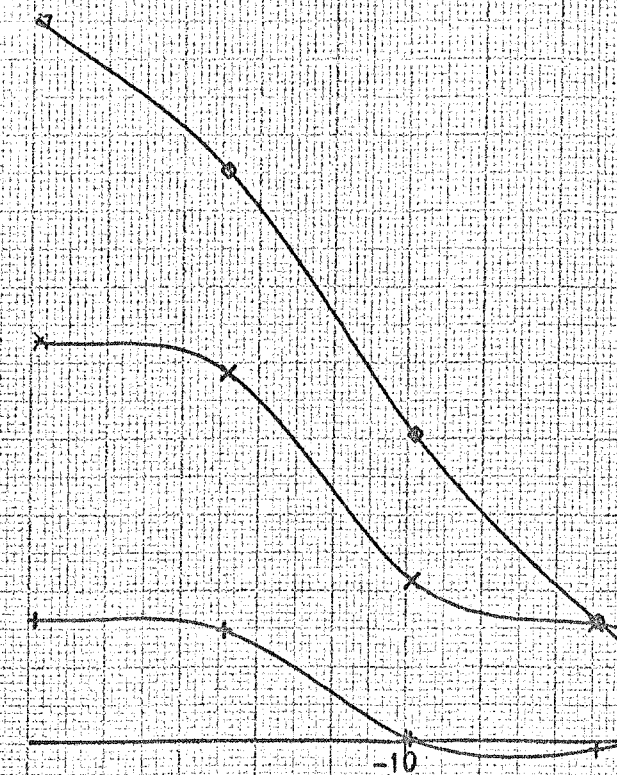
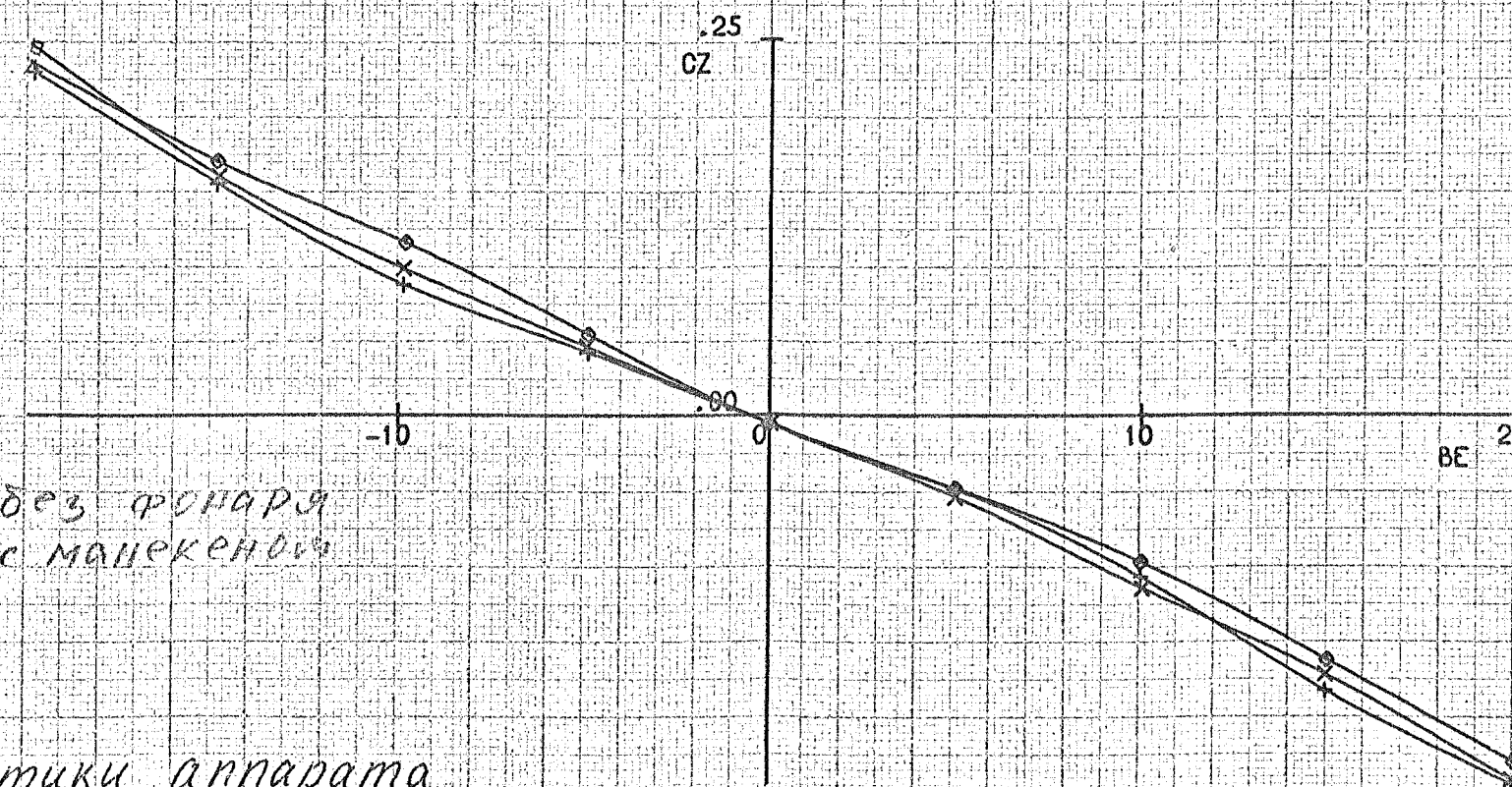
ЦВС-2

ОБЪЕКТ	МОДЕЛЬ	ТЗ	СЕРИЯ
T-101	80	11	41

ПРОТ	МАРКЕР	AL
339	+	0.1
340	x	9.9
341	o	19.8

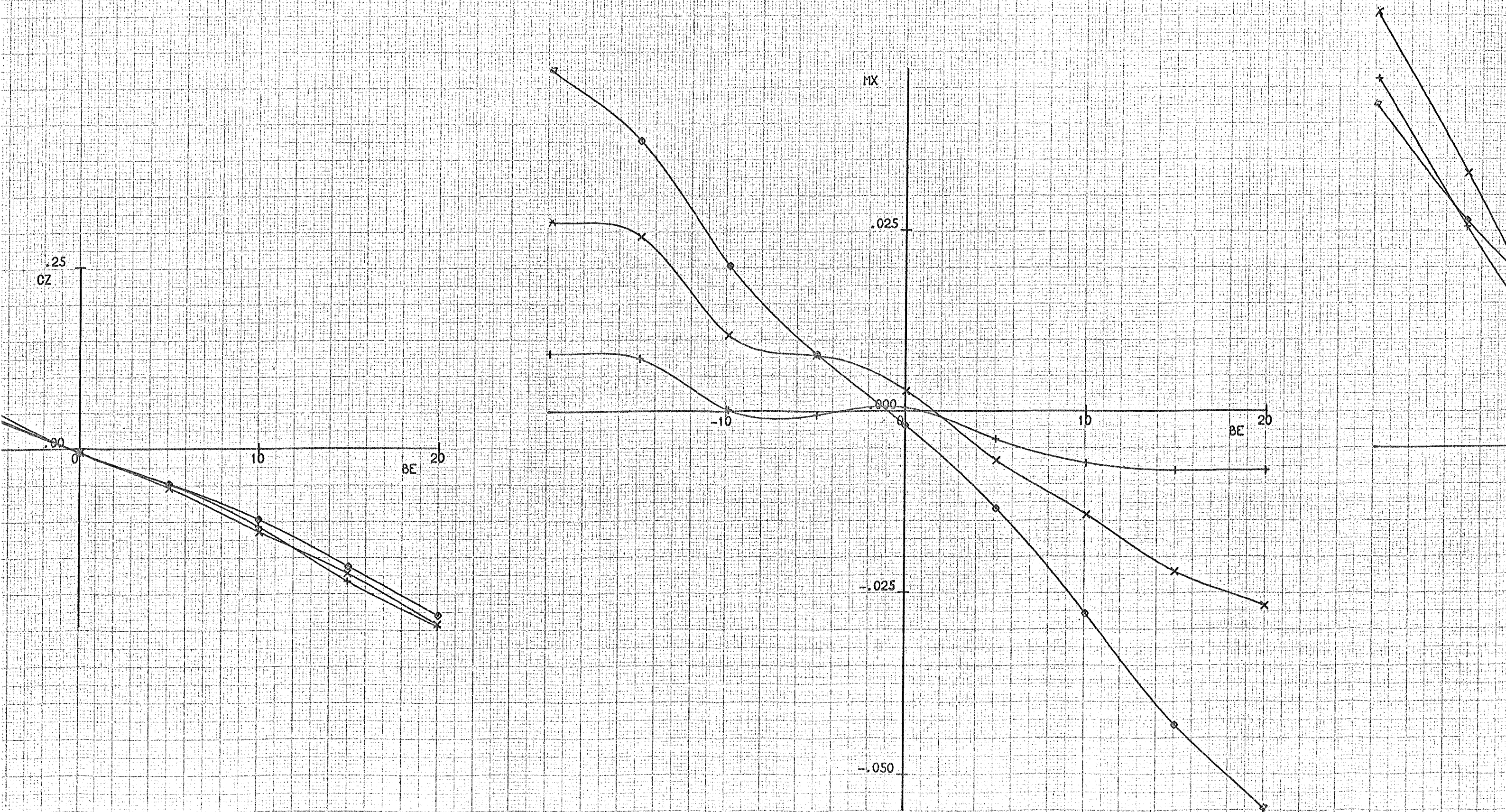
без фонаря
с маякеном

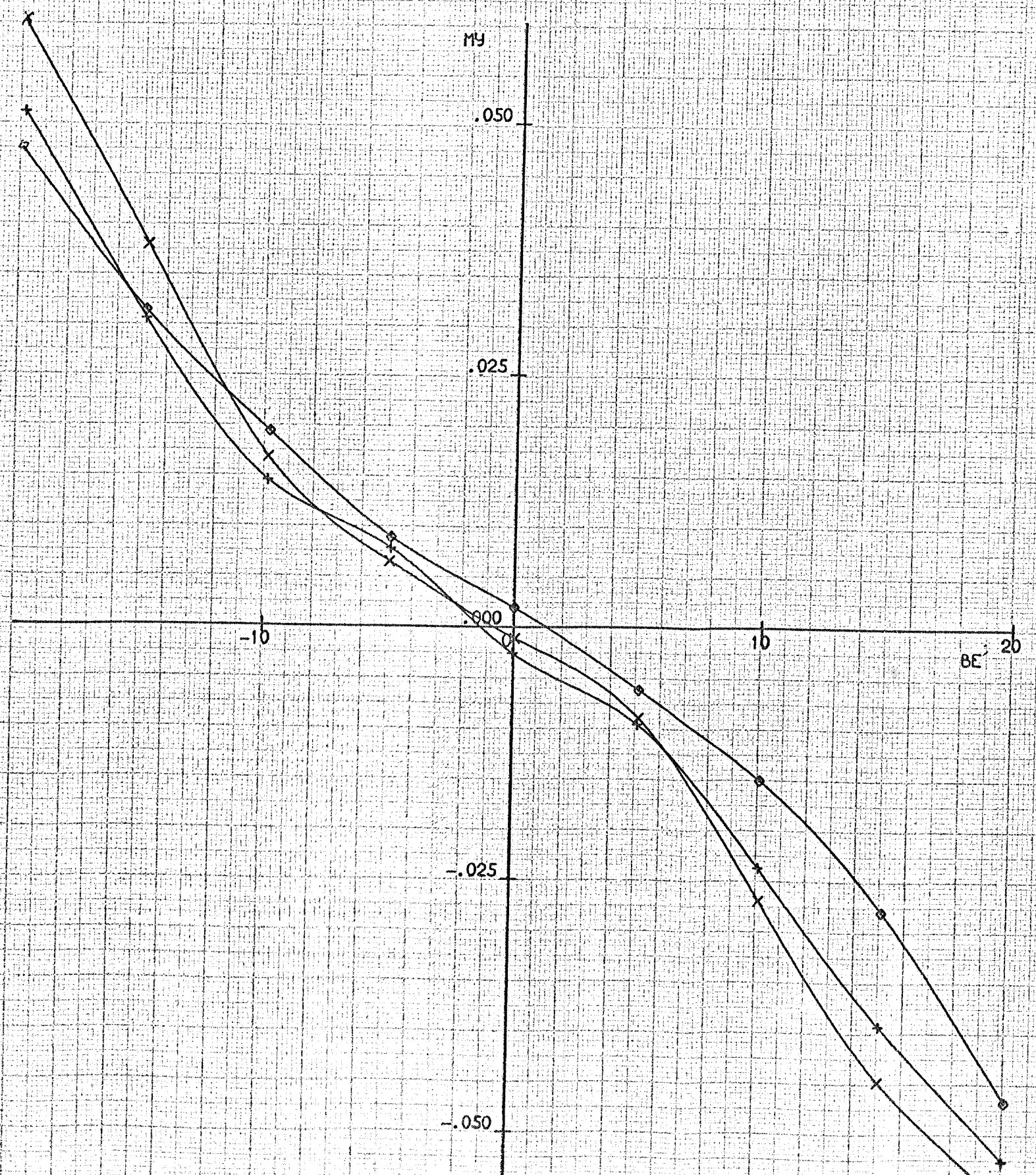
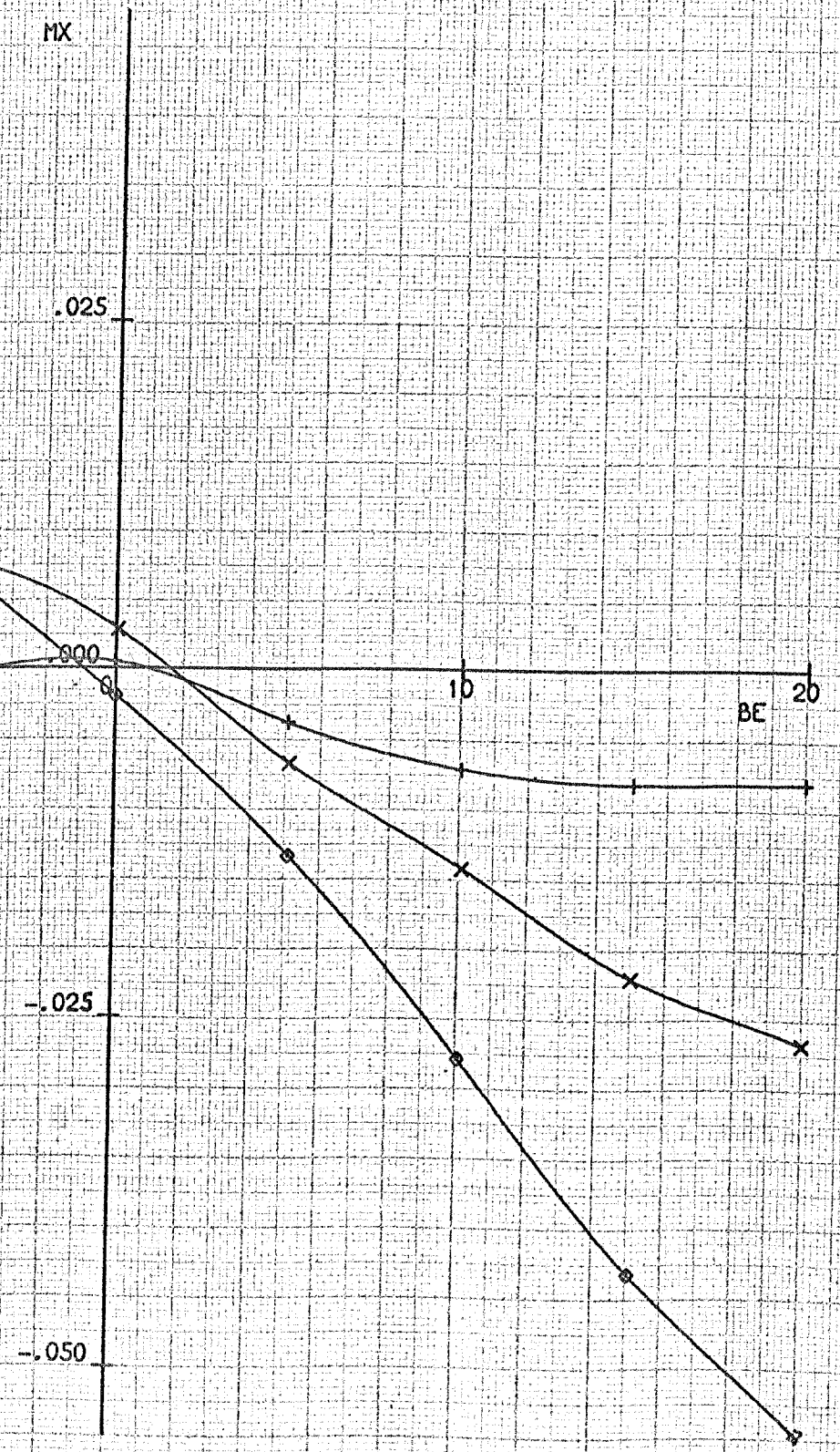
Рис. 20а Характеристики аппарата
с открытым фонарем



ЗЛ	ПРОТ	РА	Т	V	РЕ
1	ПЕР	745.2	10	30.2	$1.006 \cdot 10^6$

1), (2), (3) SM1, 2, 3 END





AL	BE	PB	RH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
P	0	1.0	-0.1	1.0	1.0	КОРОТ	V	ПЕР	+	ПЕР	ПЕР	747.8	6.6	30.2	$1.034 \cdot 10^6$

СЧА, MZA=F(AL) СЧА=F(CXA) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 8

РВ	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
0	346	+	ИСХОД
-0.	400	x	БЗКР
-	410	o	БПКР
-	405	□	Б2КР

без стружки на рв.
с новым фанером (сетчатка с оптической линзой)

