



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2003126712/11, 02.09.2003

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
02.09.2003

(43) Дата публикации заявки: 20.03.2005

(45) Опубликовано: 20.12.2007 Бюл. № 35

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2055778 C1, 10.03.1996. US 6293497
A, 25.09.2001. US 5167383 A, 01.12.1992.Адрес для переписки:
125315, Москва, 1-й Балтийский пер., 3/25,
кв.40, ООО "Рерик авиа"

(72) Автор(ы):

Ермишин Александр Викторович (RU),
Климов Валентин Тихонович (RU),
Медведев Михаил Аркадьевич (RU),
Метелица Сергей Владимирович (RU),
Суринов Татевос Романович (RU)

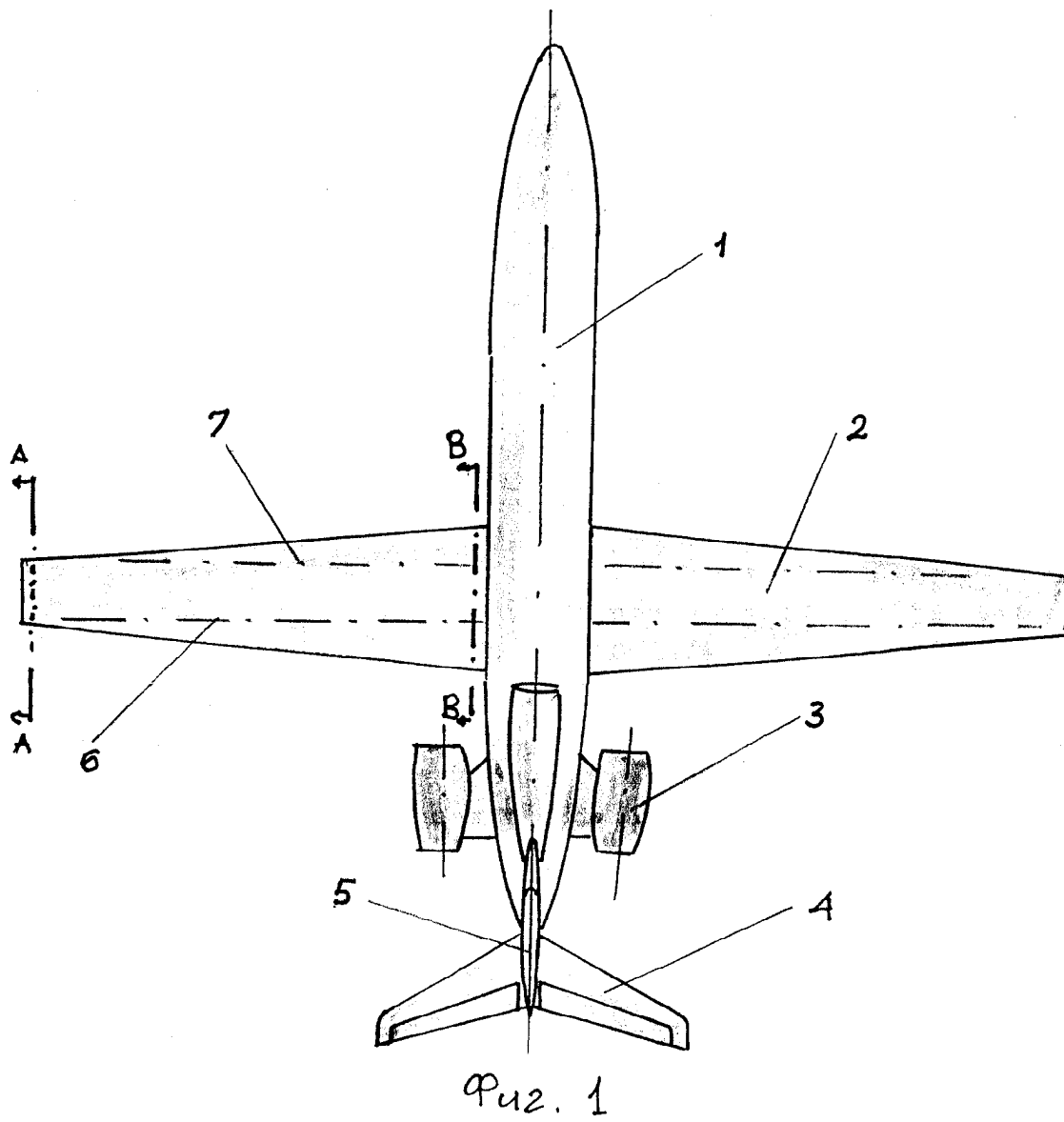
(73) Патентообладатель(и):
ООО "Рерик авиа" (RU)

