



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ
(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(52) СПК
B64C 3/14 (2018.08); Y02T 50/12 (2018.08)

(21) (22) Заявка: 2017101345, 18.08.2015

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
18.08.2015

Дата регистрации:
17.04.2019

Приоритет(ы):
(30) Конвенционный приоритет:
21.08.2014 МХ МХ/у/2014/000421

(43) Дата публикации заявки: 16.07.2018 Бюл. № 20

(45) Опубликовано: 17.04.2019 Бюл. № 11

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: 16.01.2017

(86) Заявка РСТ:
МХ 2015/000117 (18.08.2015)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2016/028134 (25.02.2016)

Адрес для переписки:
123242, Москва, пл. Кудринская, д. 1, а/я 35,
"Михайлюк, Сороколат и партнеры -
патентные поверенные"

(72) Автор(ы):
НАРВАЭС ТИХЕРИНА Хуан Херардо
(МХ)

(73) Патентообладатель(и):
НАРВАЭС ТИХЕРИНА Хуан Херардо
(МХ)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: US 0002281272 A1, 28.04.1942. CZ 21448 U1, 18.11.2010. RU 2094309 C1, 27.10.1997.

(54) **АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ПРОФИЛЬ (ВАРИАНТЫ) И КРЫЛО**

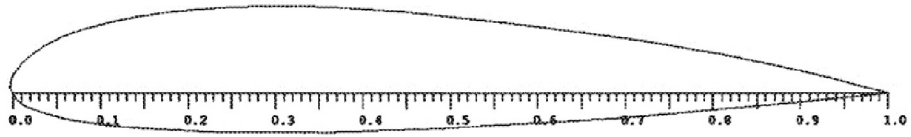
(57) Реферат:

Группа изобретений относится к области аэродинамики. Первый аэродинамический профиль использован для основания крыла. Второй аэродинамический профиль использован для конца крыла. Крыло имеет аэродинамический профиль основания и аэродинамический профиль

конца, которые в сочетании друг с другом делают крыло более эффективным на низкой скорости. Группа изобретений направлена на повышение устойчивости крыла на высокой скорости. 3 н. и 7 з.п. ф-лы, 7 ил.

Шкала $\chi^2 = 1.8$
Шкала $\gamma = 0.9$
 $\gamma = 8.1915$

— jn1431-265



Фиг. 1

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(19) **RU** (11)**2 685 372**⁽¹³⁾ **C2**(51) Int. Cl.
B64C 3/14 (2006.01)

(52) CPC

B64C 3/14 (2018.08); Y02T 50/12 (2018.08)(21) (22) Application: **2017101345, 18.08.2015**(24) Effective date for property rights:
18.08.2015Registration date:
17.04.2019

Priority:

(30) Convention priority:
21.08.2014 MX MX/u/2014/000421(43) Application published: **16.07.2018 Bull. № 20**(45) Date of publication: **17.04.2019 Bull. № 11**(85) Commencement of national phase: **16.01.2017**(86) PCT application:
MX 2015/000117 (18.08.2015)(87) PCT publication:
WO 2016/028134 (25.02.2016)

Mail address:

**123242, Moskva, pl. Kudrinskaya, d. 1, a/ya 35,
"Mikhajlyuk, Sorokolat i partnery - patentnye
poverennye"**

(72) Inventor(s):

NARVAEZ TIJERINA, Juan Gerardo (MX)

(73) Proprietor(s):

NARVAEZ TIJERINA, Juan Gerardo (MX)(54) **AEROFOIL PROFILE (OPTIONS) AND WING**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: group of inventions relates to the field of aerodynamics. According to the invention, the first aerofoil profile is used for the base of the wing. While the second aerofoil profile is used for the end of the wing. Further, the wing has an aerofoil base profile

and an aerofoil end profile, which, in combination with each other, make the wing more efficient at low speeds.

EFFECT: group of inventions is aimed at improving the stability of the wing at high speeds.