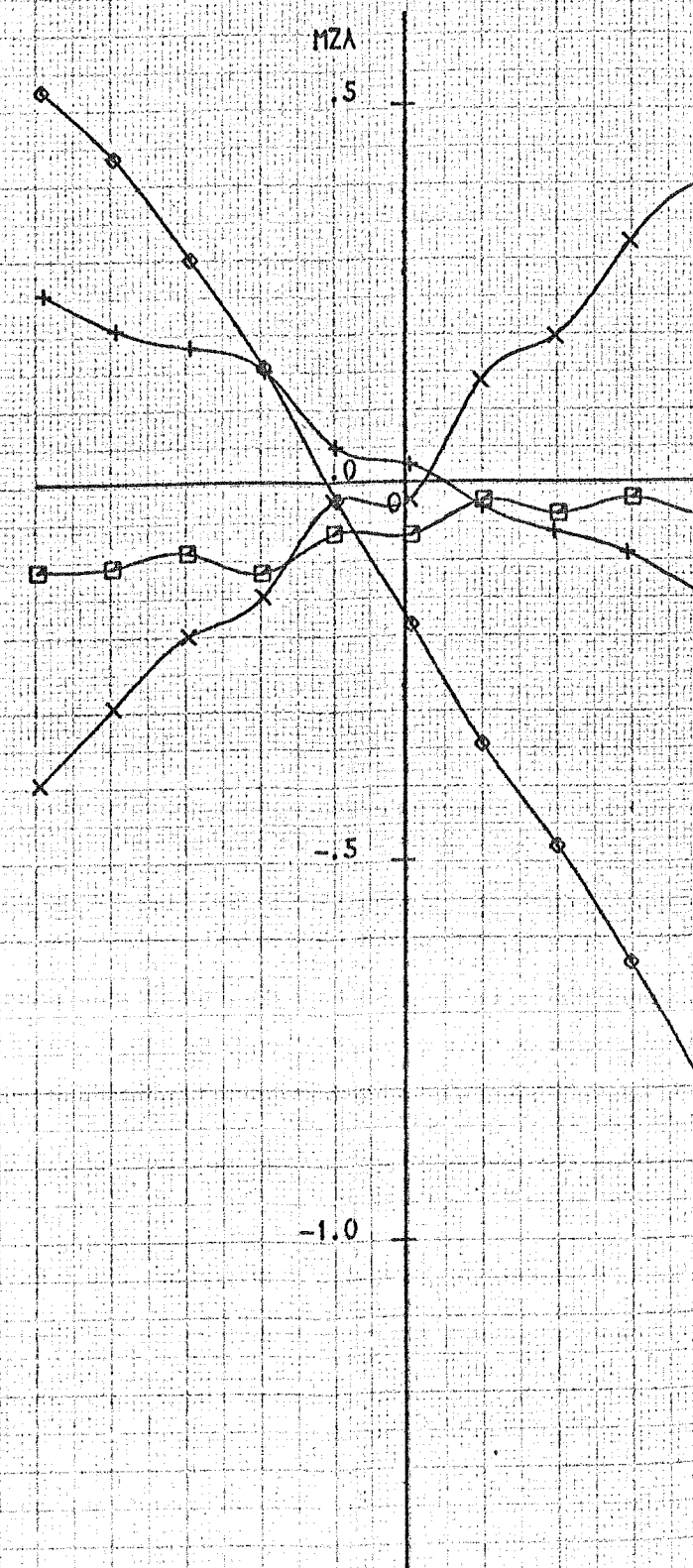
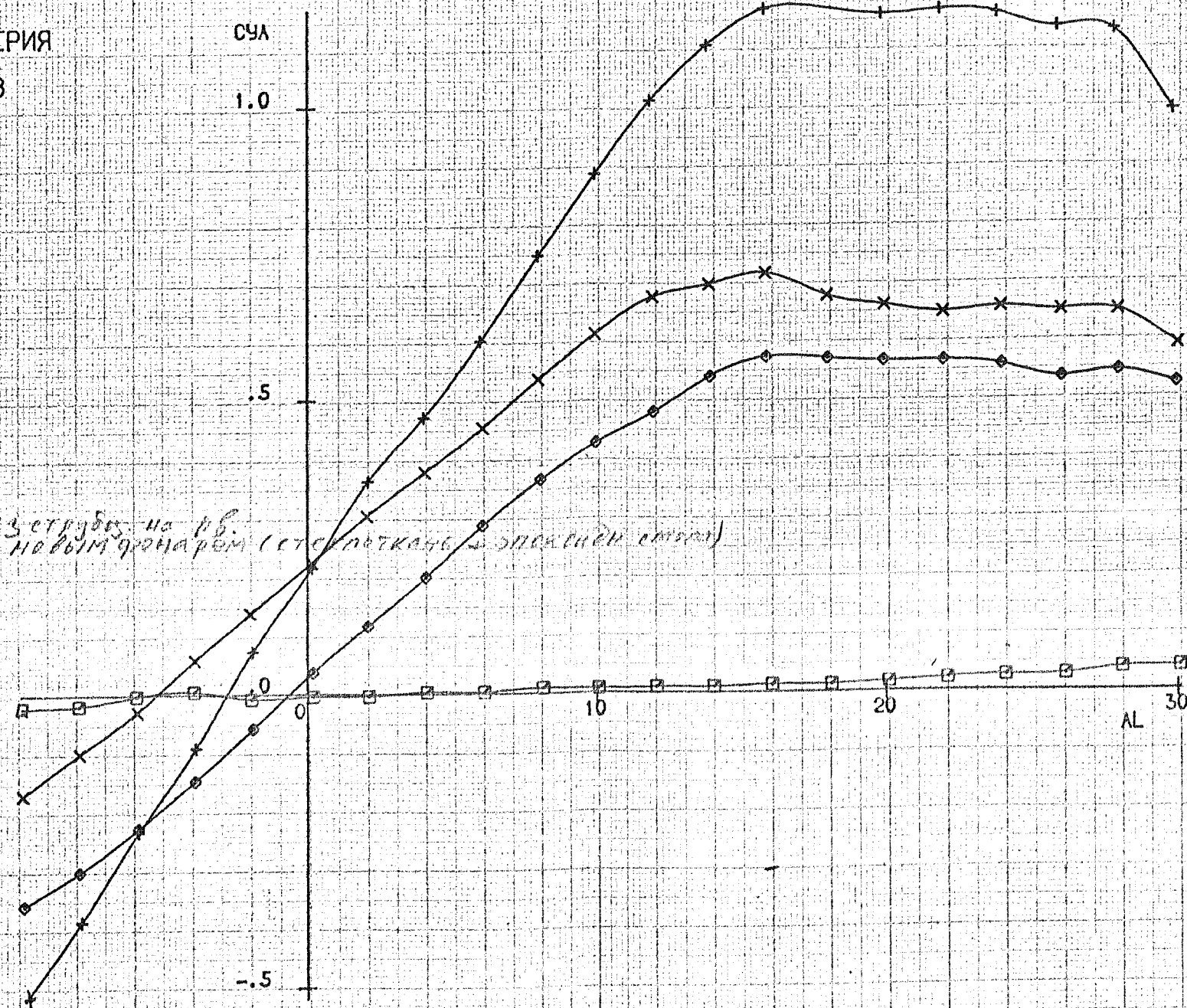
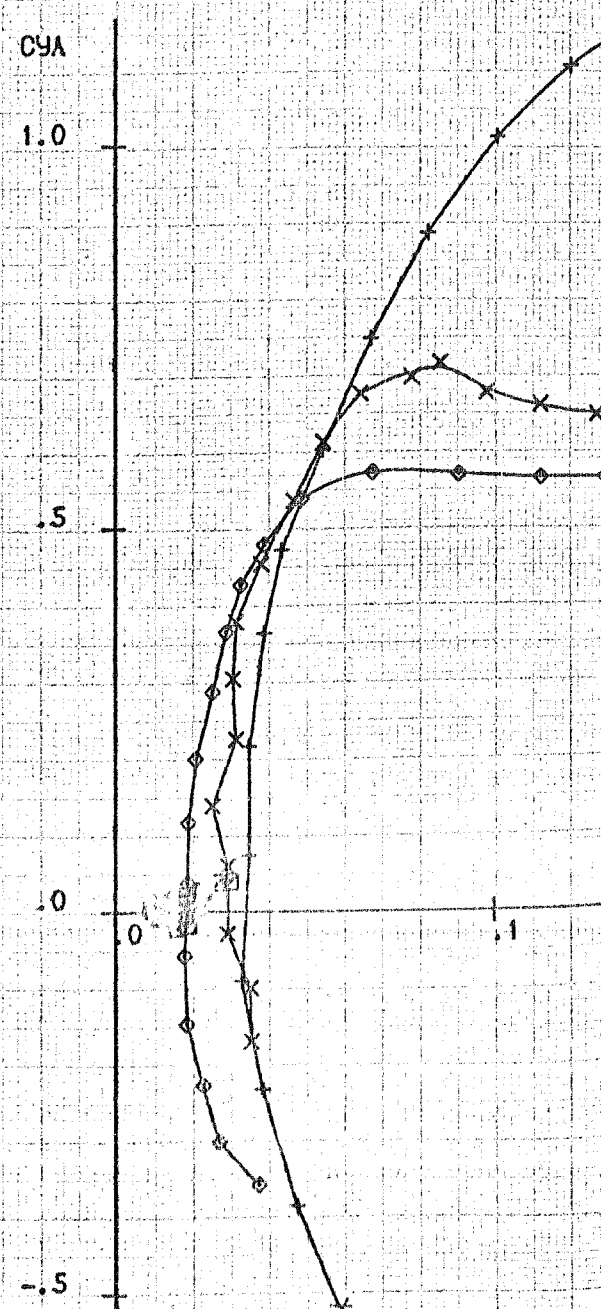
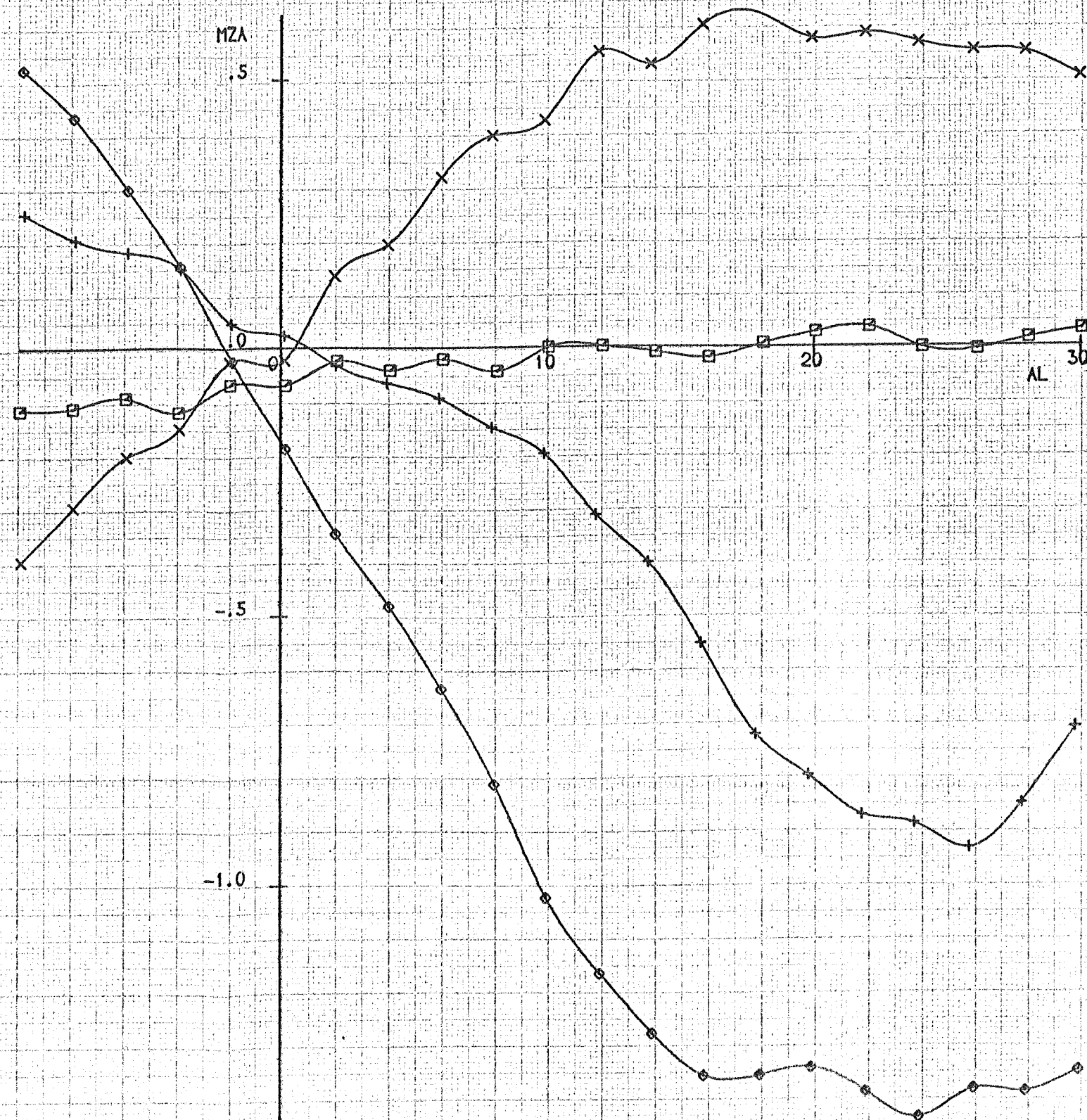
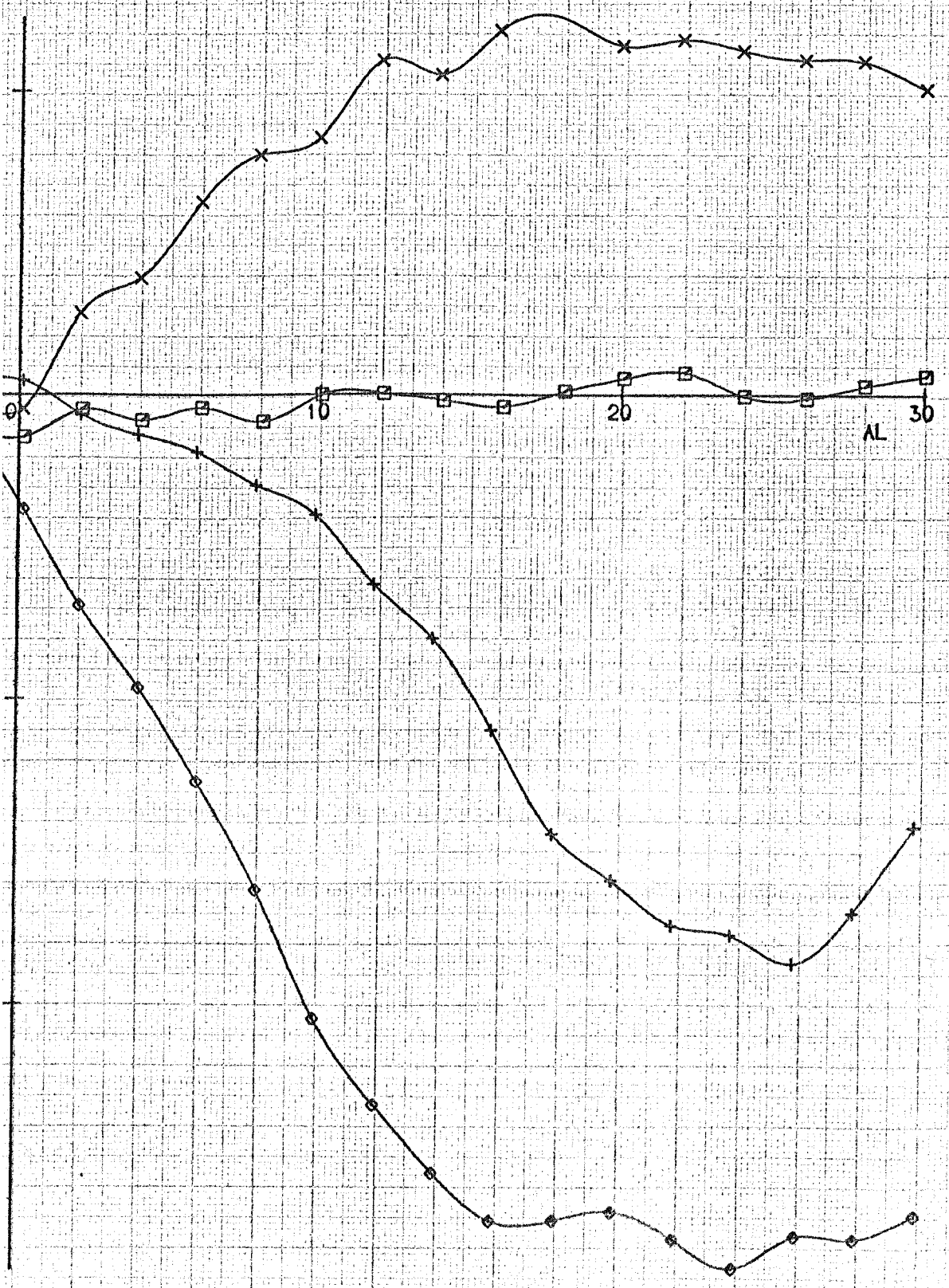


Рис. 21. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\beta=0$

PA	T	V	RE
17.8	6.6	30.2	1.034×10^6

(3) SM1,2,3 END





ПРОТ	ЭЛЛЕВ	ЭЛНР	СТРВ	СТЭЛ
346	-0.1	0	-	+
400	-	-	+	-
410	0	0	-	+
405	-	-	-	-

10-

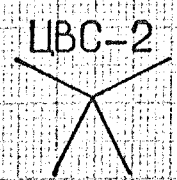
ЦВС-2

2803 стружка на рв
с новыми фонарями (стекляшки + аккумуляторы (старые))

Рис. 21а. Результаты испытаний аппарата с размагниченным вариантом компрессорки $B=0$

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
0.1	P	0	-0.2	(0)	(0)	КОРОТ	V	+	+	+	ПЕР	746.8	8.2	30.2	1.02% ⁶

СЧА, СХА, МЗА = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END



ПРОТ	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	СТРВ	СТЭЛ
339	-0.6	0	+	+
334	-0.6	0	+	+
401	-	-	+	-
406	-	-	-	-
411	-	-	-	+

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 20

Р.В	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0.	339	+	ИСХОД
-0.	334	x	ИСХОД
-0.	401	◇	БЗКР
-	406	□	БЗКР
-	411	x	БПКР

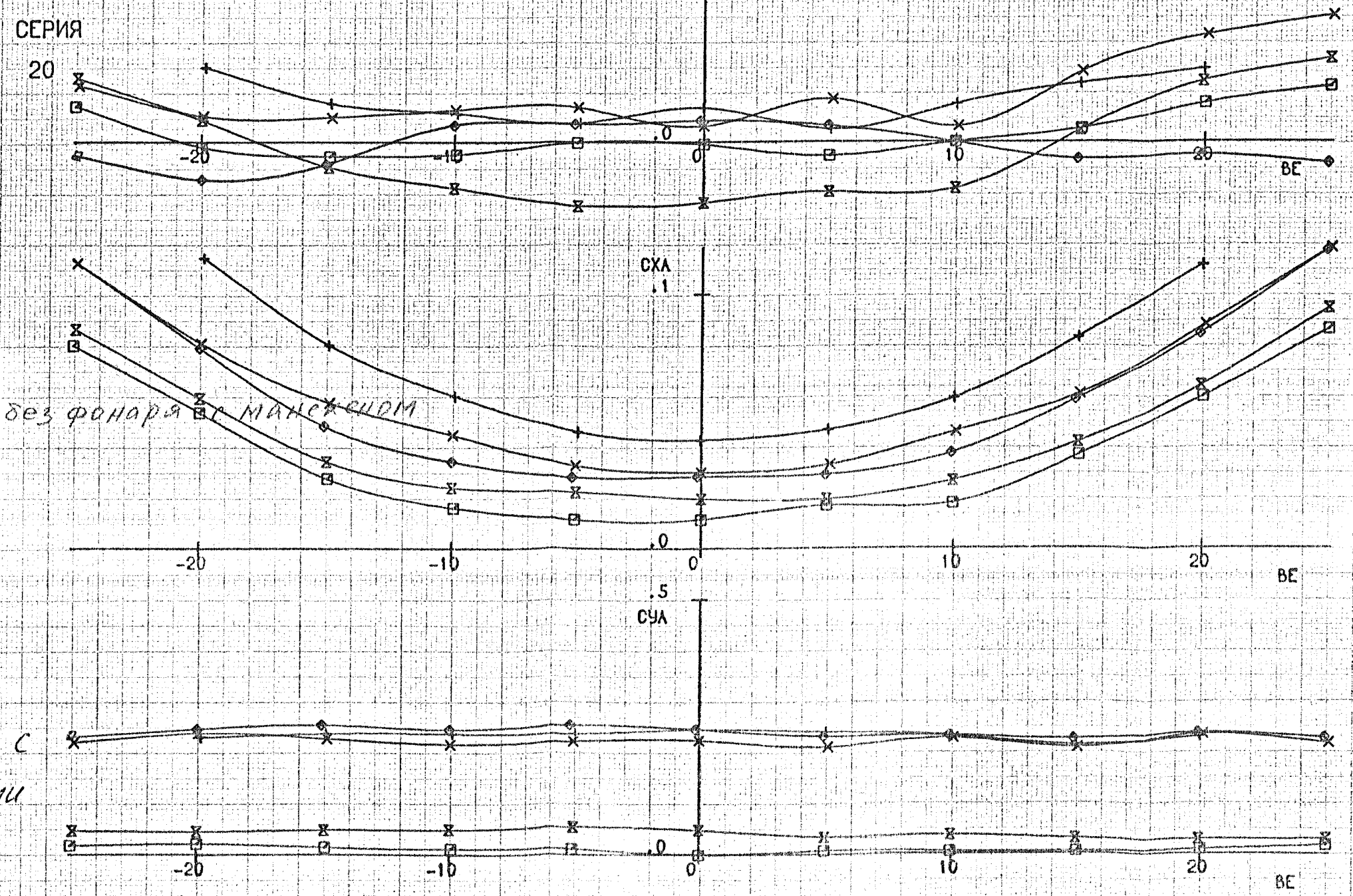


Рис. 22. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha=0$

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
0.1	P	0	-0.2	0	0	КОРОТ	V	+	+	+	ПЕР	746.8	8.2	30.2	1.02 * 10 ⁶