(54) РЕГИОНАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиационной технике. Самолет содержит фюзеляж, прямое крыло и стреловидное горизонтальное оперение с углами стреловидности $\chi \sim 18-24^\circ$ со сверхкритическими профилями, которые сформированы по средним линиям, имеющим на участке от 10 до 40% местных хорд "полочный" характер с отношением

соответствующих ординат средних линий 0,75-1,0. Относительная толщина крыла меняется от 0,16 до 0,13, углы крутки крыла - от +2,5 до -1,5 градуса по размаху крыла по линейному закону. Углы крутки профилей оперения выполнены постоянными. Изобретение направлено на снижение массы, увеличение аэродинамического качества и эффективности. 10 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2003126712/11, 02.09.2003**

(24) Effective date for property rights: **02.09.2003**

(43) Application published: **20.03.2005**

(45) Date of publication: **20.12.2007 Bull. 35**

Mail address:
**125315, Moskva, 1-j Baltijskij per., 3/25,
kv.40, OOO "Rerik avia"**

(72) Inventor(s):
**Ermishin Aleksandr Viktorovich (RU),
Klimov Valentin Tikhonovich (RU),
Medvedev Mikhail Arkad'evich (RU),
Metelitsa Sergej Vladimirovich (RU),
Surinov Tatevos Romanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):
OOO "Rerik avia" (RU)

(54) **REGIONAL AIRCRAFT**

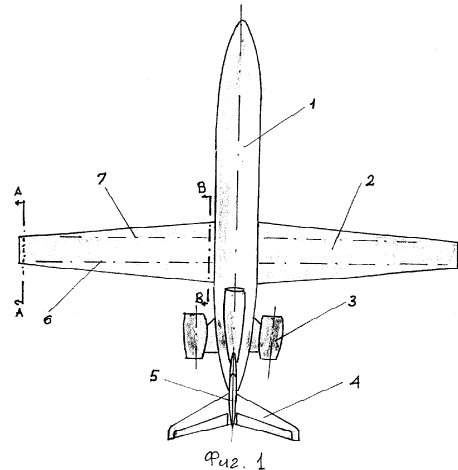
(57) Abstract:

FIELD: aeronautical engineering.

SUBSTANCE: proposed aircraft has fuselage, straight wing and horizontal swept tail surfaces at sweep angle of χ about 18-24° at supercritical profiles which are formed over medium lines having "shelf" nature at section of from 10 to 40% of local chords at ratio of respective ordinates of medium lines of 0.75-1.0. Thickness ratio of wing changes from 0.16 to 0.13, twist angles change from +2.5 to -1.5° by wing span according to linear law. Twist angles of tail profiles are constant.

EFFECT: reduction of mass; improved aerodynamic property; enhanced efficiency.

10 dwg



RU 2 3 1 2 7 9 2 C 2

RU 2 3 1 2 7 9 2 C 2

Изобретение относится к авиационной технике и может быть использовано для проектирования самолетов любых типов.

Известны различные схемы региональных самолетов (см. энциклопедию "Авиация" под редакцией Г.П.Свищева, издательство "Российские энциклопедии", М., 1988 г., журнал Aviation Week & Space Technology от 13 мая 2002 года, справочник Jane's "All the world aircraft" (Jane information group, ежегодно)). Ближайшим прототипом предлагаемого решения является самолет SAAB 2000, который по всем характеристикам превосходит аналогичные самолеты своего класса.