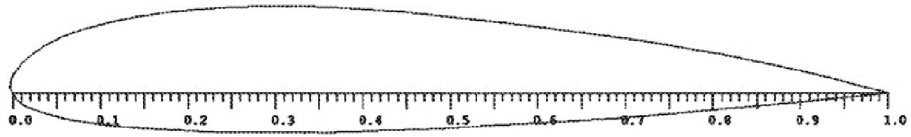
10 cl, 7 dwg

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2

Шкала $\chi = 1-8$
Шкала $\psi = 0-1$
 $\gamma = 8.1915$

— jn1431-265



Фиг. 1

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2

R U 2 6 8 5 3 7 2 C 2

Целью изобретения является улучшение показателей аэродинамических профилей при проектировании крыльев, как в отношении показателей при низкой скорости (взлет и посадка), так и в отношении их устойчивости на высокой скорости с приемлемой способностью к перевернутому полету (способностью к фигурному пилотажу).

5 УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

С самого зарождения авиации было установлено, что аэродинамические профили должны разрабатываться в соответствии с целью полета (скорость, планирование, фигурный пилотаж и т.д.). Целью проектирования этих профилей является получение профилей с наилучшими полетными качествами, как на низкой, так и на высокой скорости и способностью к перевернутому полету. В описании уровня техники содержатся документы, например патент США №6607164 В2, которые описывают крыло с аэродинамическим профилем для практического использования для воздушных судов в авиации общего назначения, которые, как правило, эксплуатируются при низких скоростях. Форма этого аэродинамического профиля спроектирована для получения высоких коэффициентов подъемной силы на низких скоростях, с низким лобовым сопротивлением и пониженными коэффициентами подъемной силы на более высоких скоростях; эти подъемные характеристики аэродинамического профиля не чувствительны к шероховатости поверхности на передней кромке крыла, вызванной накоплением посторонних веществ на аэродинамическом профиле в связи с переходом к турбулентному потоку, который возникает вблизи передней кромки; таким образом, этот аэродинамический профиль имеет характеристики по форме и функциональности, отличные от настоящего изобретения, так как он ограничен малыми скоростями, в отличие от настоящего изобретения, цель которого распространяется и на низкую скорость, и на высокую скорость и на возможности перевернутого (фигурного) полета.

25 КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ГРАФИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

На фиг. 1 проиллюстрирован вид аэродинамического профиля jn1431-265 который будет использован для основания крыла для обеспечения минимального коэффициента подъемной силы и наиболее устойчивого сваливания на крыло.

На фиг. 2 проиллюстрирован вид аэродинамического профиля jn1413-362, который будет использован для придания формы концу крыла и, таким образом комбинируется с профилем основания крыла jn1431-265 для обеспечения вышеупомянутых летно-технических характеристик крыла.

На фиг. 3 проиллюстрирован коэффициент подъемной силы (c_l) при разных углах атаки (α) и с различными масштабными эффектами (re) аэродинамического профиля jn1431-265.

На фиг. 4 проиллюстрирован коэффициент подъемной силы (c_l) при разных углах атаки (α) и использования.

На фиг. 5 проиллюстрирован коэффициент подъемной силы (c_l) при разных углах атаки (α) и с различными масштабными эффектами (re) аэродинамического профиля s8037 разработки доктора Сэйлига, который включен с целью сравнения.

На фиг. 6 проиллюстрированы различные полярные графики аэродинамического профиля jn1431-265,

На фиг. 7 проиллюстрированы различные полярные графики аэродинамического профиля jn1413-362.