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 42

PB	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0	339	+	ИСХОД
-0	334	x	ИСХОД
-0	401	o	БЗКР
-	406	□	Б2КР
-	411	⊗	БПКР

ПРОТ	ЭЛ ЛЕВ	ЭЛ ПР	СТРВ	СТЭЛ
339	-0	0	+	+
334	-0	0	+	+
401	-	-	+	-
406	-	-	-	-
411	-	-	-	+

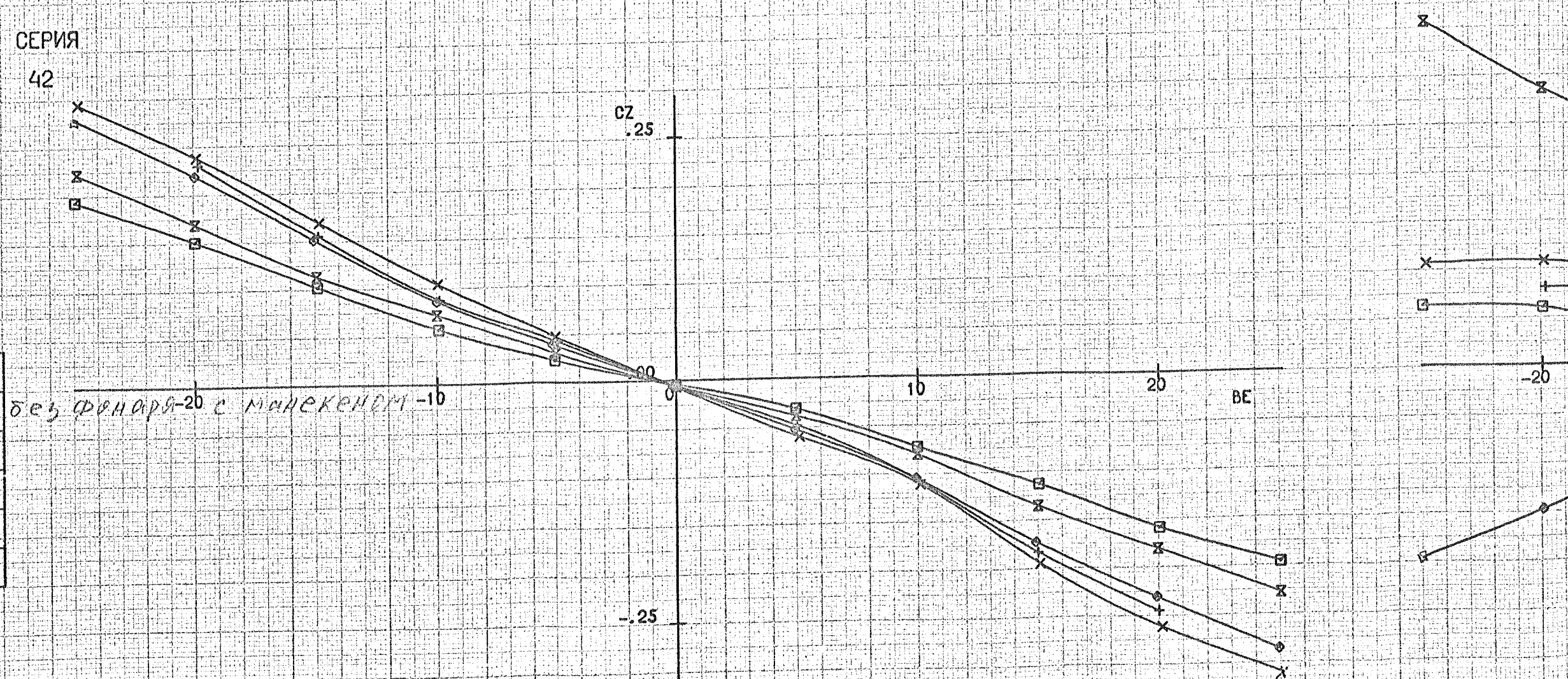
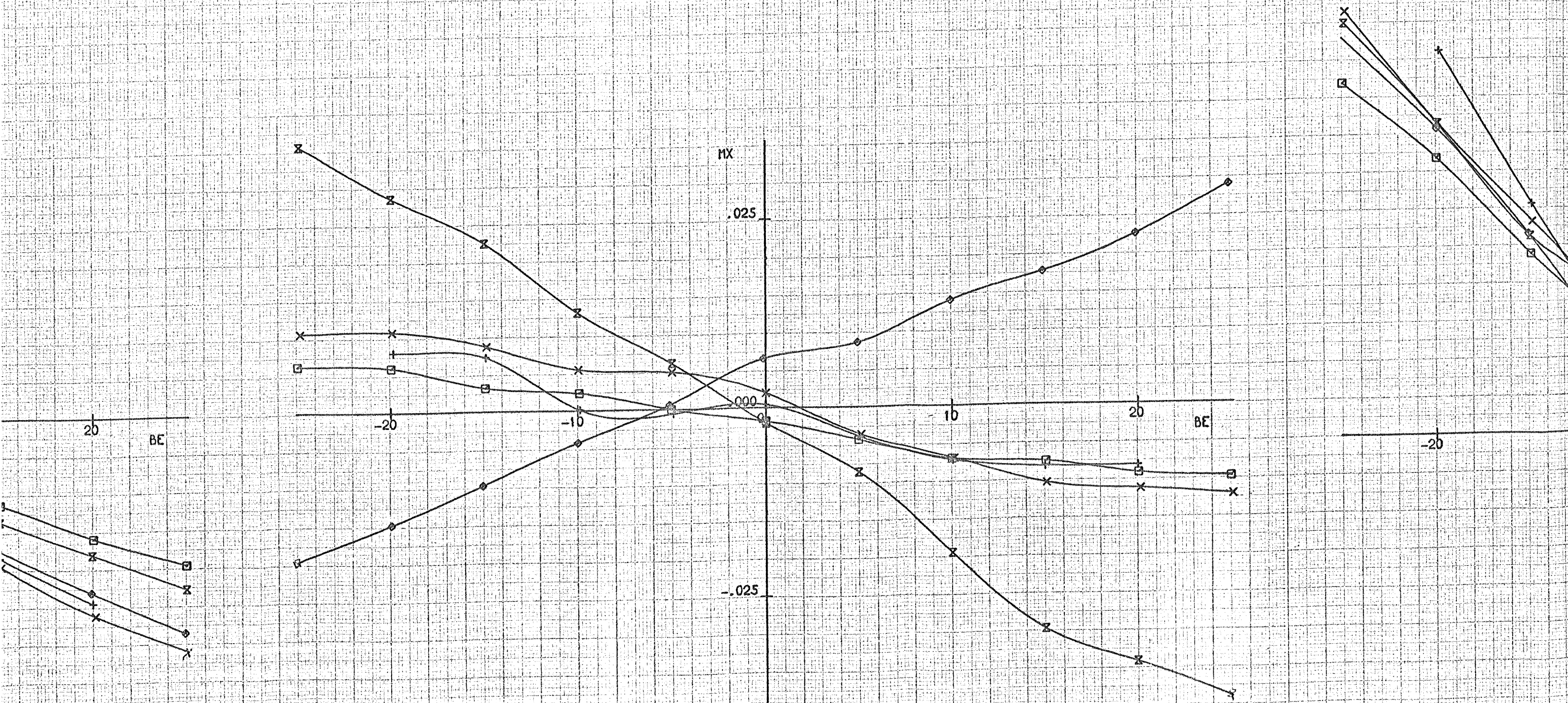
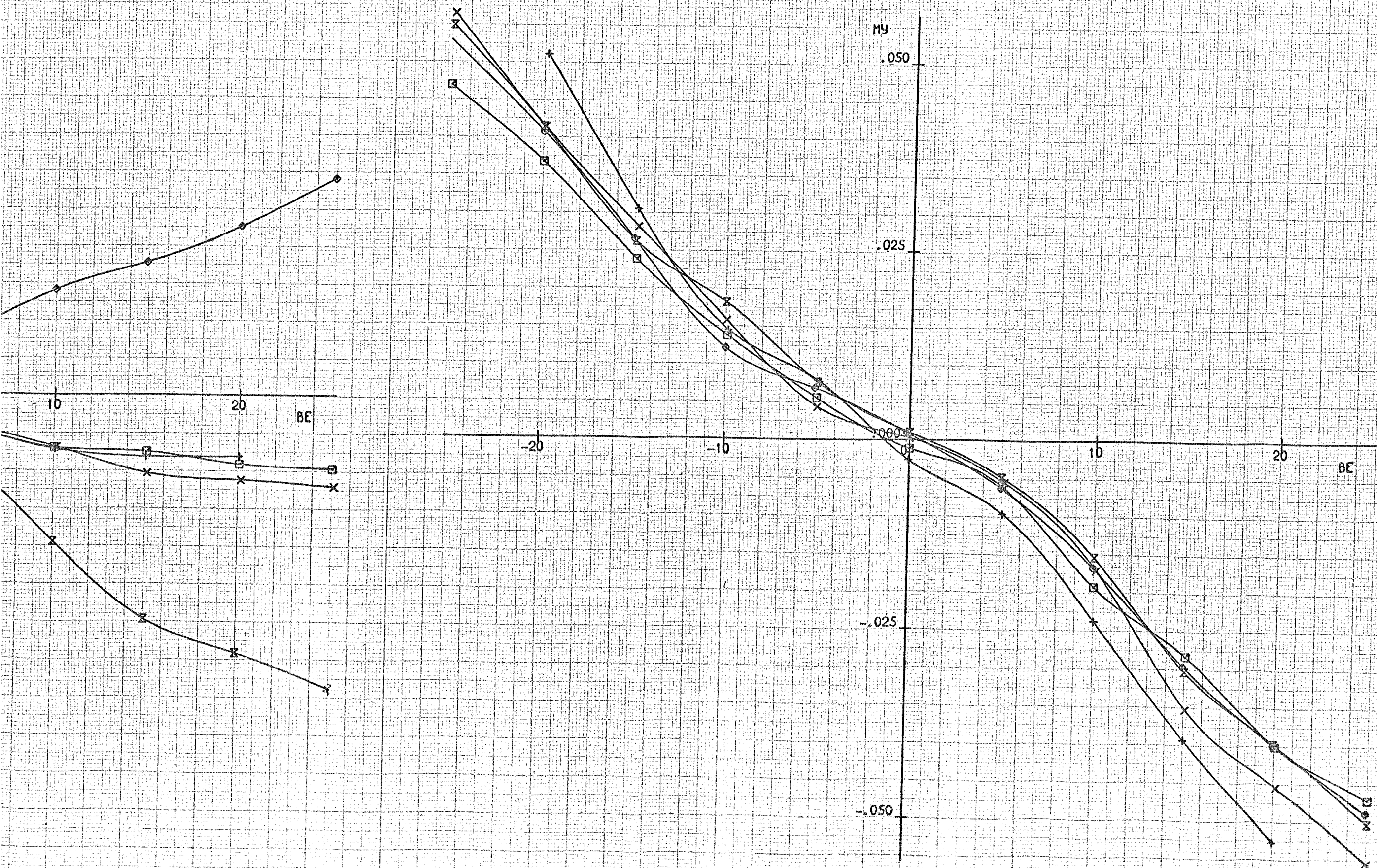


Рис. 220. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha = 0$

при $\alpha = 0$



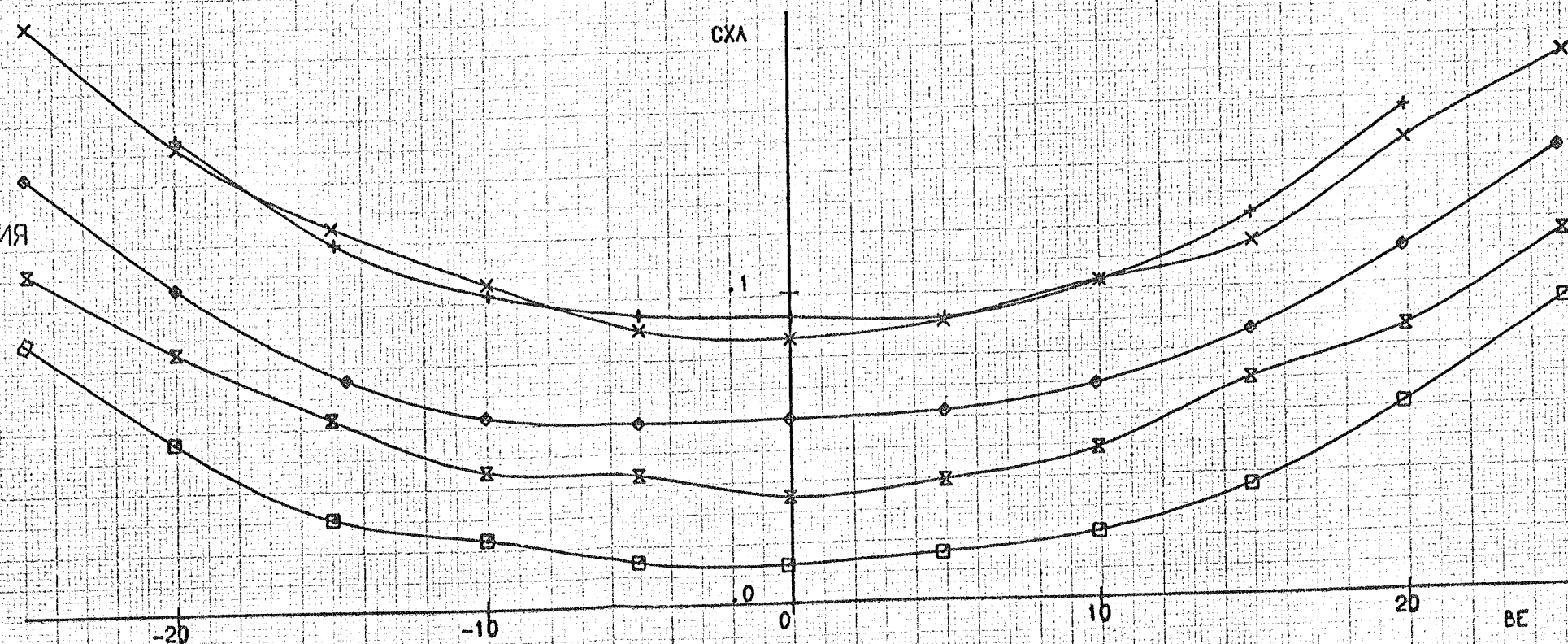


AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	Т	V	RE
10	P	10	-0.1	10	10	КОРОТ	V	1.5	+	1.5	ПЕР	746.8	8.2	30.2	1.02 $\times 10^6$

СУА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 21



без фонаря с манекеном.