Особенностью региональных самолетов является необходимость нахождения наилучшего компромисса между взлетно-посадочными характеристиками (самолет должен использовать предельно малые ВПП с любым видом покрытия) и крейсерскими режимами (необходимо сокращать время полета). Для оптимального решения задач взлета и посадки желателен применение прямого крыла, а для получения необходимых скоростных качеств желателен применение стреловидных крыльев. При этом на всех известных самолетах после выбора стреловидности крыла стреловидность оперения устанавливается такой же. Для обеспечения заданных взлетно-посадочных характеристик при этом требуется сложная механизация.

Целью настоящего изобретения является упрощение конструкции и снижение веса самолета при обеспечении эксплуатационных скоростей полета самолета до скоростей, соответствующих числам $M=0,7$.

Для достижения этой цели на самолете устанавливаются прямое крыло, сформированное как единая пространственная система из единого базового профиля, который модифицирован по размаху таким образом, чтобы корневой профиль крыла обеспечивал выполнение условия максимума значений $M_{кр}^*$ и $M_{зо}$ при умеренных значениях $S_{мах}$, а концевой профиль крыла обеспечивал условие максимума $S_{мах}$, и стреловидное горизонтальное оперение, с углами стреловидности $\chi \sim 18-24^\circ$ со сверхкритическими профилями, которые установлены по средним линиям, имеющим на участке от 10 до 40% местных хорд "полочный" характер с отношением соответствующих ординат средних линий 0,75-1,0, при этом относительная толщина крыла C меняется от 0,16 до 0,13, углы крутки крыла от +2,5 до -1,5 градуса по размаху крыла по линейному закону, углы крутки профилей оперения выполнены постоянными.

На фиг.1 показана схема предлагаемого самолета в плане. На фиг.2 показано сечение корневого профиля крыла. На фиг.3 - сечение концевого профиля крыла. На фиг.4 приведен закон изменения угла геометрической крутки предлагаемого крыла по размаху. На фиг.5 дан примерный закон изменения максимальной относительной толщины крыла по размаху крыла. На фиг.6 показано сечение профиля горизонтального оперения. На фиг.7 показано положение средних линий типовых профилей крыла и оперения. На фиг.8 приведены экспериментальные зависимости, характеризующие самолет по углам атаки. На фиг.9 дано изменение максимального качества предлагаемого самолета по числам M , полученное в аэродинамических испытаниях. На фиг.10 показано влияние механизации.

Предлагаемый самолет состоит из фюзеляжа 1, крыла 2, двигателей 3, горизонтального 4 и вертикального 5 оперений. Системы и конструкция салона условно не показаны и могут быть выбраны из условий поставленной транспортной задачи.

Крыло 2 имеет нулевой угол стреловидности по заднему 6 и переднему 7 лонжеронам и известными методами закреплено с фюзеляжем самолета 1 (фиг.1).

Сечения крыла образованы профилями единого семейства 9 (фиг.2 и 3). В связи с разными поставленными перед профилями задачами по внешнему виду профили по размаху существенно меняются. Концевой профиль (фиг.2) в основном определяет крыльевые значения $M_{кр}^*$ и $M_{зо}$ и обслуживает большую площадь. При выборе профиля ожесточались ограничения на $M_{кр}^*$ и $M_{зо}$, а полученное значение $S_{мах}$ выбиралось умеренным. Концевой профиль (фиг.3) определяет $S_{мах}$ крыла, так как срыв на больших углах атаки на крыле с сужением происходит (при прочих равных условиях) ближе к концу. Учитывая, что и число Рейнольдса к концу крыла убывает, в предлагаемом решении

добиваются для концевой профиля значительного превышения по несущим свойствам над корневым профилем. Учитывая малую обслуживаемую площадь, можно ослабить ограничение на продольный момент (т.е. разрешить увеличенную вогнутость) и не гнаться за большими $M_{кр}^*$. Из конструктивных соображений важно, что при такой компоновке крыла
5 удаётся применять толстые профили ($17\% > C > 12\%$) (фиг.5), позволяющие иметь большие объёмы для размещения топлива.