45 ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Аэродинамические профили jn1432-265 и jn1413-362, как проиллюстрировано на фигурах 1 и 2, были предназначены для использования в конструкции крыльев для авиации общего назначения. На начальном этапе проект верхней и нижней кривых

каждого профиля был выполнен для получения как можно более высокого значения коэффициента подъемной силы (c_l) каждого участка профиля без чрезмерного увеличения кривизны для того, чтобы сохранить возможность осуществления перевернутого полета; разница коэффициентов подъемной силы (c_l) между профилем jп1432-265 и профилем jп1413-362 также была принята во внимание для получения наиболее предсказуемого сваливания на крыло. При анализе масштабного эффекта было обнаружено, что при переходе различных кривых между углами 0 и +3 (принимая во внимание, что это диапазон углов установки нормального полета крыла) графика, коэффициент подъемной силы выше, когда число Рейнольдса меньше, и наоборот коэффициент подъемной силы ниже, когда число Рейнольдса увеличивается. Это означает, что по мере возрастания числа Рейнольдса коэффициент подъемной силы регулируется для каждого условия полета. Таким образом, на низкой скорости полета коэффициент подъемной силы имеет высокое значение, позволяя предсказуемые и безопасные короткие взлеты и посадки. С другой стороны, по мере увеличения скорости, коэффициент подъемной силы падает, что создает устойчивость в другом полетном положении, позволяя большую гибкость в различных условиях полета. Также было отмечено, что беспилотные летательные аппараты (БПЛА), оснащенные этими экспериментальными крыльями, демонстрируют лучшие характеристики в условиях повышенной ветровой нагрузки по сравнению с летательными аппаратами, оснащенными другими профилями. Также коэффициент лобового сопротивления (c_d), который находится на низком уровне самых высоких значений коэффициента подъемной силы, снижается до значений порядка одной трети своей первоначальной величины по мере увеличения числа Рейнольдса.

Координаты (x , y) аэродинамического профиля jп1431-265, который будет использован для основания крыла в связи с тем, что он демонстрирует наименьший коэффициент подъемной силы и позволяет наиболее устойчивое сваливание па крыло, представлены в следующей таблице.

30

35

40

45

jn1431-265

x y

5

1.00000 0,00000

0,93208 0,01735

10

0,86931 0,03162

0,81110 0,04326

15

0,75688 0,05274

0,70609 0,06050

20

0,65816 0,06700

0,61252 0,07269

25

0,56862 0,07799

0,52612 0,08296

0,48480 0,08744

30

0,44444 0,09132

0,40479 0,09445

35

0,36565 0,09669

40

45

	0,32678	0,09790
	0,28797	0,09796
5	0,24942	0,09678
	0,21171	0,09436
10	0,17546	0,09069
	0,14128	0,08574
15	0,10977	0,07951
	0,08155	0,07198
20	0,05722	0,06316
	0,03716	0,05320
25	0,02128	0,04262
	0,00946	0,03199
30	0,00155	0,02185
	-0,00257	0,01277
	-0,00305	0,00530
35	0,00000	0,00000
	0,00093	-0,00350
40	0,00392	-0,00748
	0,00929	-0,01180
45		

	0,01735	-0,01630
	0,02843	-0,02084
5	0,04284	-0,02526
	0,06090	-0,02941
10	0,08287	-0,03316
	0,10851	-0,03643
15	0,13736	-0,03922
	0,16892	-0,04150
20	0,20271	-0,04325
	0,23825	-0,04445
25	0,27506	-0,04508
	0,31266	-0,04513
	0,35071	-0,04463
30	0,38901	-0,04368
	0,42735	-0,04235
35	0,46555	-0,04074
	0,50340	-0,03894
40	0,54070	-0,03704
	0,57728	-0,03513
45		

0,61394 -0,03316

0,65348 -0,03078

5

0,69893 -0,02764

0,75328 -0,02336

10

0,81957 -0,01757

0,90080 -0,00990

15

1,00000 0,00000

Профиль jn1413-362 будет использован для придания формы концу крыла и. таким образом, представляет собой комбинацию с профилем основания крыла jn1431-265 для обеспечения вышеупомянутых летно-технических характеристик крыла. Координаты (x, y) аэродинамического профиля jn 1413-362 представлены в следующей таблице.