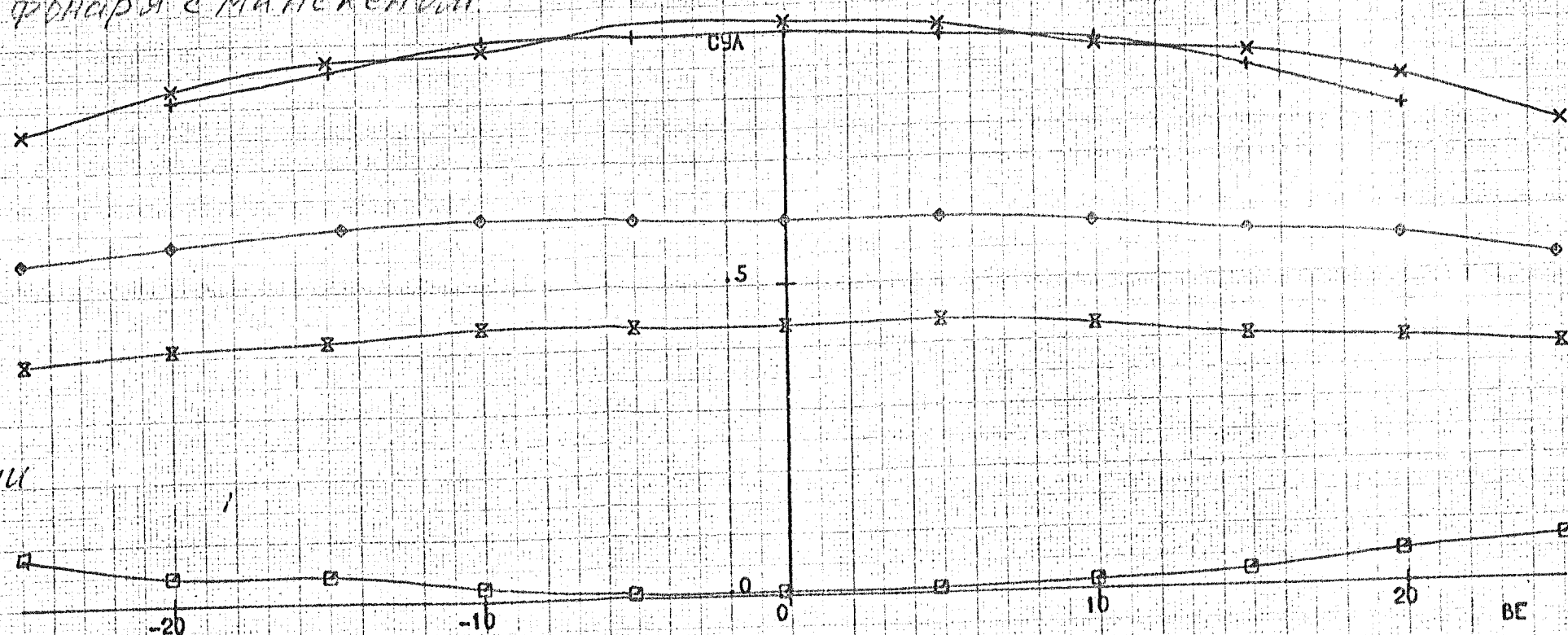
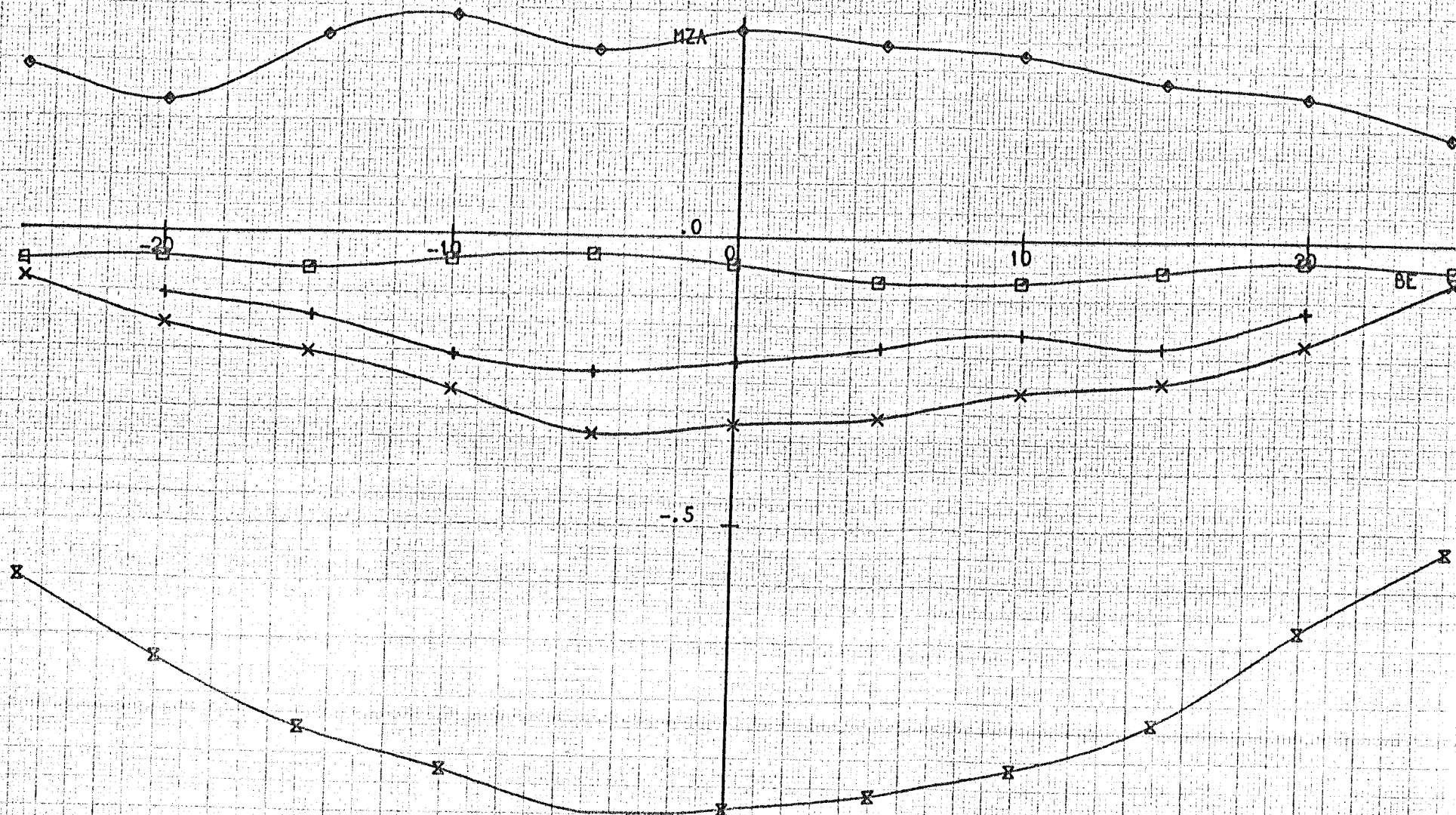
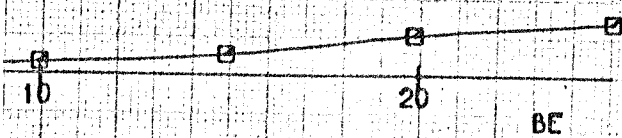
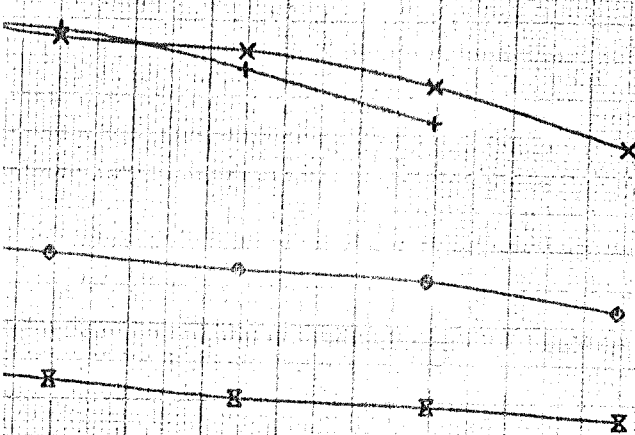
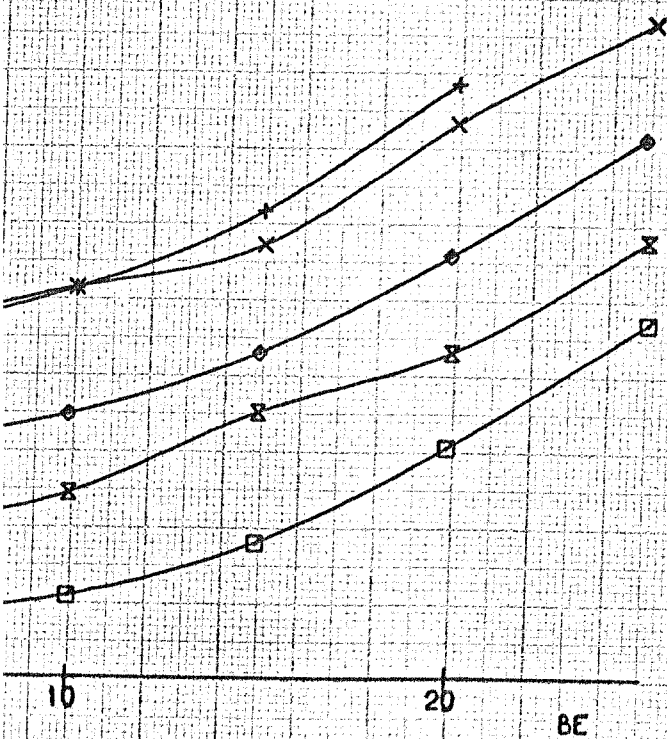


Рис. 23. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha = 10^\circ$

Р.В.	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0	340	+	ИСХОД
-0.	335	x	ИСХОД
-0.	402	◇	БЗКР
-	407	□	Б2КР
-	412	x	БПКР.



ПРОТ	ЭЛ ЛЕВ	ЭЛ ПР	СТРБ	СТЭЛ
340	-0.5	0	+	+
335	-0.5	0	+	+
402	-	-	+	-

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
10	P	0	-0	0	0	КОРОТ	V	+	+	+	ПЕР	746.8	8.2	30.2	1.02×10^6

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 43

PB	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0.	340	+	ИСХОД
-0.	335	x	ИСХОД
-0.	402	o	БЗКР
-	407	□	Б2КР
-	412	x	БПКР

ПРОТ	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	СТРВ	СТЭЛ
340	-0	0	+	+
335	-0	0	+	+
402	-	-	+	-
407	-	-	-	-
412	0	0	-	+

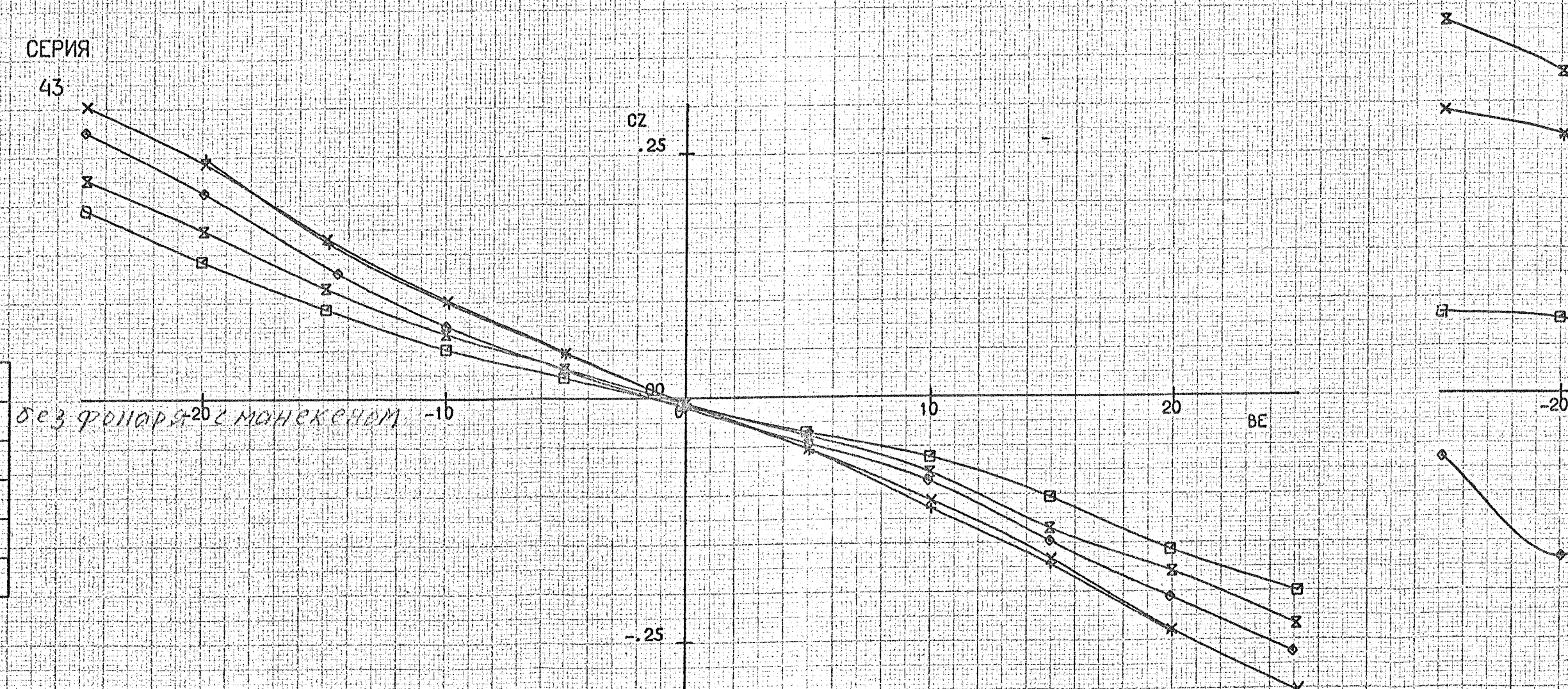
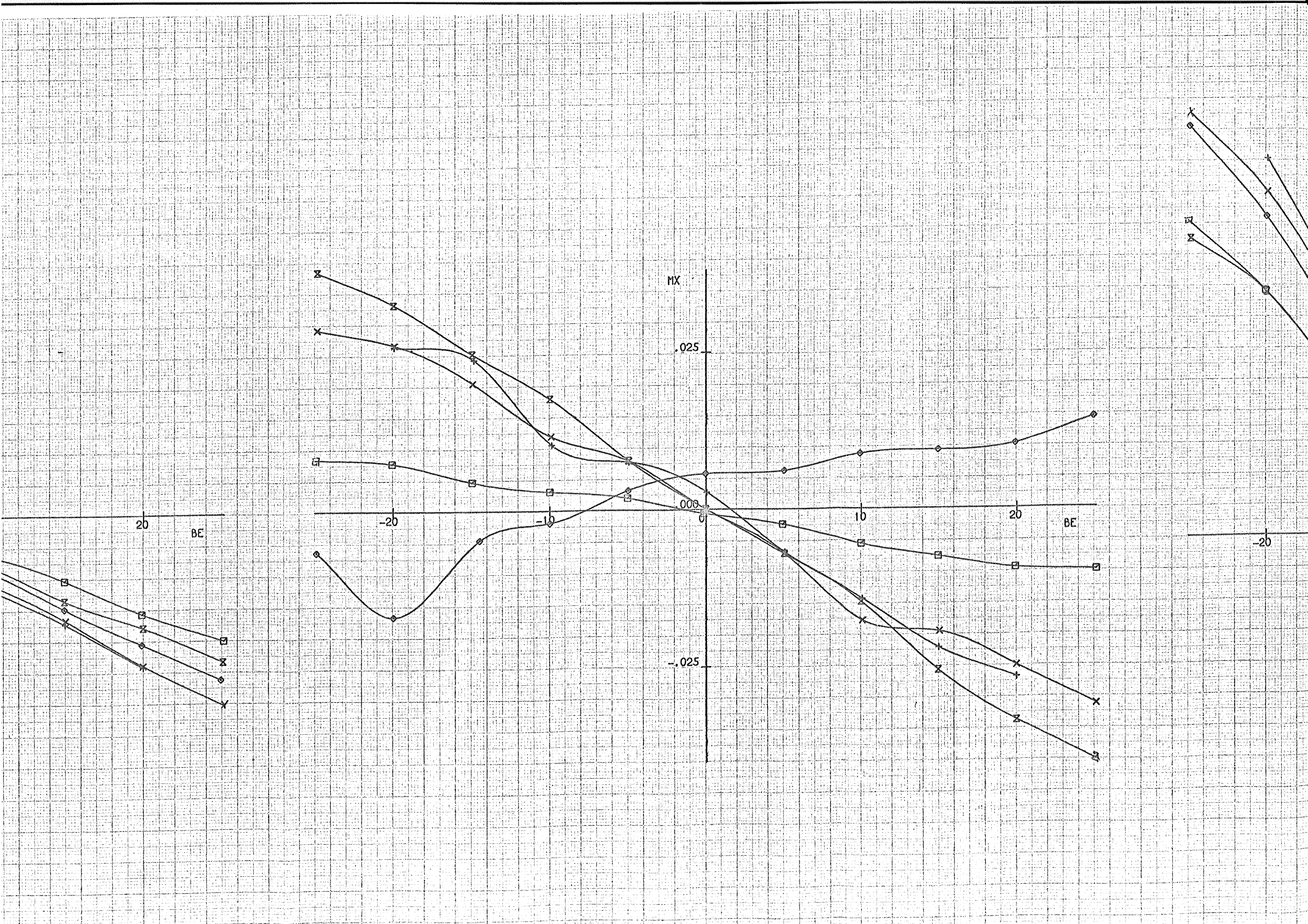
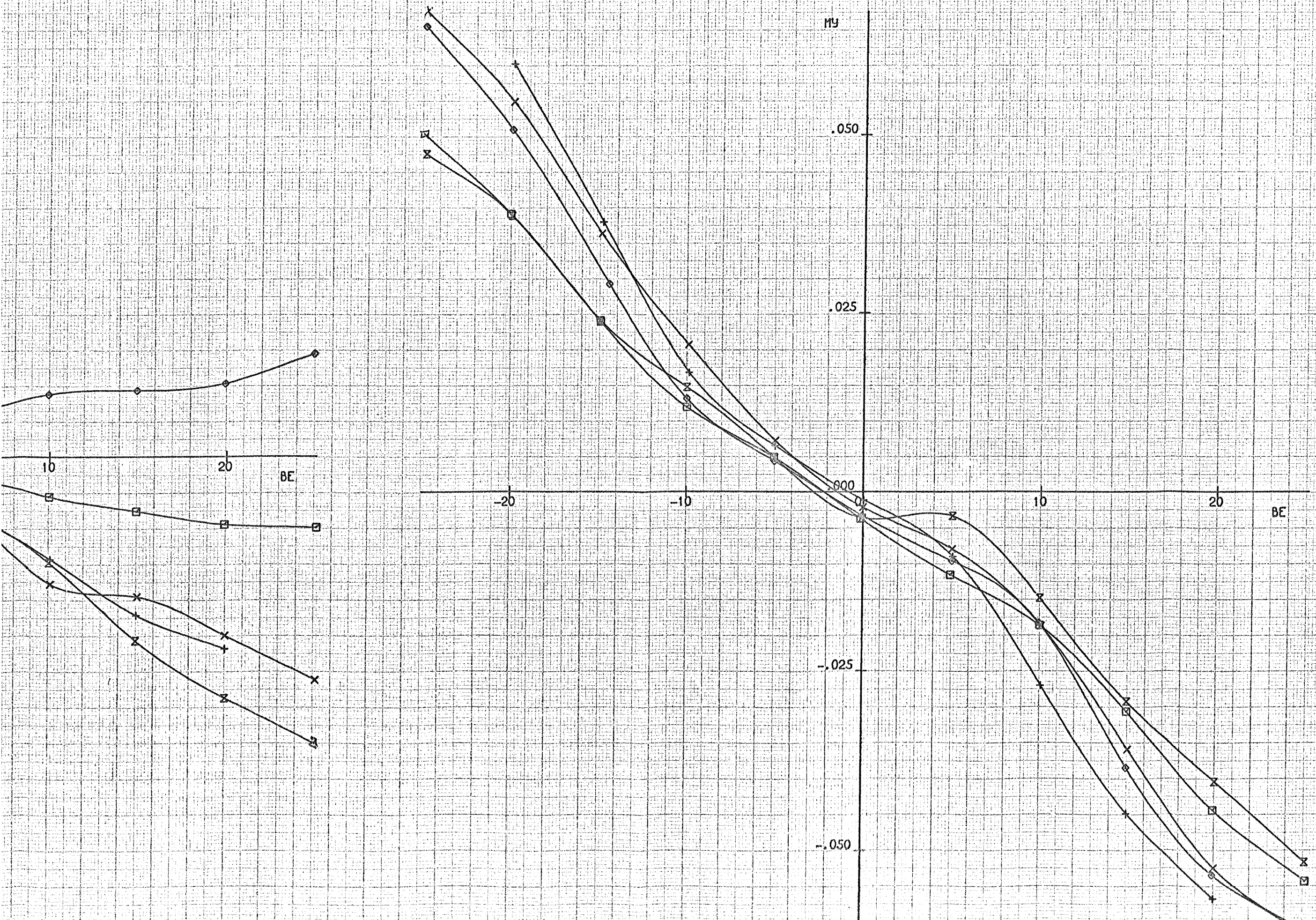


Рис. 23а. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha = 10^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
19.9	P	10	-0.	0	0	КОРОТ	V	+	+	+	ПЕР	746.7	8.3	30.2	1.019*10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 22

Р.В.	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0.	341	+	ИСХОД
-0	336	x	ИСХОД
-0	403	◇	БЗКР
-	408	□	БЗКР
-	413	x	БПКР

