



РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(19) **RU** (11)

19 814 (13) **U1**

(51) МПК
B64C 1/00 (2000.01)

(12) ОПИСАНИЕ ПОЛЕЗНОЙ МОДЕЛИ К СВИДЕТЕЛЬСТВУ

(21), (22) Заявка: 2001118210/20, 06.07.2001

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
06.07.2001

(46) Опубликовано: 10.10.2001

Адрес для переписки:
105037, Москва, ул. Первомайская, 26, кв.11,
Б.С.Ляховичу

(71) Заявитель(и):

Общество с ограниченной
ответственностью "ЭЛИТАР-101"

(72) Автор(ы):

Распопов В.В.

(73) Патентообладатель(и):

Общество с ограниченной
ответственностью "ЭЛИТАР-101"

(54) ФЮЗЕЛЯЖ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА (ВАРИАНТЫ)

(57) Формула полезной модели

1. Фюзеляж легкого самолета, включающий носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина построена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, отличающийся тем, что координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 1:

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^\circ = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

Y_B, Y_H - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м;

причем $Y_B^\circ = Y_B/L \pm \Delta Y^\circ$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_H^\circ = Y_H/L \pm \Delta Y^\circ$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^\circ = Z/L \pm \Delta Z^\circ$ - текущее относительное значение координаты, боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^\circ = \Delta Z^\circ = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

2. Фюзеляж по п.1, отличающийся тем, что носовой участок предназначен для размещения двигателя с тянущим винтом, кабина оборудована двумя креслами, а крылья расположены выше СГФ.

3. Фюзеляж легкого самолета, включающий носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, отличающийся тем, что координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 2:

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^\circ = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

Y_v, Y_n - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м; причем $Y_v^\circ = Y_v/L \pm \Delta Y^\circ$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_n^\circ = Y_n/L \pm \Delta Y^\circ$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^\circ = Z/L \pm \Delta Z^\circ$ - текущее относительное значение координаты, боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^\circ = \Delta Z^\circ = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

4. Фюзеляж по п.3, отличающийся тем, что носовой участок предназначен для размещения двигателя с тянущим винтом, кабина оборудована двумя креслами, а крылья расположены ниже СГФ.

5. Фюзеляж легкого самолета, включающий носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, отличающийся тем, что координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 3:

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^{\circ} = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

$Y_{\text{в}}, Y_{\text{н}}$ - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м;

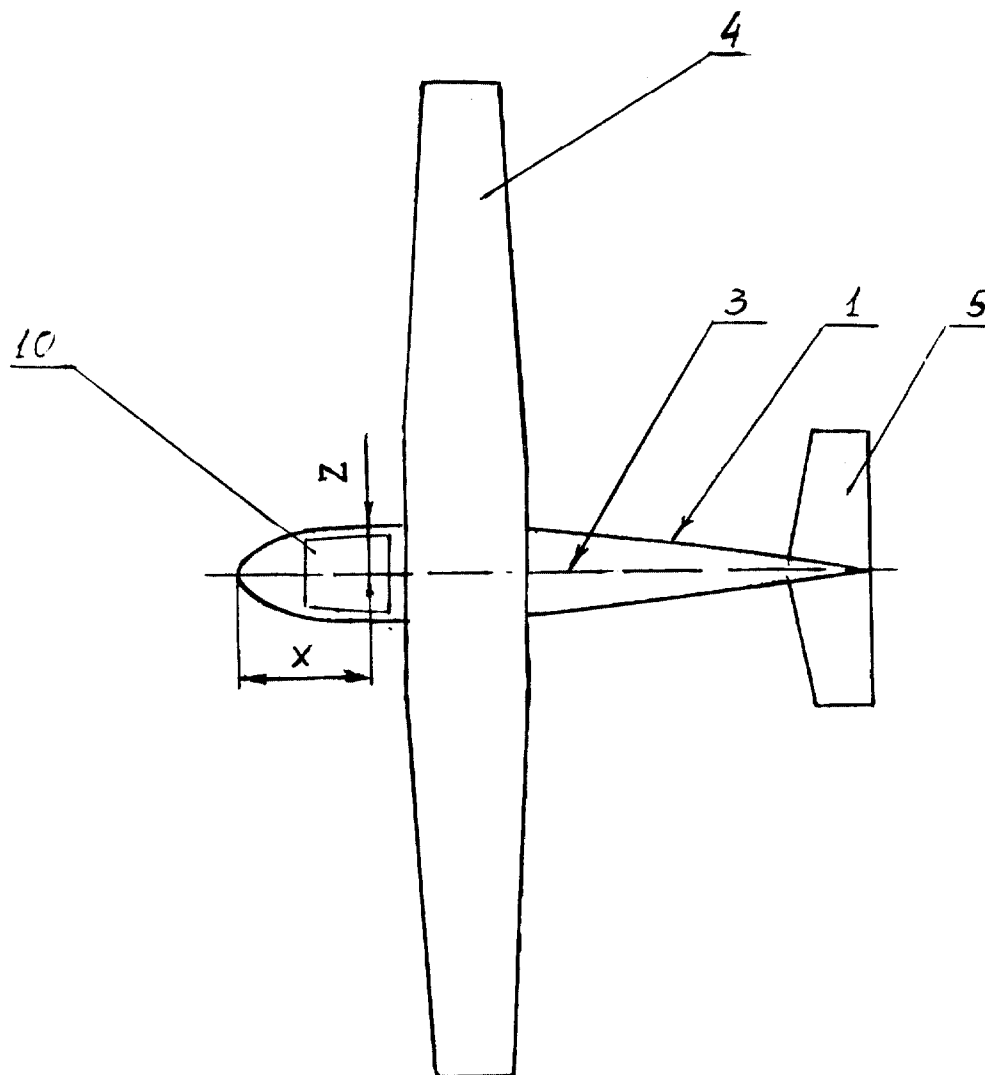
причем $Y_{\text{в}}^{\circ} = Y_{\text{в}}/L \pm \Delta Y^{\circ}$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_{\text{н}}^{\circ} = Y_{\text{н}}/L \pm \Delta Y^{\circ}$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^{\circ} = Z/L \pm \Delta Z^{\circ}$ - текущее относительное значение координаты, боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^{\circ} = \Delta Z^{\circ} = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