20

x y

1,0000 0,0000

25

0,9430 0,0175

0,8865 0,0323

30

0,8308 0,0447

0,7762 0,0552

35

0,7231 0,0640

0,6718 0,0716

40

45

	0,6226	0,0783
	0,5758	0,0846
5	0,4886	0,0846
	0,5313	0,0904
10	0,4886	0,0955
	0,4475	0,0999
15	0,4075	0,1033
	0,3682	0,1057
20	0,3293	0,1068
	0,2904	0,1067
25	0,2517	0,1051
	0,2138	0,1020
30	0,1773	0,0977
	0,1430	0,0919
35	0,1114	0,0848
	0,0831	0,0763
40	0,0590	0,0665
	0,0392	0,0557
45	0,0237	0,0442

	0.0121	0,0328
	0,0042	0,0221
5	-0,0003	0,0127
	-0,0016	0,0051
10	0,0000	0,0000
	0,0010	-0,0034
15	0,0041	-0,0071
	0,0097	-0,0110
20	0,0180	-0,0149
	0,0293	-0,0187
25	0,0439	-0,0222
	0,0620	-0,0253
	0,0840	-0,0280
30	0,1096	-0,0301
	0,1383	-0,0317
35	0,1696	-0,0329
	0,2032	-0,0338
40	0,2385	-0,0343
	0,2752	-0,0345
45		

	0,3126 -0,0345
	0,3506 -0,0343
5	0,3889 -0,0340
	0,4272 -0,0335
10	0,4655 -0,0330
	0,5035 -0,0324
15	0,5410-0,0318
	0,5778 -0,0313
20	0,6147 -0,0306
	0,6545 -0,0294
25	0,7001 -0,0273
	0,7544 -0,0237
30	0,8206 -0,0183
	0,9014-0,0105
	1,0000 0,0000

35 Аэродинамический профиль jn1431-265 имеет ширину, которая составляет 14.31% относительно его длины, и профиль jn1413-362 имеет ширину, которая составляет 14,13% относительно его длины.

Аэродинамический профиль jn1431-265 имеет кривизну 2,65, а аэродинамический профиль jn1413-362 имеет кривизну 3,62.

40 Аэродинамические профили jn1431-265 и 1413-362 выполнены с возможностью регулирования своих аэродинамические переменных не только изменением угла атаки, но и масштабного эффекта (скорости) как проиллюстрировано на Фиг. 3 и 4. В сочетании друг с другом эти профили повышают эффективность оснащенных ими крыльев до 30%. Также указанные профили позволяют крылу, оснащеному ими, иметь способность предсказуемого сваливания на крыло, а также быстрый выход из этого состояния.

45 Кроме того, указанные профили более эффективны на низкой скорости, снижая необходимость в использовании закрылок или предкрылок ("устройств высокой подъемной силы"), причем если указанные закрылки или предкрылки используются,

то их действие дополнительно усиливается. На Фиг. 5 проиллюстрирован коэффициент подъемной силы (c_l) при разных углах атаки (α) и с использованием различных масштабных эффектов (re) аэродинамического профиля s8037 разработки доктора Сэйлига, который включен для сравнения.

5 В то же время по мере увеличения скорости аэродинамические переменные регулируются до трети от их значения (с тем же углом атаки), что делает крыло очень устойчивым в условиях высокой скорости. Фиг. 6 и 7 показывают различные полярные графики аэродинамических профилей jn1431-265 и jn1413-362 соответственно.

10 Имея достаточно подробно описанное мною изобретение, я считаю, что оно обладает новизной, и по этой причине заявляю о своей исключительной собственности на указанное изобретение, которое описывается в пунктах нижеизложенной формулы изобретения.