без фонаря с монекером

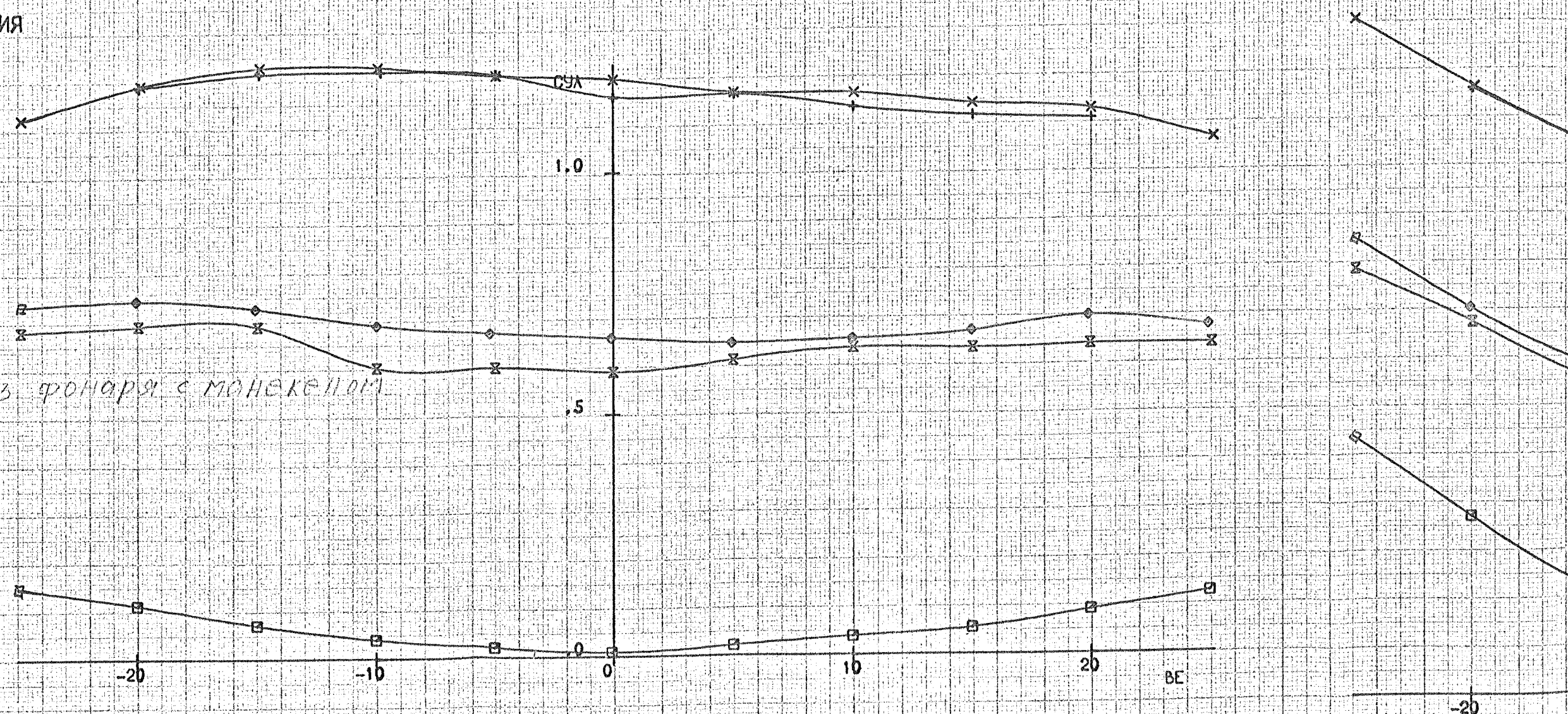
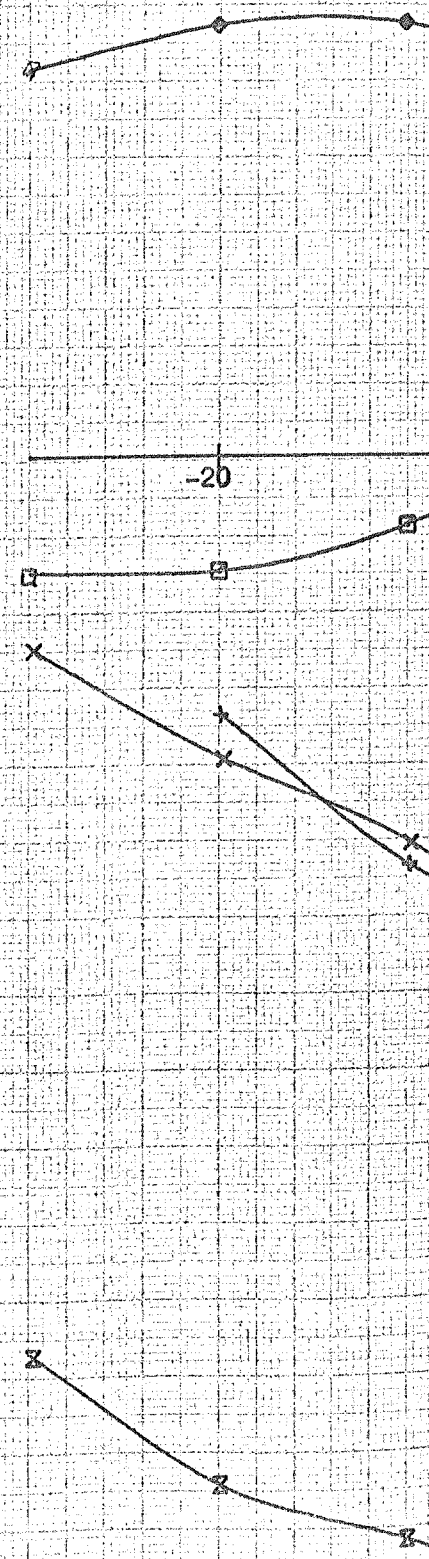
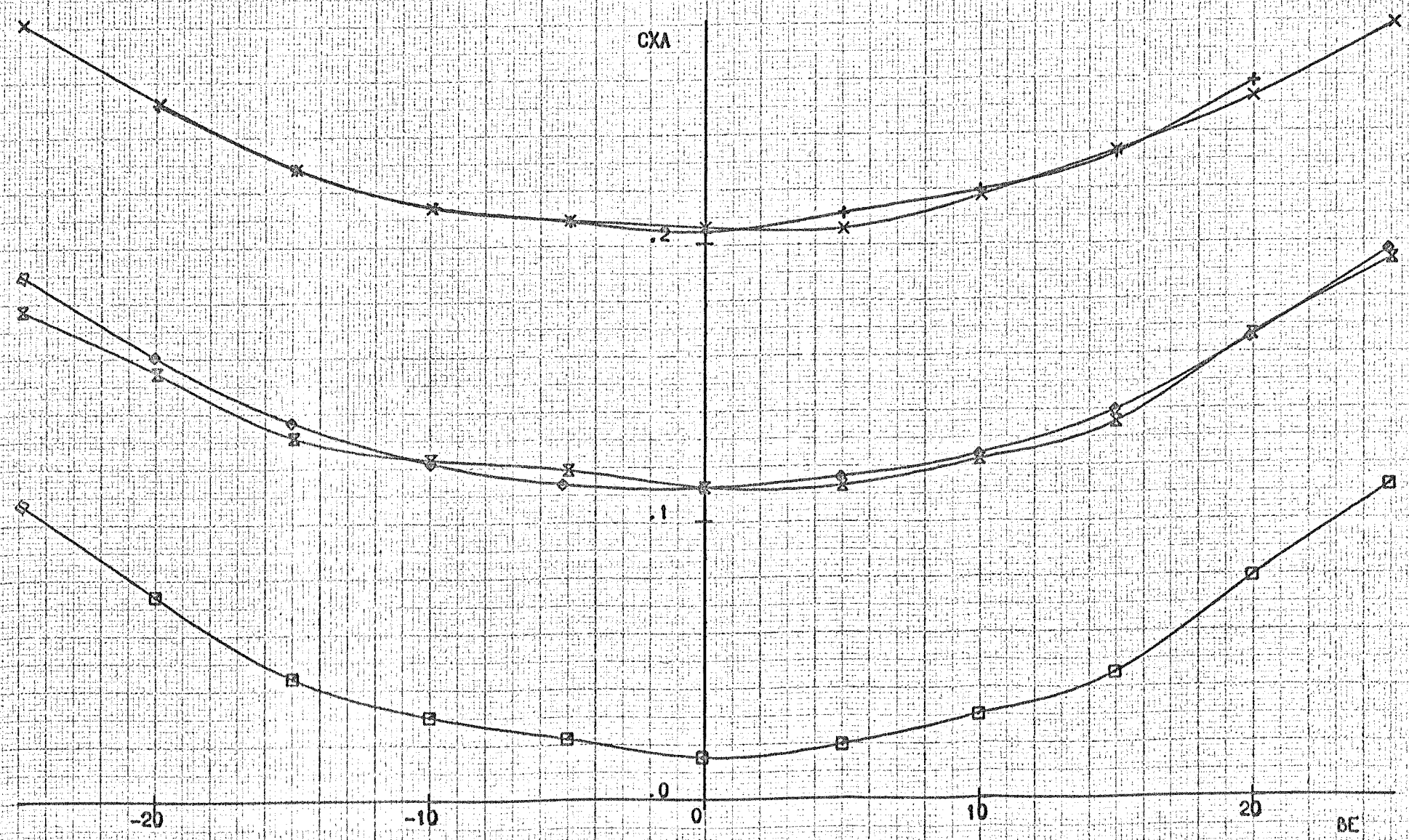
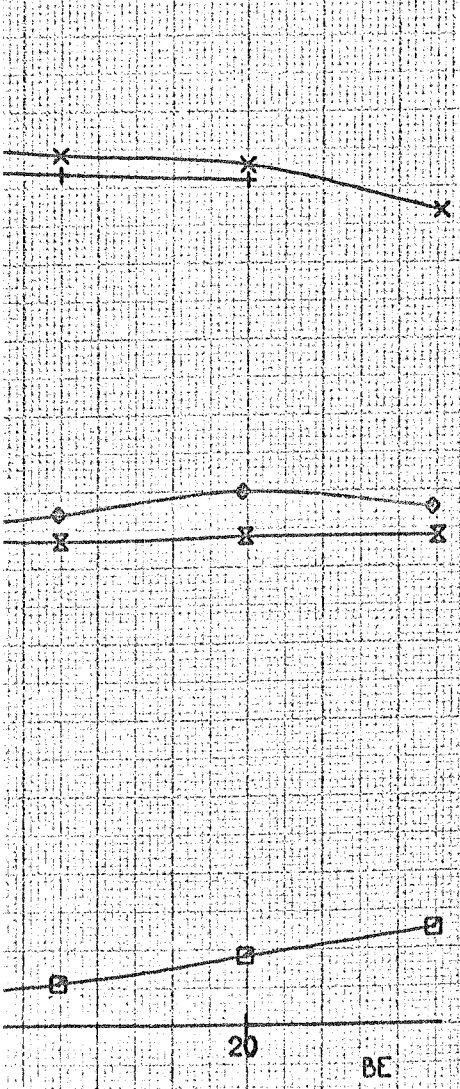
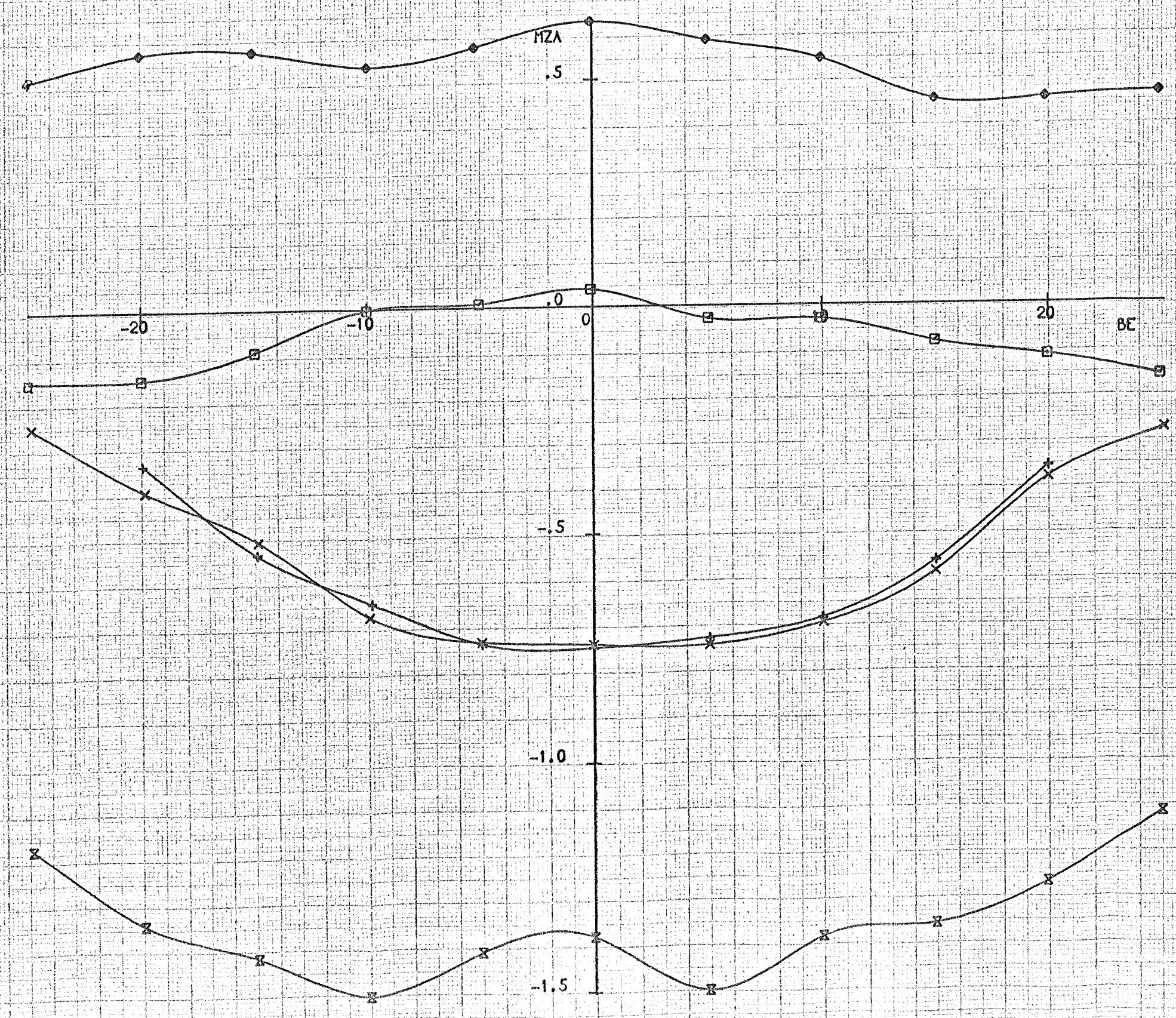
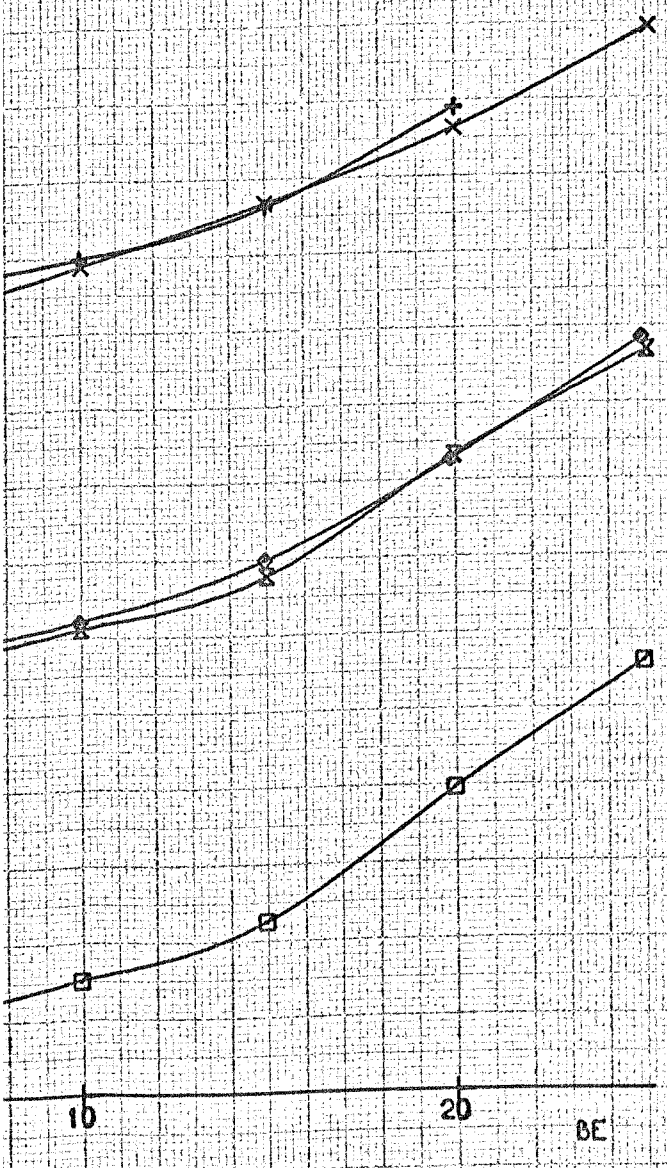


Рис. 24. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha = 20^\circ$

ПРОТ	ЭЛ ЛЕВ	ЭЛ ПР	СТРВ	СТЭЛ
341	-0.	0	+	+
336	-0	0	+	+
403	-	-	+	-
408	-	-	-	-
413	-	-	-	-





AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
19.9	P	0	-0	-0	0	КОРОТ	V	+	+	+	ПЕР	746.7	8.3	30.2	1.019*10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 44

PB	ПРОТ	МАРКЕР	МОДЕЛ
-0	341	+	ИСХОД
-0	336	x	ИСХОД
-0	403	◇	БЗКР
-	408	□	БЗКР
-	413	z	БПКР

ПРОТ	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	СТРВ	СТЭЛ
341	-0	0	+	+
336	-0	0	+	+
403	-	-	+	-
408	-	-	-	-
413	0	0	-	+