Горизонтальное оперение выполнено стреловидным (фиг.1). При этом учитывается, что меньшие площади оперения и разные задачи, стоящие перед крылом и оперением, не требуют максимальной реализации несущих свойств профиля оперения. Профиль
10 выбирается многорежимным из числа хорошо изученных классических или сверхкритических профилей (фиг.6).

Для сравнения на фиг.7 показаны средние линии типовых профилей, которые использованы для формирования системы крыла и горизонтального оперения.

На фиг.8 приведены экспериментальные характеристики модели предлагаемого
15 самолета, полученные в аэродинамической трубе. Для сравнения приведены известные характеристики модели самолета Як-40.

На фиг.9 приведены максимальные значения аэродинамического качества K_{max} , полученные в трубных экспериментах. Для сравнения приведены данные по аналогичной модели со стреловидным крылом.

На фиг.10 показано изменение характеристик при применении механизации.

Из графиков хорошо видно, что предлагаемая схема действительно обеспечивает высокие характеристики до скоростей полета, соответствующих числу $M=0,7$ на $C_{y} \sim 0,42$. При этом самолет устойчив, отсутствуют большие отрицательные значения коэффициента m_{z0} в отличие от стреловидных компоновок.

Увеличение максимальных крейсерских скоростей (чисел M) обусловлено тем, что верхняя поверхность крыла спроектирована так, что максимальное разрежение на ней не превышает допустимых значений коэффициента давления на расчетном режиме ($M_{расч}=0,80$) и поэтому волновые потери являются относительно слабыми. К тому же уменьшение углов наклона верхней поверхности в хвостовой части профилей на
30 предлагаемом крыле устраняет возможность возникновения ранних отрывов на расчетных крейсерских режимах.

Выбранное стреловидное оперение не ограничивает критическое значение скорости (числа M), так как выбирается из условия оптимальности для максимального скоростного режима.

На взлетно-посадочных режимах удаётся реализовать в полном объеме преимущества прямого крыла, что позволяет упростить механизацию крыла и существенно снизить массу.

В целом отмеченные особенности способствуют снижению массы самолета, уменьшению сопротивления, повышению значений K_{max} .

Все отмеченные качества и преимущества предложенного решения подтверждены
40 расчетами и аэродинамическими испытаниями.

Формула изобретения

Региональный самолет, содержащий фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, силовую установку из не менее чем двух двигателей, расположенных либо в
45 хвостовой части самолета, либо на крыле, отличающийся тем, что на самолете установлено прямое крыло, сформированное как единая пространственная система из единого базового профиля, который модифицирован по размаху таким образом, чтобы корневой профиль крыла обеспечивал выполнение условия максимума значений $M_{кр}^*$ и M_{z0} при умеренных значениях $C_{y_{max}}$, а концевой профиль крыла обеспечивал условие
50 максимума $C_{y_{max}}$, и стреловидное горизонтальное оперение с углами стреловидности $\chi \sim 18-24^\circ$ со сверхкритическими профилями, которые сформированы по средним линиям, имеющим на участке от 10 до 40% местных хорд "полочный" характер с отношением соответствующих ординат средних линий 0,75-1,0, при этом относительная

толщина крыла C меняется от 0,17 до 0,13, углы крутки крыла - от +2,5 до -1,5 градуса по размаху крыла по линейному закону, углы крутки профилей оперения выполнены постоянными.

5

10

15

20

25

30

35

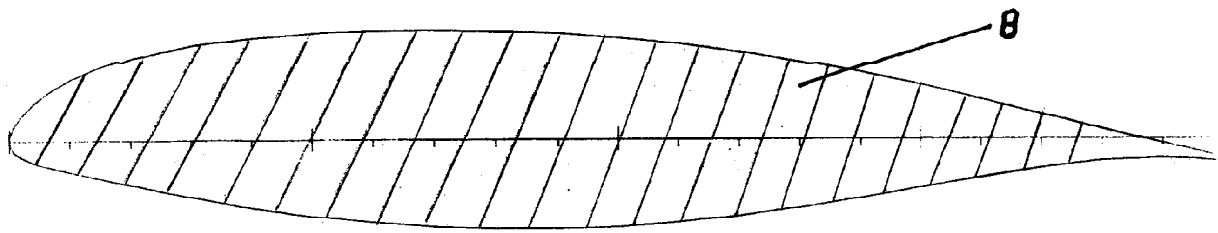
40

45

50

B-B' (повернуто)