(57) Формула изобретения

15 1. Аэродинамический профиль, используемый для основания крыла, который по сути определяется координатами (x , y):

20

25

30

35

40

45

	x	y
	1,00000	0,00000
5	0,93208	0,01735
	0,86931	0,03162
10	0,81110	0,04326
	0,75688	0,05274
15	0,70609	0,06050
	0,65816	0,06700
	0,61252	0,07269
20	0,56862	0,07799
	0,52612	0,08296
25	0,48480	0,08744
	0,44444	0,09132
30	0,40479	0,09445
	0,36565	0,09669
35	0,32678	0,09790
40		
45		

	0,28797	0,09796
	0,24942	0,09678
5	0,21171	0,09436
	0,17546	0,09069
10	0,14128	0,08574
	0,10977	0,07951
15	0,08155	0,07198
	0,05722	0,06316
20	0,03716	0,05320
	0,02128	0,04262
25	0,00946	0,03199
	0,00155	0,02185
	-0,00257	0,01277
30	-0,00305	0,00530
	0,00000	0,00000
35	0,00093	-0,00350
	0,00392	-0,00748
40	0,00929	-0,01180
	0,01735	-0,01630
45		

	0,02843	-0,02084
	0,04284	-0,02526
5	0,06090	-0,02941
	0,08287	-0,03316
10	0,10851	-0,03643
	0,13736	-0,03922
15	0,16892	-0,04150
	0,20271	-0,04325
20	0,23825	-0,04445
	0,27506	-0,04508
	0,31266	-0,04513
25	0,35071	-0,04463
	0,38901	-0,04368
30	0,42735	-0,04235
	0,46555	-0,04074
35	0,50340	-0,03894
	0,54070	-0,03704
40	0,57728	-0,03513
	0,61394	-0,03316
45		

0,65348 -0,03078

0,69893 -0,02764

5

0,75328 -0,02336

0,81957 -0,01757

10

0,90080 -0,00990

1,00000 0,00000

15

2. Аэродинамический профиль по п. 1, отличающийся тем, что в сочетании с аэродинамическим профилем конца улучшает эффективность оснащенных указанными профилями крыльев на величину до 30%.

20

3. Аэродинамический профиль по п. 1 или 2, отличающийся тем, что в сочетании с аэродинамическим профилем конца он позволяет оснаственным указанными профилями крыльям иметь предсказуемое сваливание на крыло, а также быстрый выход из этого состояния.

4. Аэродинамический профиль по п. 1, отличающийся тем, что его ширина составляет 14,31% его длины.

25

5. Аэродинамический профиль по п. 1, отличающийся тем, что он имеет кривизну 2,65.

6. Аэродинамический профиль по п. 1, отличающийся тем, что он имеет кривизну 3,62.

7. Аэродинамический профиль, используемый для придания формы концу крыла, который по сути определяется конкретными координатами (x, y):

30

x y

35

40

45

	1,0000	0,0000
	0,9430	0,0175
5	0,8865	0,0323
	0,8308	0,0447
10	0,7762	0,0552
	0,7231	0,0640
15	0,6718	0,0716
	0,6226	0,0783
20	0,5758	0,0846
	0,5313	0,0904
25	0,4886	0,0955
	0,4475	0,0999
30	0,4075	0,1033
	0,3682	0,1057
35	0,3293	0,1068
	0,2904	0,1067
40	0,2517	0,1051
	0,2138	0,1020
45	0,1773	0,0977

	0,1430	0,0919
	0,1114	0,0848
5	0,0831	0,0763
	0,0590	0,0665
10	0,0392	0,0557
	0,0237	0,0442
15	0,0121	0,0328
	0,0042	0,0221
20	-0,0003	0,0127
	-0,0016	0,0051
25	0,0000	0,0000
	0,0010	-0,0034
	0,0041	-0,0071
30	0,0097	-0,0110
	0,0180	-0,0149
35	0,0293	-0,0187
	0,0439	-0,0222
40	0,0620	-0,0253
	0,0840	-0,0280
45		

	0,1096	-0,0301
	0,1383	-0,0317
5	0,1696	-0,0329
	0,2032	-0,0338
10	0,2385	-0,0343
	0,2752	-0,0345
15	0,3126	-0,0345
	0,3506	-0,0343
20	0,3889	-0,0340
	0,4272	-0,0335
25	0,4655	-0,0330
	0,5035	-0,0324
	0,5410	-0,0318
30	0,5778	-0,0313
	0,6147	-0,0306
35	0,6545	-0,0294
	0,7001	-0,0273
40	0,7544	-0,0237
	0,8206	-0,0183
	0,9014	-0,0105
45	1,0000	0,0000

8. Аэродинамический профиль по п. 7, отличающийся тем, что его ширина составляет 14,31% его длины.