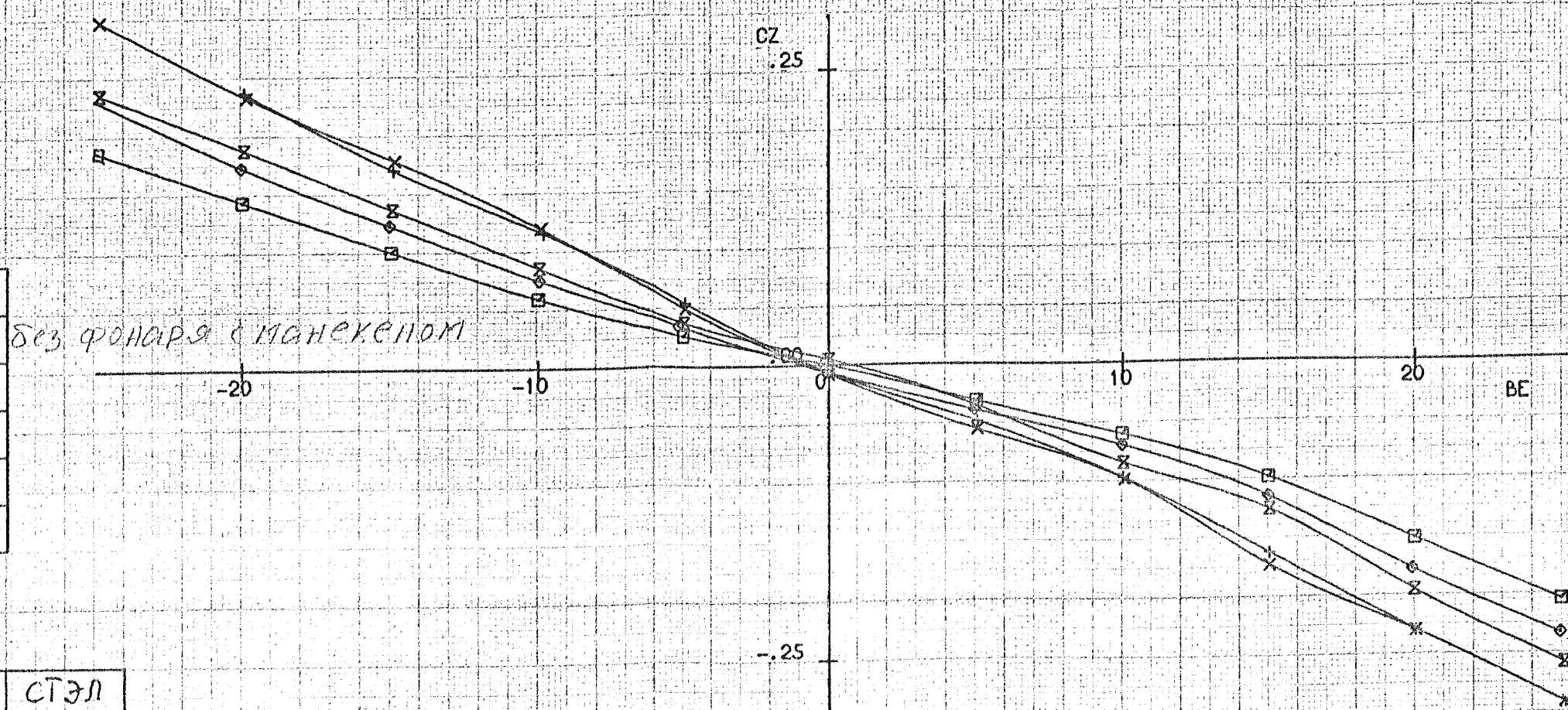
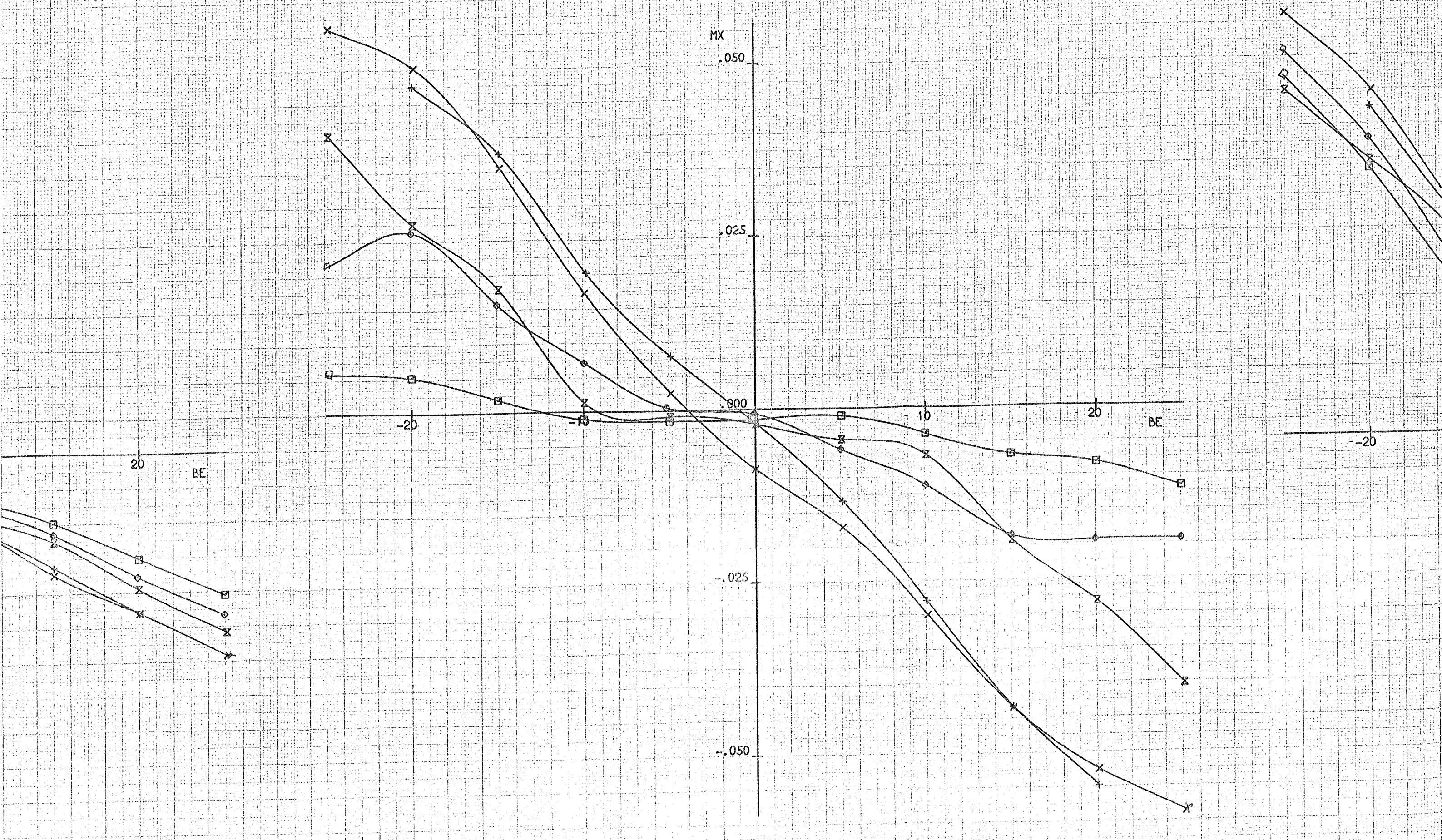
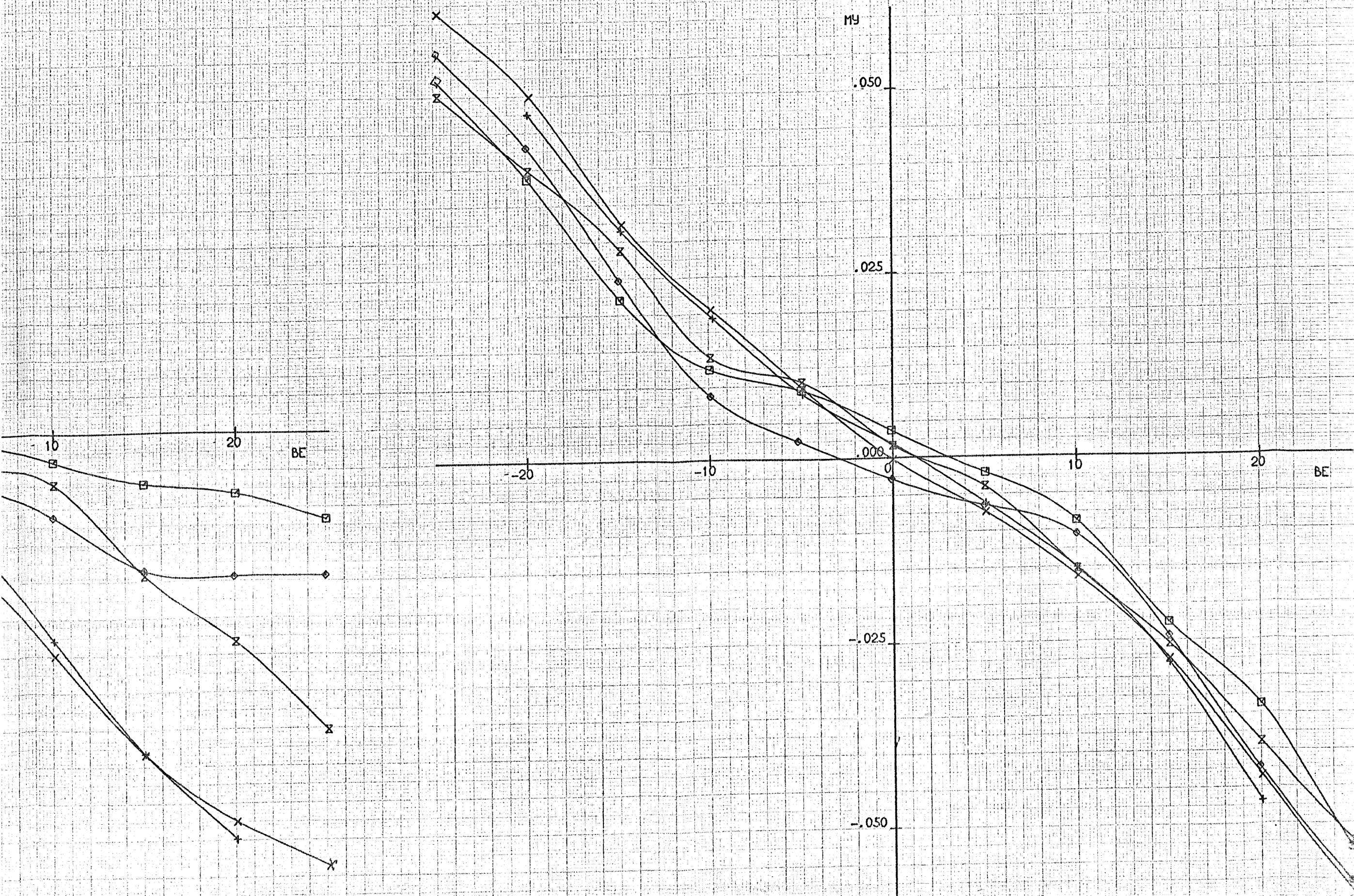


Рис. 24а. Результаты испытаний аппарата с различными вариантами компоновки при $\alpha=20^\circ$





AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-	0.	0	0	КОРОТ	БПКР	-	+	+	ПЕР	748.8	7.5	30.2	1.028 · 10 ⁶

СЧА, СХА, МЗА = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 18

ПРОТ	МАРКЕР	AL
411	+	0.2
412	x	10
413	o	19.9

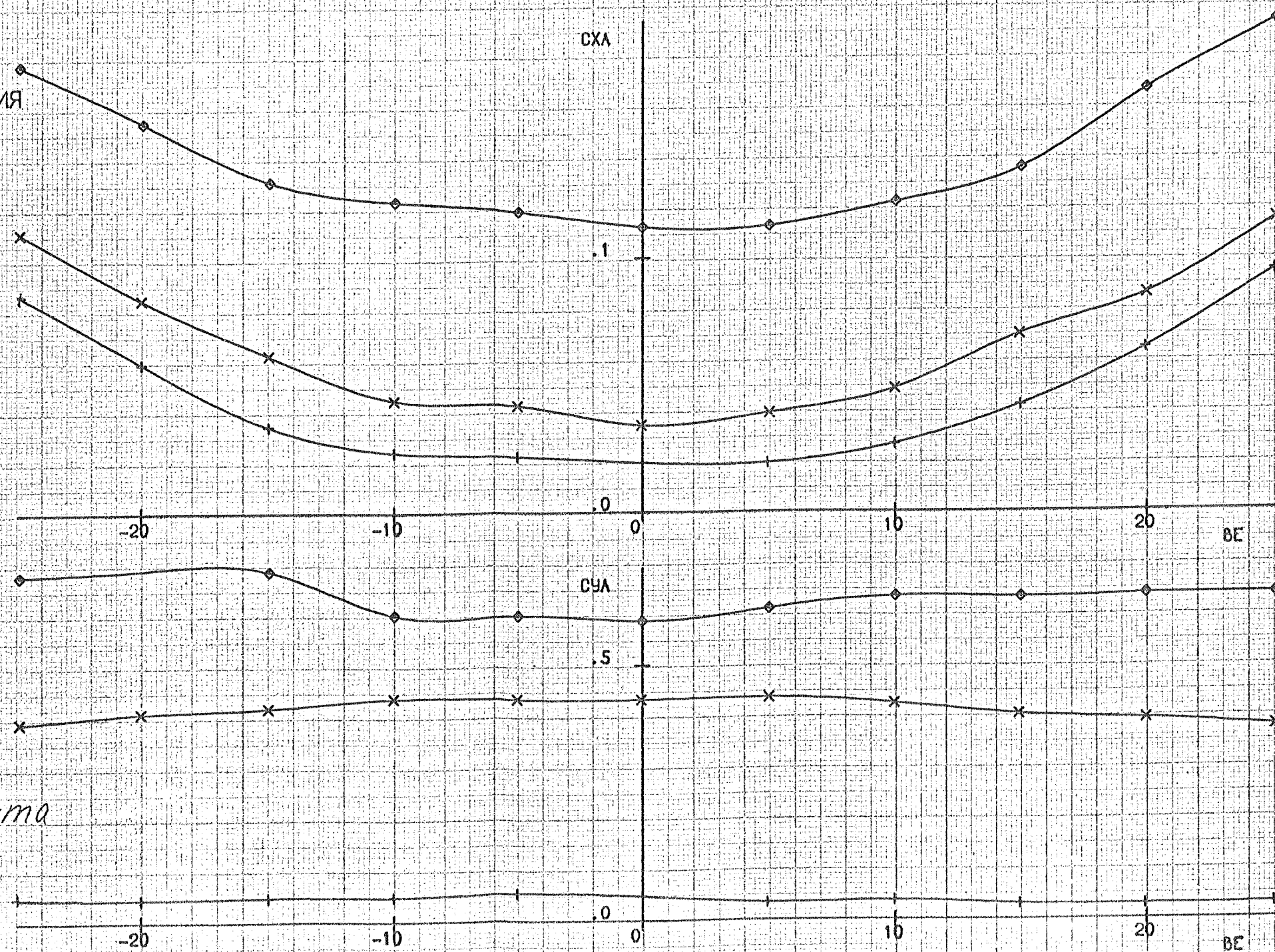
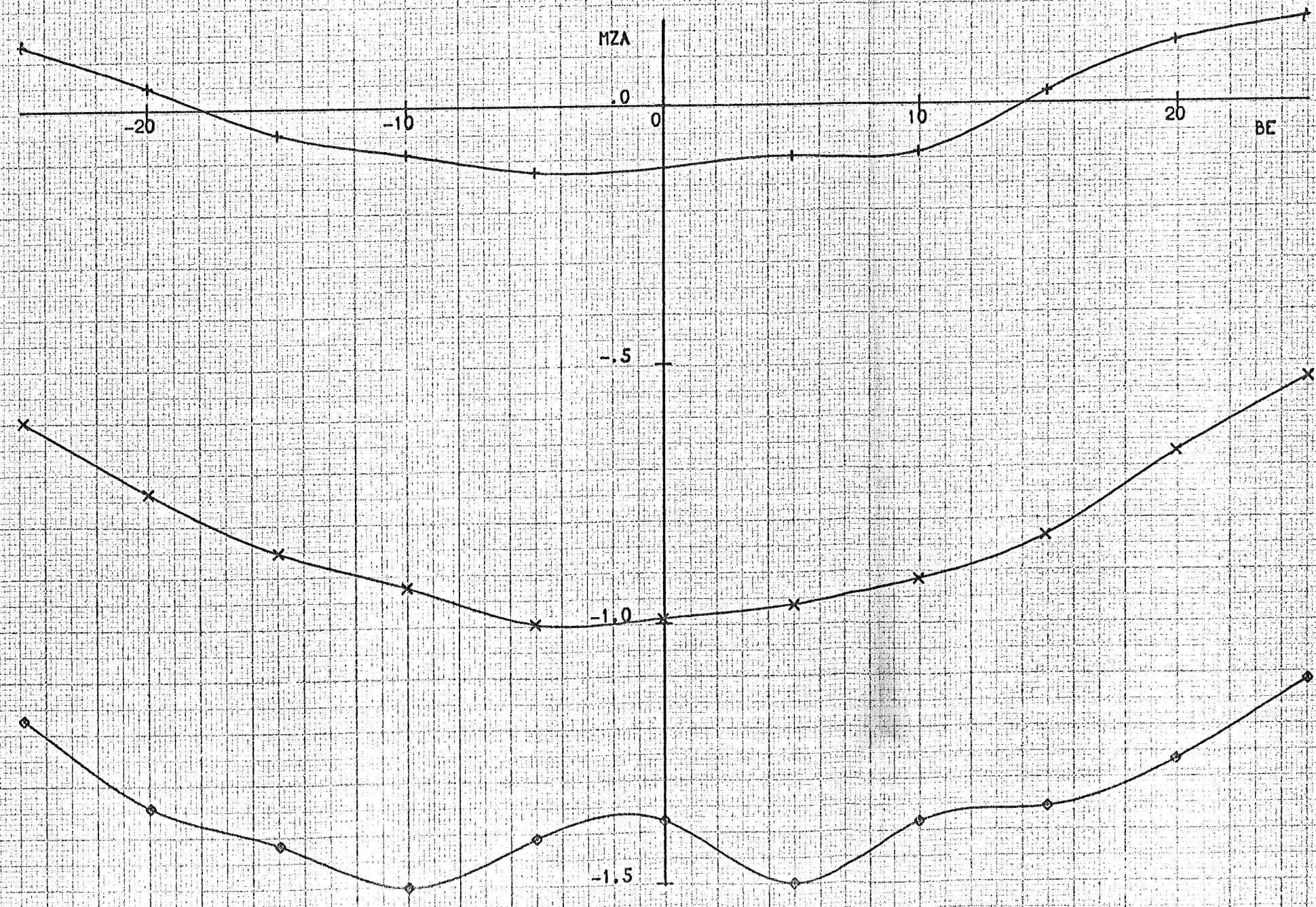
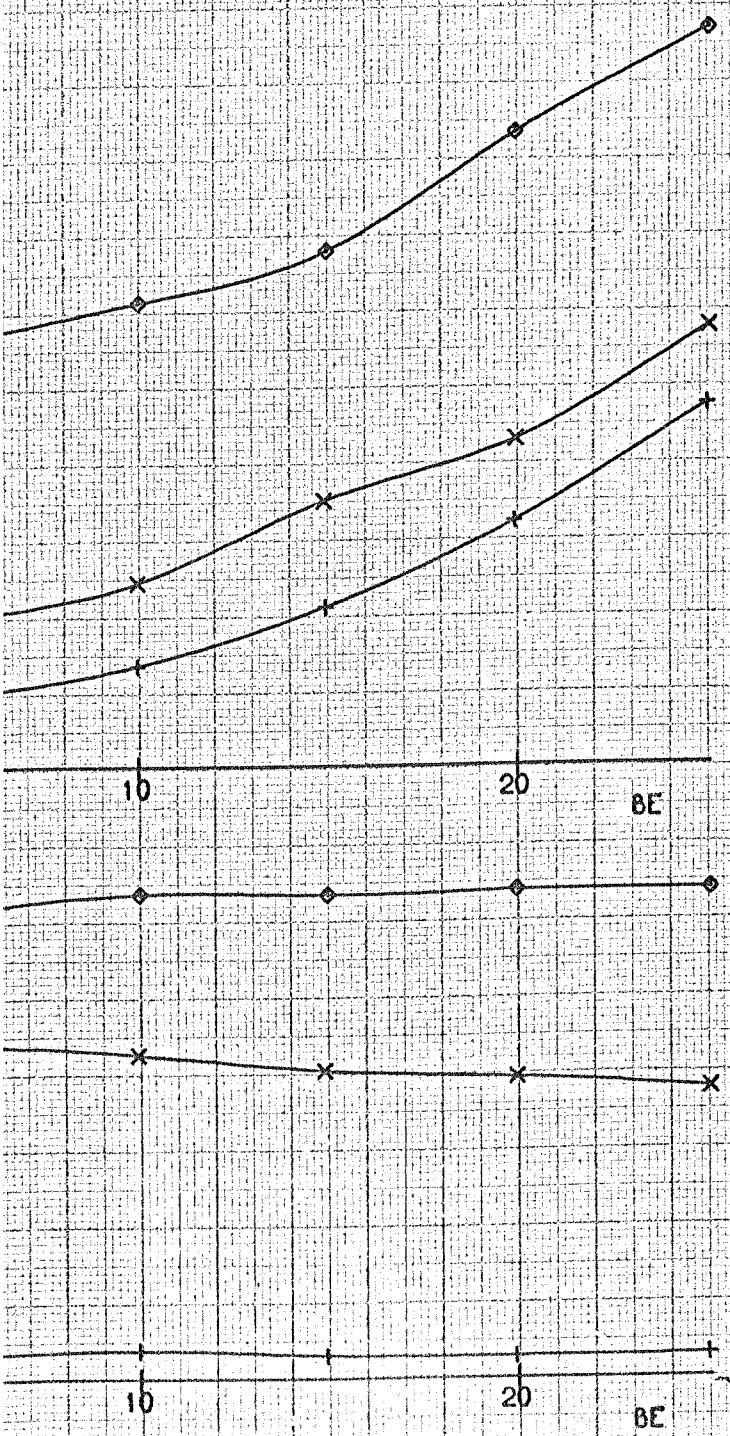


Рис. 25.
Характеристики аппарата
без переднего крыла

6



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-	0.1	0	0	КОРОТ	БПКР	-	+	+	ПЕР	748.8	7.5	30.2	1.028 · 10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 40