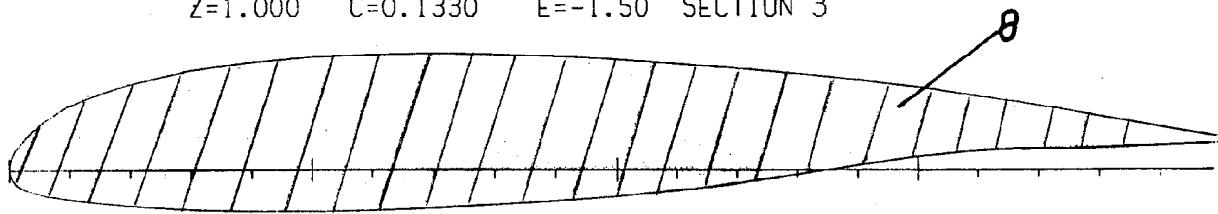
Z=0.122 C=0.1643 E=1.00 SECTION 2



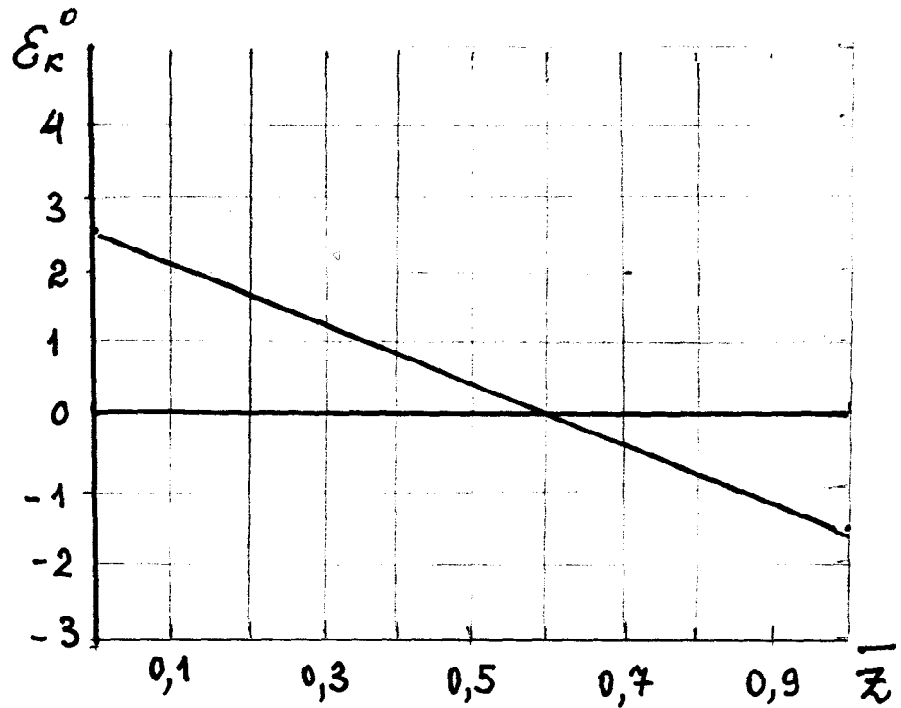
Фиг. 2

A-A' (повернуто)