9. Крыло, отличающееся тем, что аэродинамический профиль основания выполнен по п. 1, а аэродинамический профиль конца выполнен по п. 7.

10. Крыло по п. 9, отличающееся тем, что указанный аэродинамический профиль основания и указанный аэродинамический профиль конца в сочетании друг с другом делают оснащенное ими крыло более эффективным на низкой скорости, снижая необходимость использования закрылка или предкрылка, причем если указанные закрылок или предкрылок используются, то их действие еще больше усиливается, а при увеличении скорости аэродинамические переменные регулируются до трети от их значения с тем же углом атаки, что делает крыло очень устойчивым в условиях высокой скорости.

15

20

25

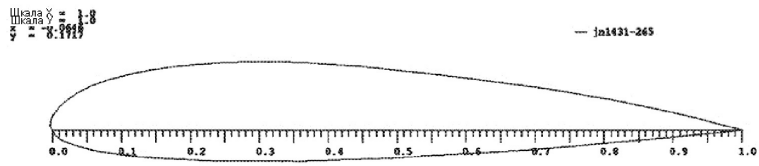
30

35

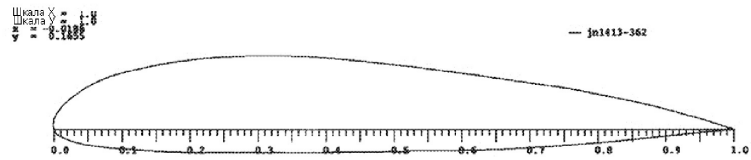
40

45

1/6



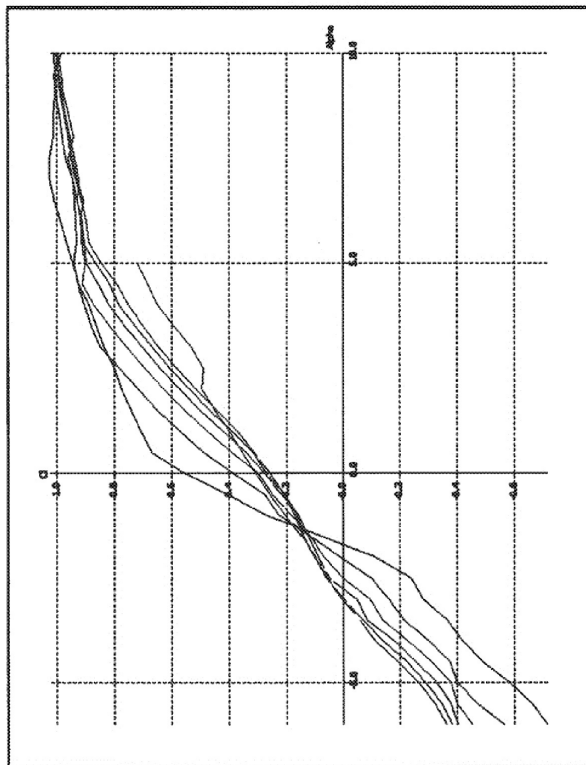
Фиг. 1



Фиг. 2

2/6

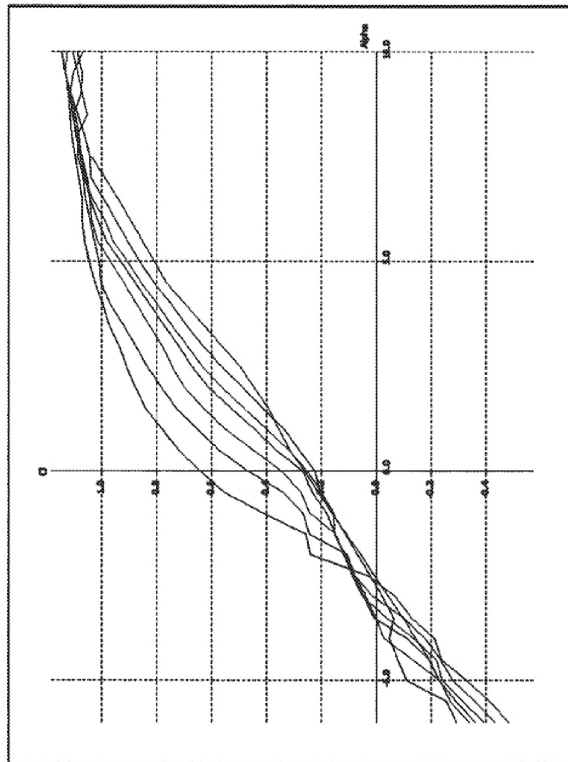
384491-245
— T1_3840_100_380_00_393_0
— T1_3840_200_380_00_393_0
— T1_3840_300_380_00_393_0
— T1_3840_400_380_00_393_0
— T1_3840_500_380_00_393_0
— T1_3840_600_380_00_393_0
— T1_3841_000_380_00_393_0
— T1_3843_000_380_00_393_0



ФИГ. 3

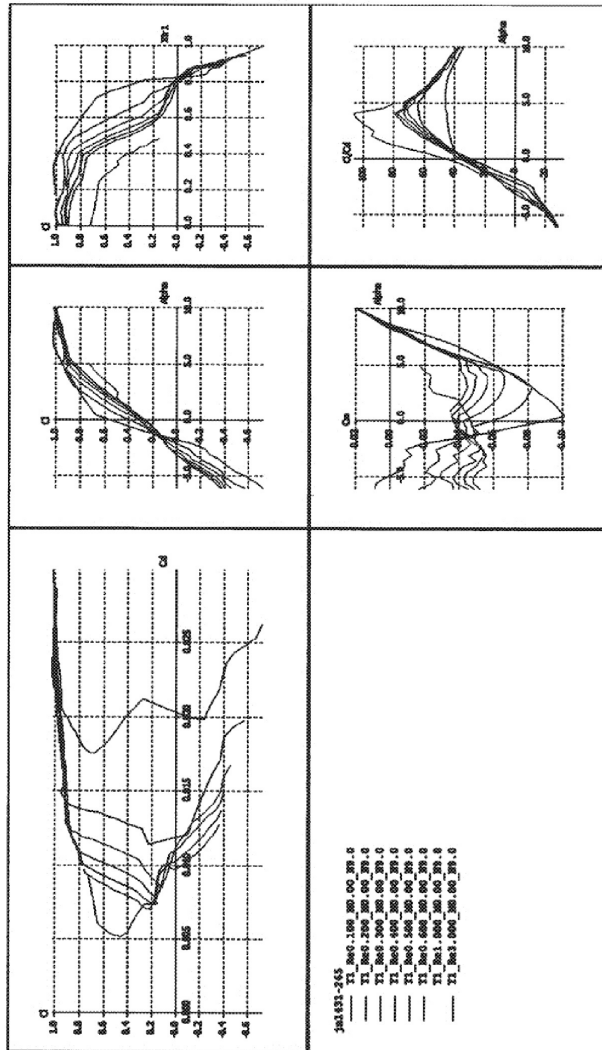
3/6

3m3113-342
—— TI_Re0.100_Re.00_Re.0
—— TI_Re0.200_Re.00_Re.0
—— TI_Re0.300_Re.00_Re.0
—— TI_Re0.400_Re.00_Re.0
—— TI_Re0.500_Re.00_Re.0
—— TI_Re0.600_Re.00_Re.0
—— TI_Re1.000_Re.00_Re.0
—— TI_Re3.000_Re.00_Re.0



ФИГ. 4

5/6



ФИГ. 6