ПРОТ	МАРКЕР	AL
411	+	0.2
412	x	10
413	◊	19.9

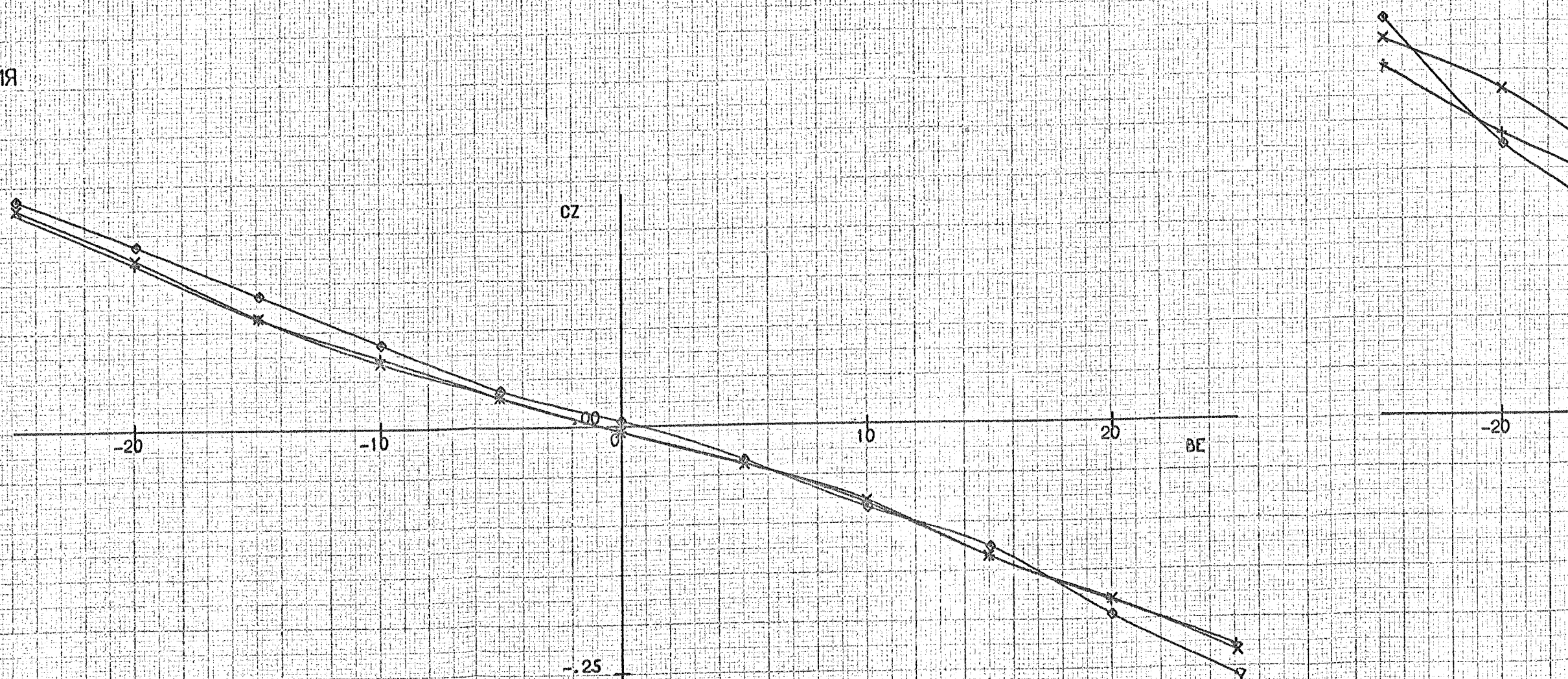
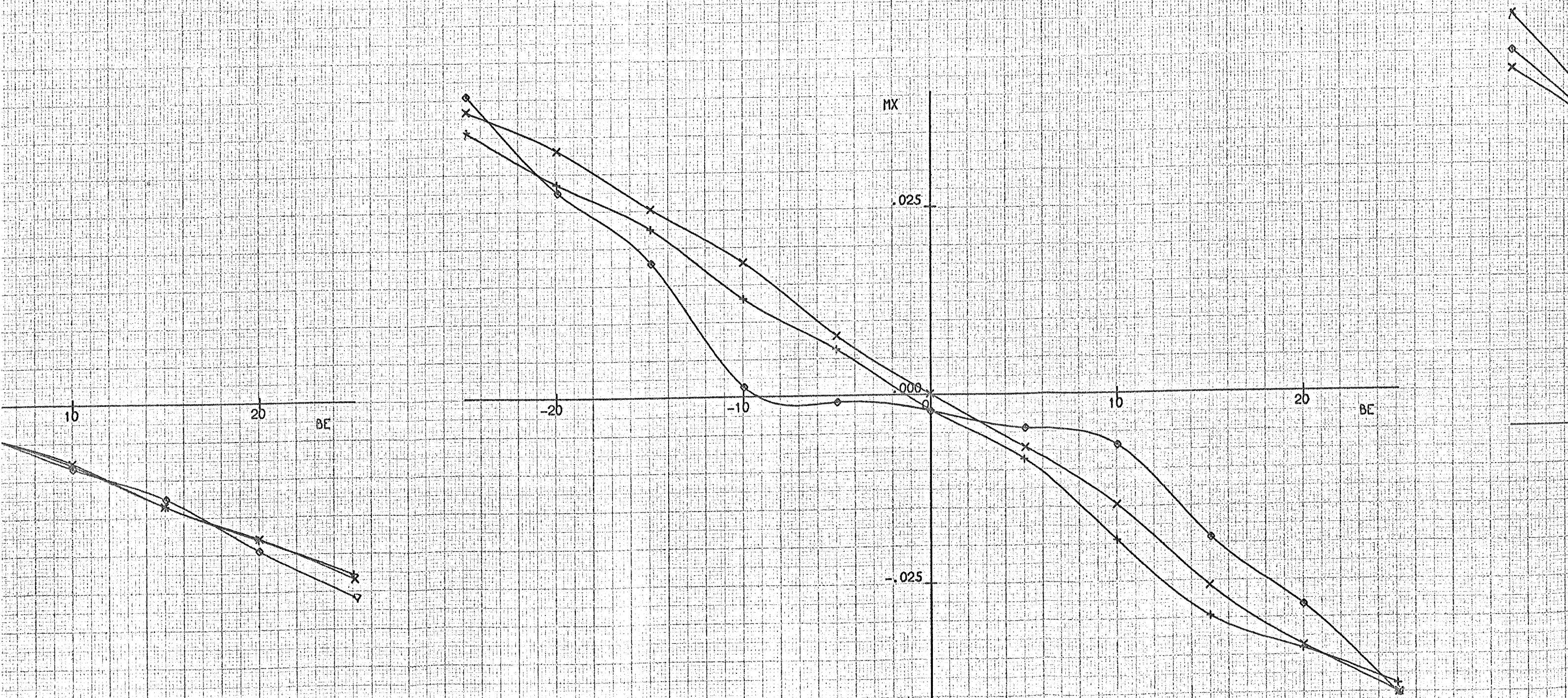
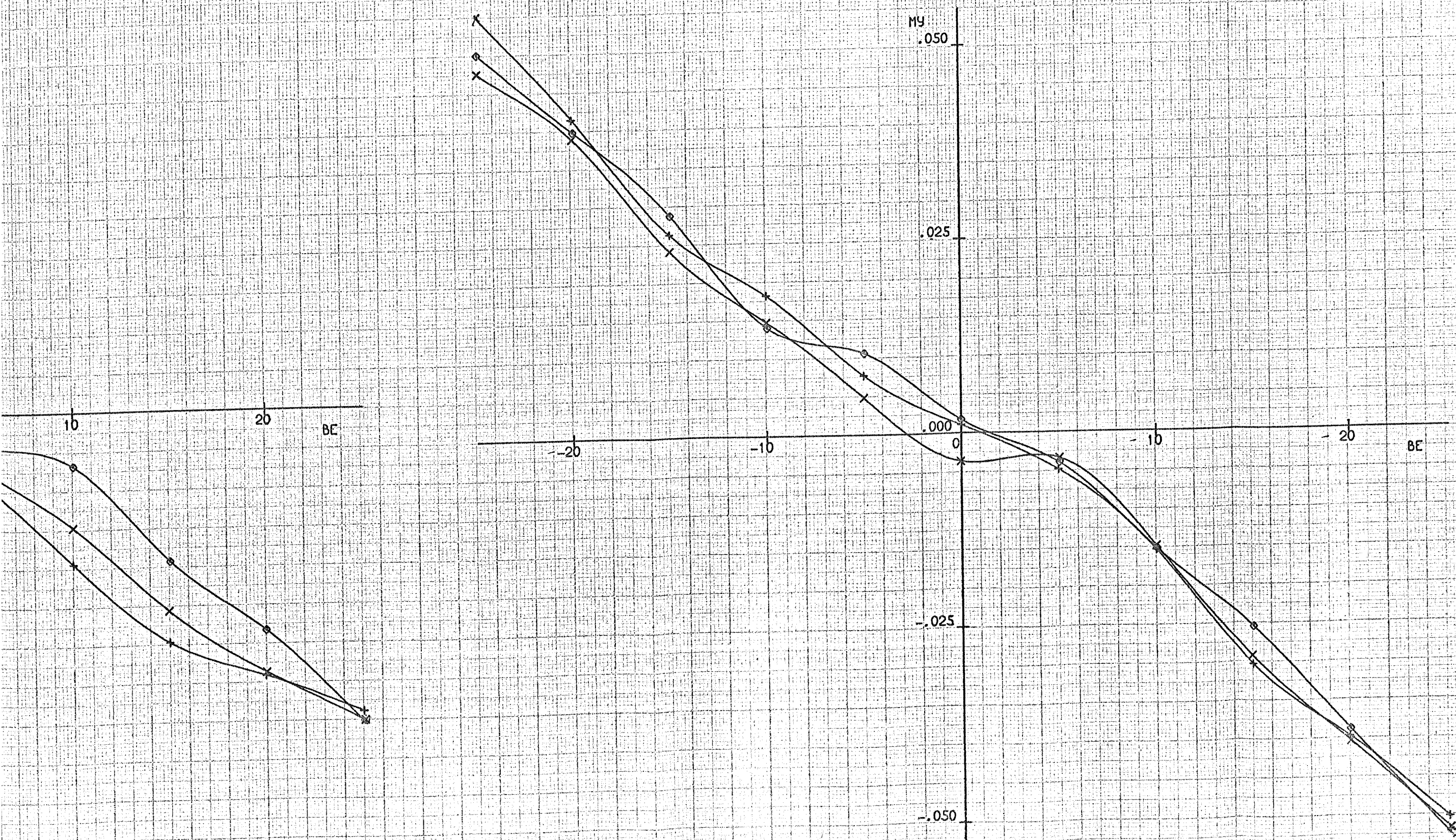


Рис. 25а.

Характеристики аппарата
без переднего крыла.

10⁶





AL	BE	PB	RH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-0.	-0.	-	-	КОРОТ	БЗКР	+	+	-	ПЕР	746.5	7	30.2	1.027*10 ⁶

СУА, СХА, МЗА=F(BE) KD(1),(2),(3) SM1,2,3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 16

ПРОТ	МАРКЕР	AL
401	+	0.1
402	x	9.9
403	◇	19.9

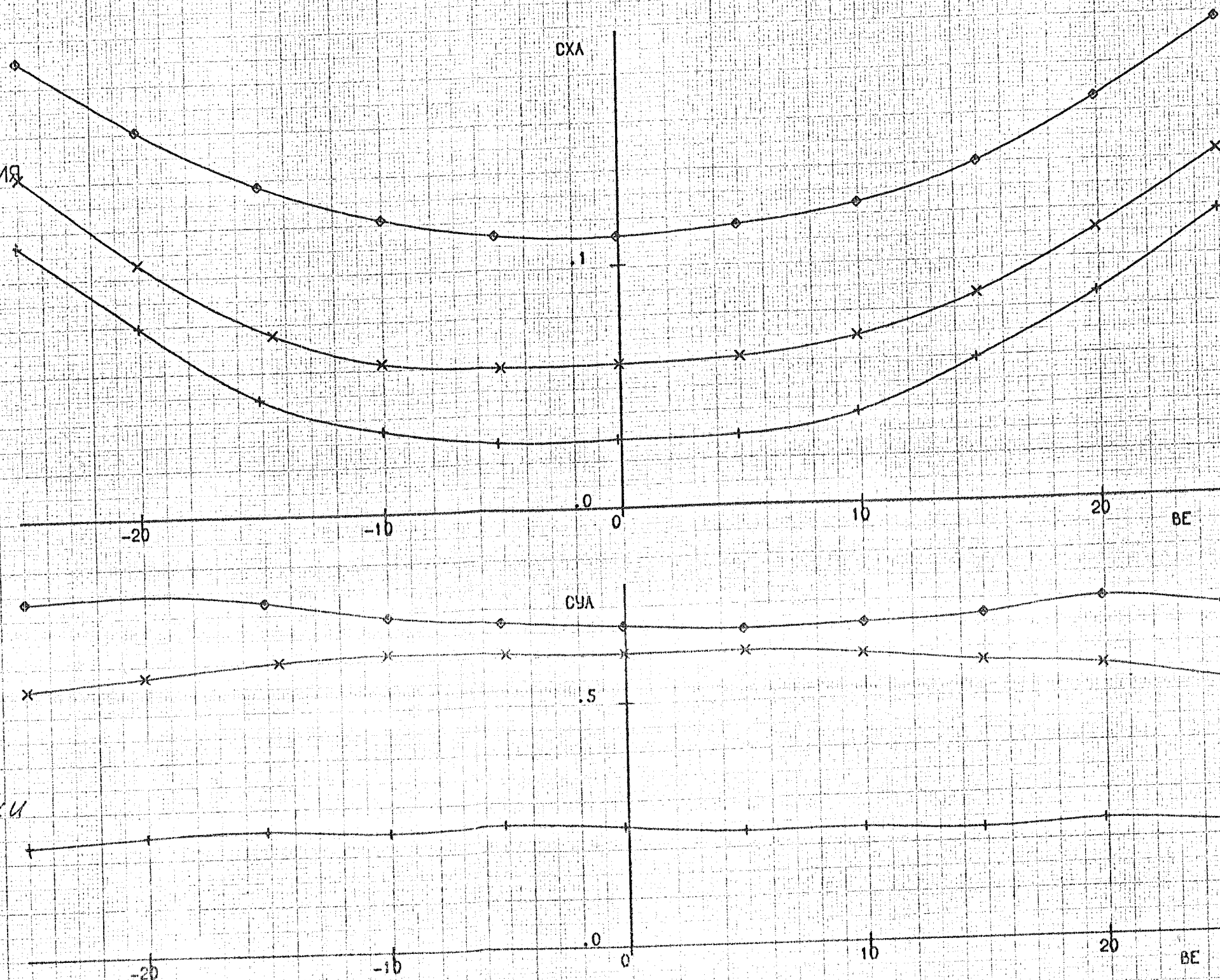
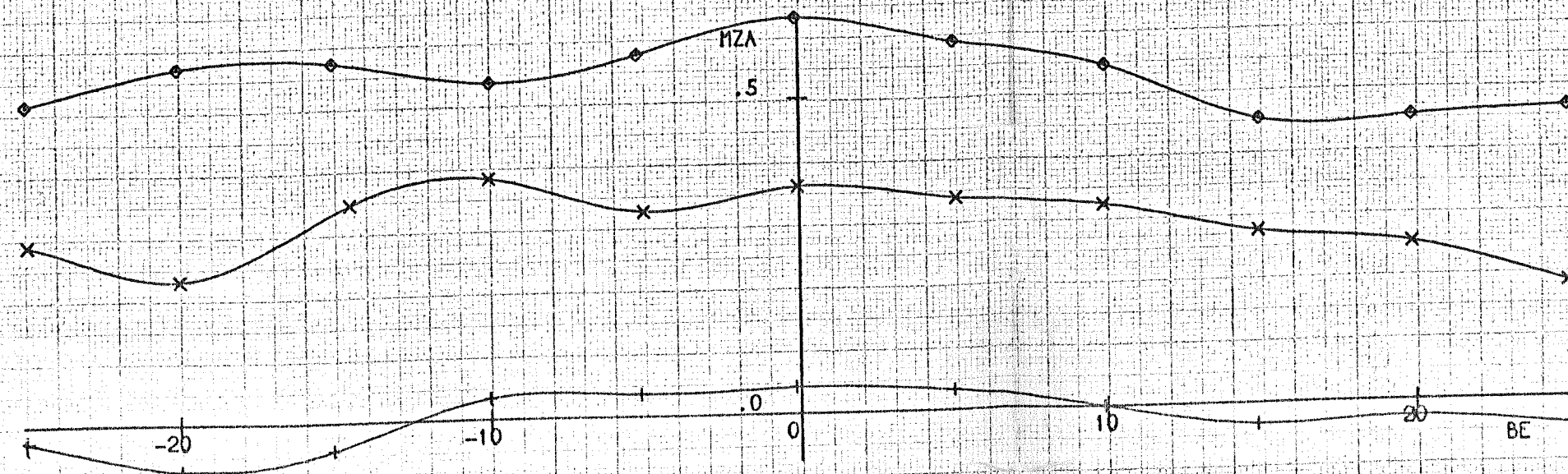
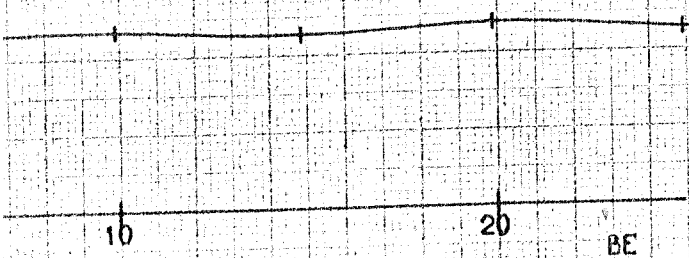
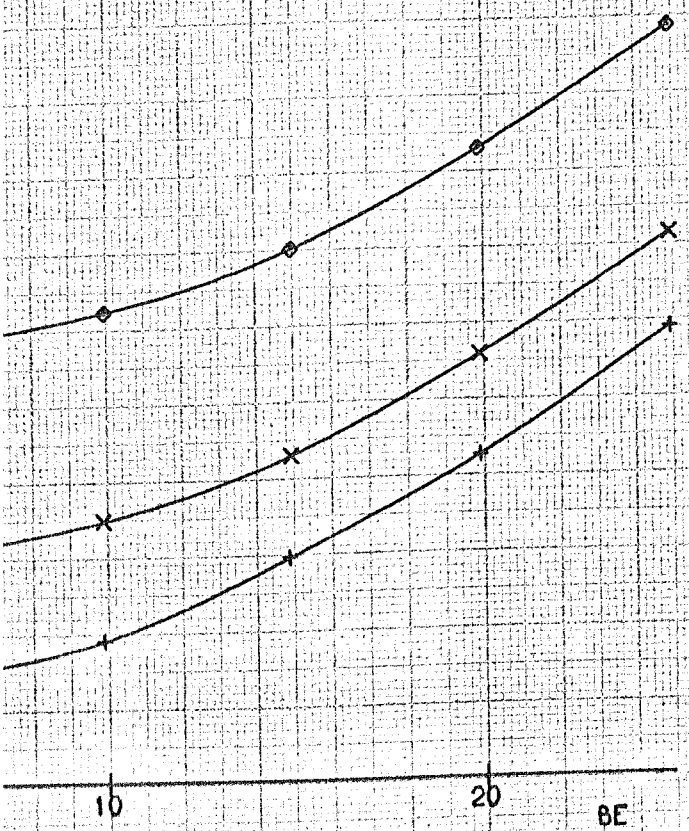


Рис. 26. Характеристики аппарата без заднего крыла



AL	BE	PB	PH	ЭЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-0.	-0.	-	-	КОРОТ	БЗКР	+	+	-	ПЕР	746.5	7	30.2	1.027*10 ⁶