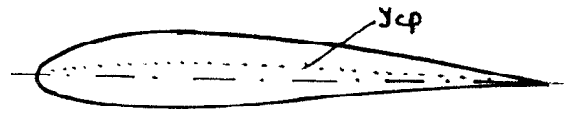
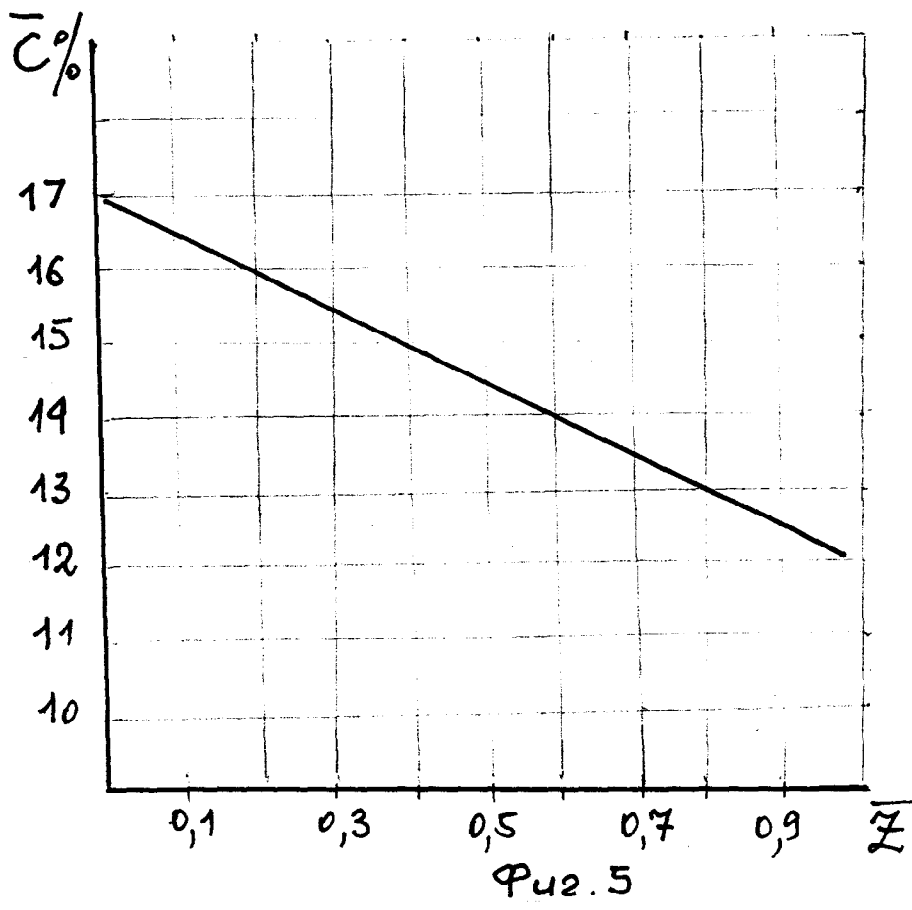
Z=1.000 C=0.1330 E=-1.50 SECTION 3