CZ, MX, MY = F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 38

ПРОТ	МАРКЕР	AL
401	+	0.1
402	x	9.9
403	◊	19.9

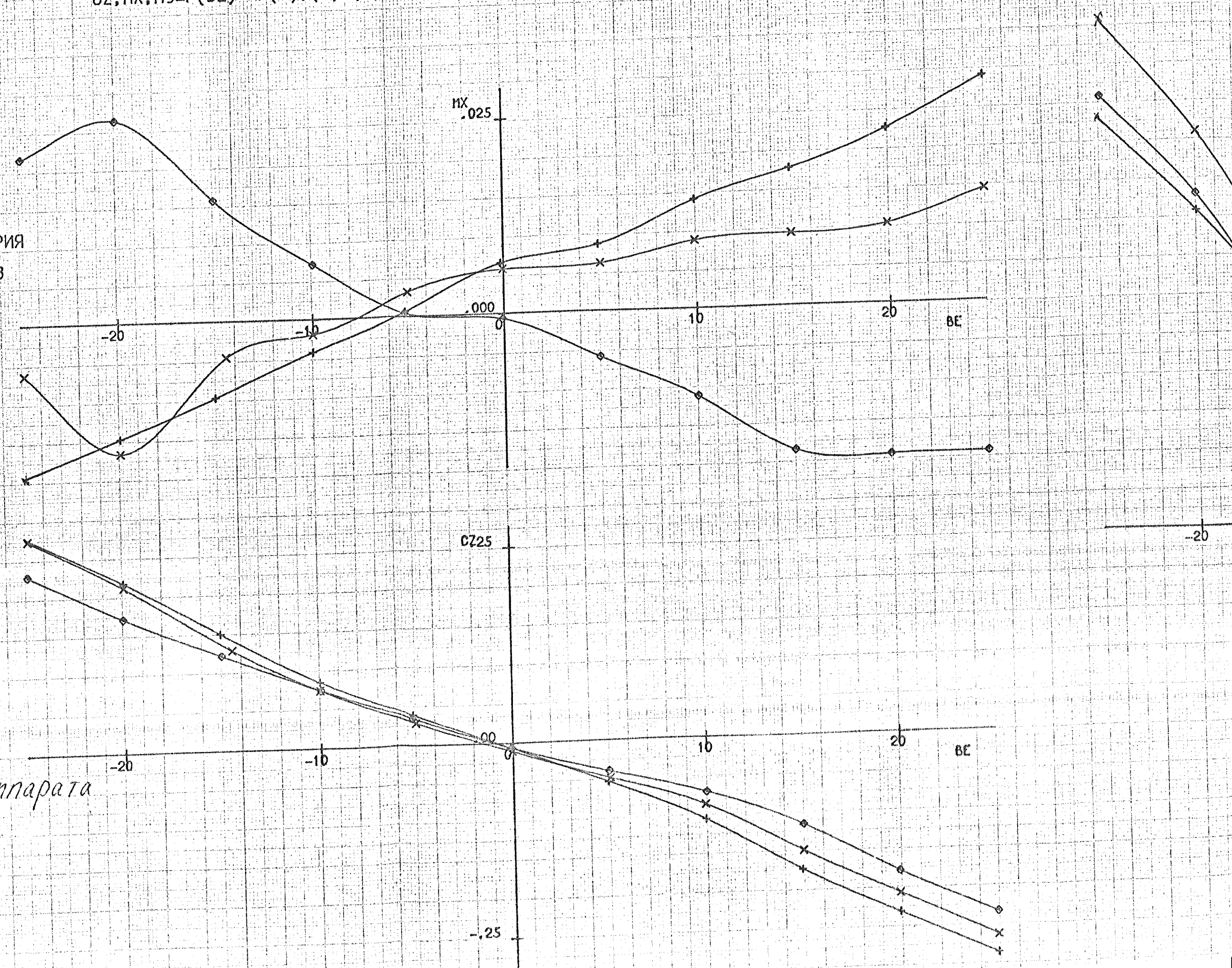
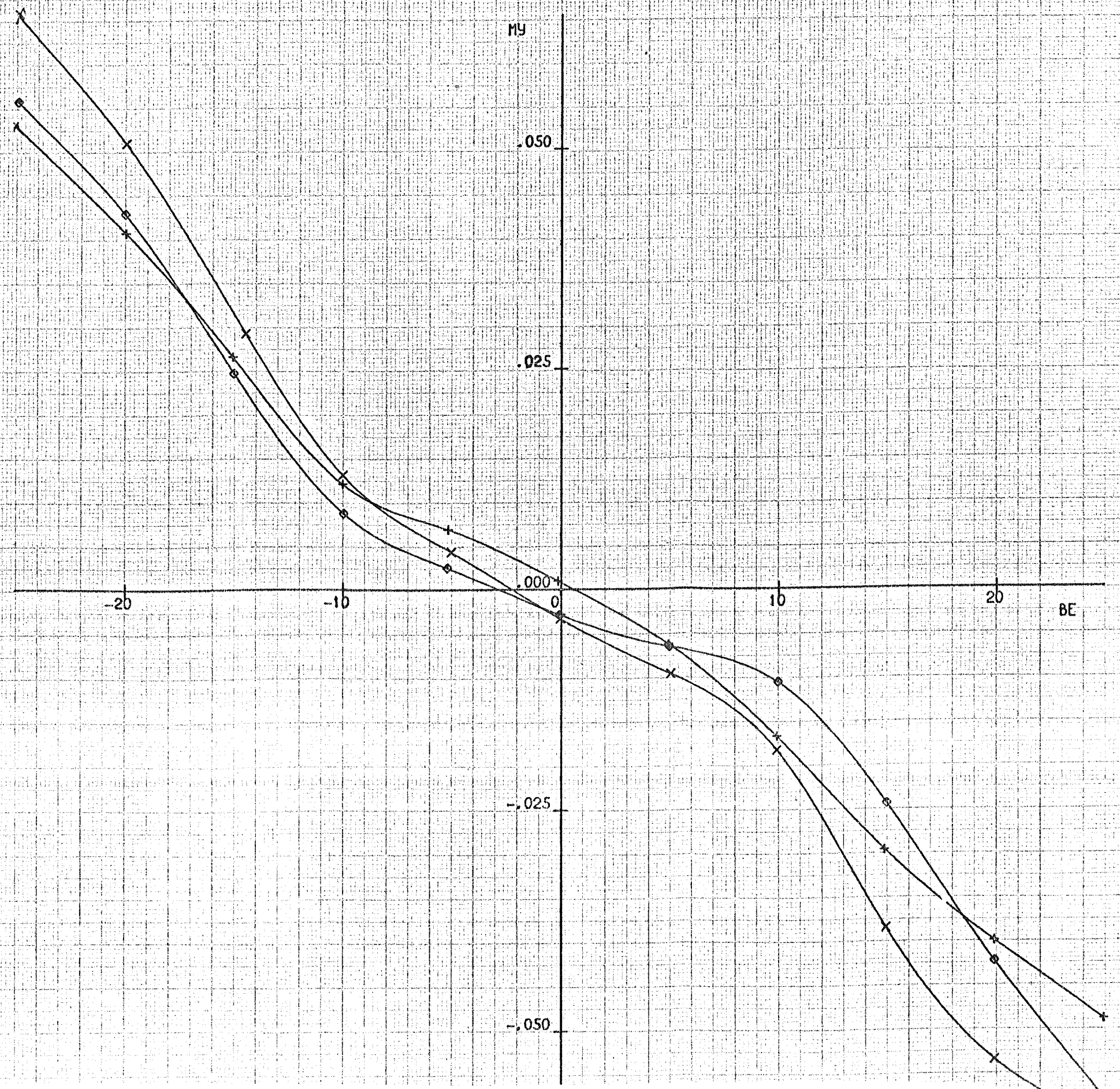
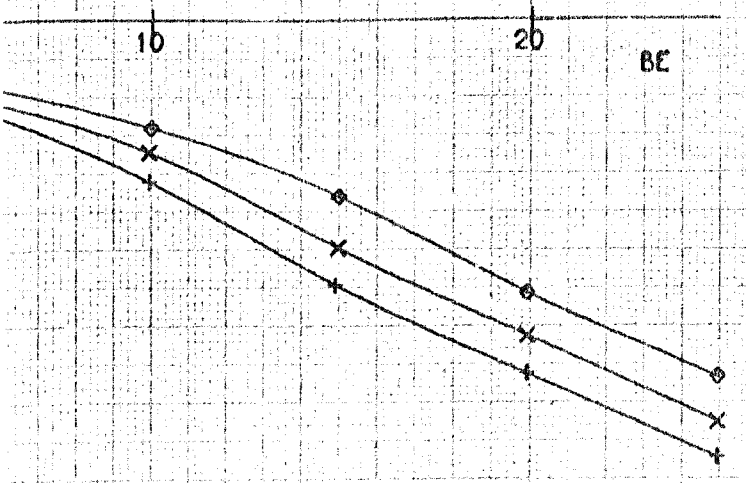
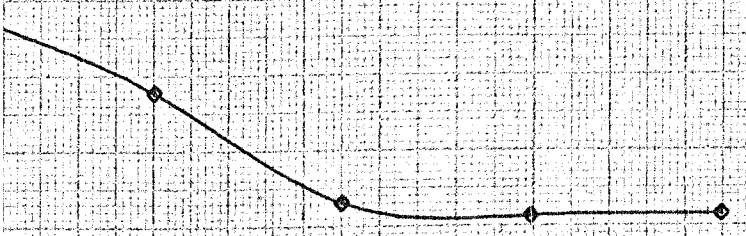
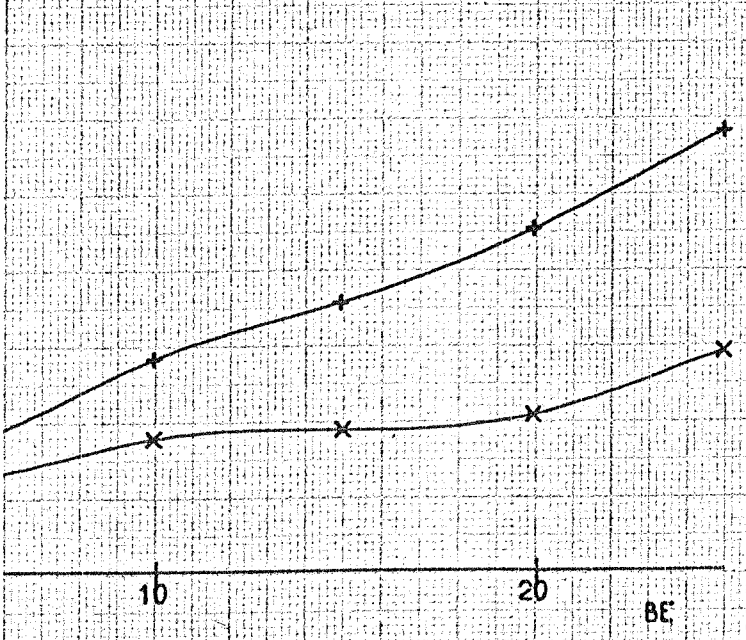


Рис 26а
Характеристики аппарата
без заднего крыла

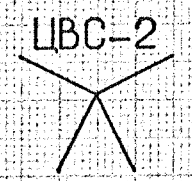
106

-59-



AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-	0.1	-	-	КОРОТ	Б2КР	-	+	-	ПЕР	748.1	7.2	30.2	1.03% 10 ⁶

СУА, СХА, МЗА = F(BE) КО(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END



ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
Т-101 80 11 17

ПРОТ	МАРКЕР	AL
406	+	0.2
407	x	10.1
408	◊	20.1

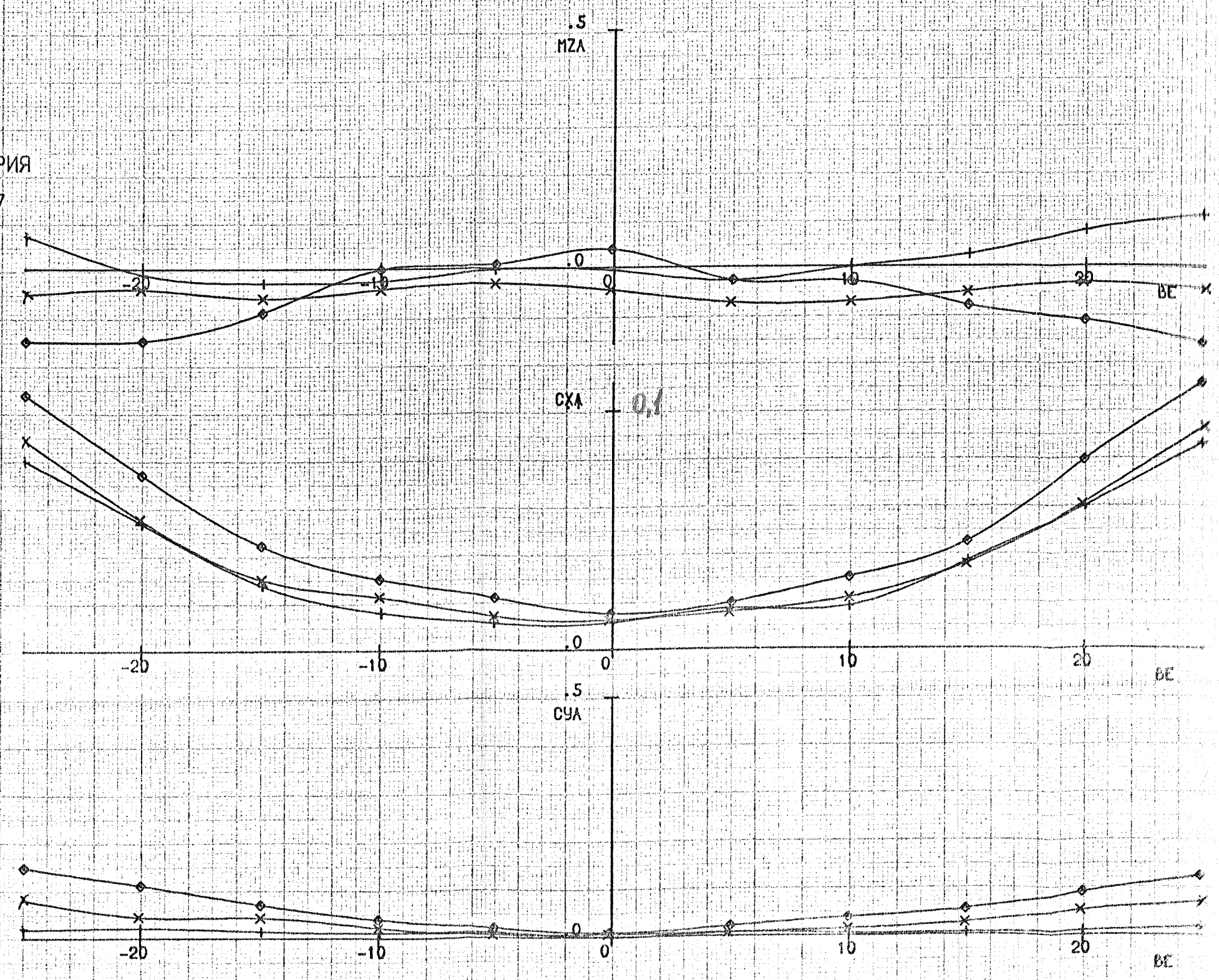


Рис. 27.
Характеристики
аппарата без крыльев

AL	BE	PB	PH	ЭЛЛЕВ	ЭЛПР	ХВУЗЛ	МОДЕЛ	СТРВ	СТРН	СТЭЛ	ПРОТ	РА	T	V	RE
V	P	-	0.	-	-	КОРОТ	БЗКР	-	+	-	ПЕР	748.1	7.2	30.2	1.03*10 ⁶

CZ, MX, MY=F(BE) KD(1), (2), (3) SM1, 2, 3 END

ЦВС-2

ОБЪЕКТ МОДЕЛЬ ТЗ СЕРИЯ
T-101 80 11 39

ПРОТ	МАРКЕР	AL
406	+	0.2
407	x	10.1
408	◊	20.1

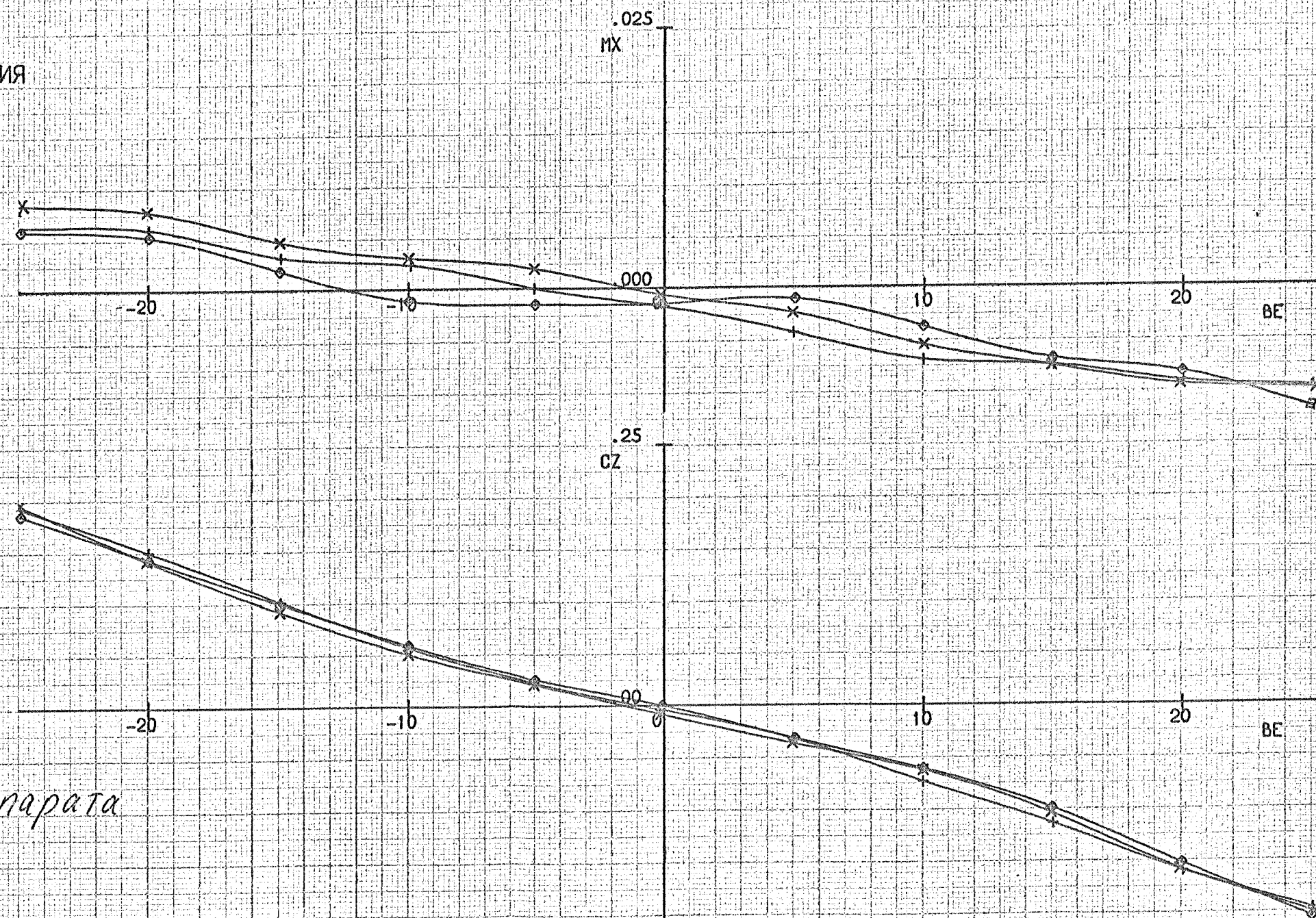


Рис. 27а
Характеристики аппарата
без крыльев

- 61 -