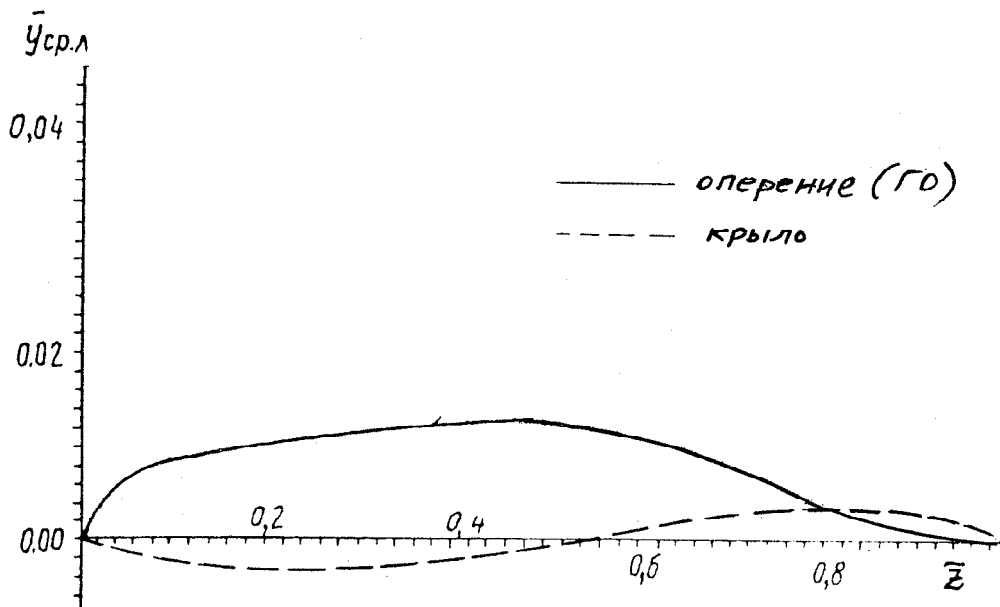
Фиг. 3



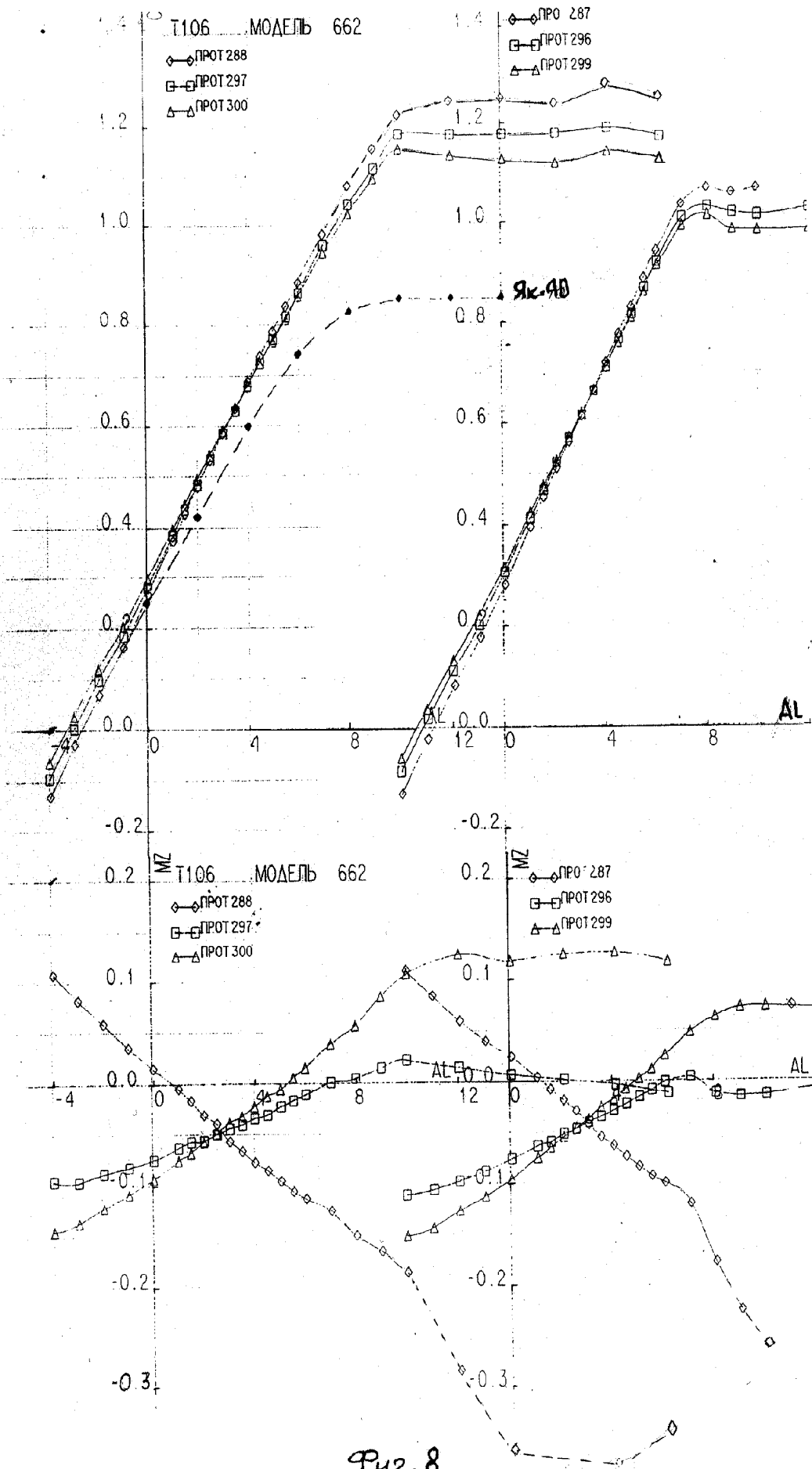
Фиг. 4



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8