6. Фюзеляж по п.5, отличающийся тем, что носовой участок предназначен для размещения носового колеса, а кабина оборудована четырьмя креслами, расположенными в два ряда.



2001118210



МПК7 В 64С 1/00

Фюзеляж легкого самолета (варианты)

Полезная модель относится к авиации, и может быть использована для создания 2-х и 4-х местных легких самолетов, предназначенных для прогулочных, учебно-тренировочных, деловых полетов, осуществления патрульной службы и т.д.

Известен фюзеляж легкого самолета, имеющий носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, причем координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице (см. свидетельство на полезную модель Российской Федерации № 13647, В 64С 1/00, опубл. 10.05.2000г.).

Известное техническое решение обеспечивает создание фюзеляжа с минимальными показателями сопротивления, однако не обеспечивает высокие аэродинамические показатели для конкретных видов самолета в зависимости от числа мест, расположения крыльев и двигателя.

Задачей полезной модели является повышение аэродинамических показателей при сохранении оптимальных габаритов и минимального сопротивления в зависимости от числа мест, расположения крыльев и двигателя.

Проведенные исследовательские работы показали, что поставленная задача может быть достигнута тремя вариантами выполнением фюзеляжа легкого самолета, координаты точек обводов теоретического профиля которого приведены в таблицах.

Поставленная задача достигается тем, что первый вариант выполнения фюзеляжа легкого самолета, имеет носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, согласно полезной модели координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 1:

Таблица 1

X^0	Y_B^0	Y_H^0	Z^0
0	0,02828	-0,2828	0,2828
0,04	0,0324	-0,08395	0,06736
0,08	0,03633	-0,1033	0,08936
0,1347	0,04104	-0,11371	0,10644
0,2	0,08	-0,11685	0,11567
0,24	0,1031	-0,11685	0,11724
0,28	0,12323	-0,11567	0,11783
0,32	0,13452	-0,11194	0,11783
0,36	0,13747	-0,10566	0,11783
0,4	0,1357	-0,09741	0,11665
0,44	0,12863	-0,0872	0,10939
0,48	0,11783	-0,07698	0,10173
0,52	0,1031	-0,06716	0,09289
0,56	0,08886	-0,05833	0,08248
0,6	0,0761	-0,05047	0,07247
0,64	0,0658	-0,04379	0,06324
0,68	0,05892	-0,03751	0,05499
0,72	0,05636	-0,0324	0,04674
0,76	0,05597	-0,02749	0,03967
0,8	0,05577	-0,02337	0,0324
0,84	0,05558	-0,01885	0,02573
0,88	0,05538	-0,01551	0,01919
0,92	0,05499	-0,01198	0,01326
0,96	0,0544	-0,00844	0,00727
1	0,054	-0,00511	0,00137

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^0 = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

Y_B, Y_H - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м;

причем $Y_B^0 = Y_B/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_H^0 = Y_H/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^0 = Z/L \pm \Delta Z^0$ - текущее относительное значение координаты, боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^0 = \Delta Z^0 = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

Первый вариант выполнения фюзеляжа предпочтителен для 2-х местного самолета с фюзеляжем, носовой участок которого предназначен для размещения двигателя с тянущим винтом, кабина оборудована двумя креслами, а крылья расположены выше СГФ, т.е. для схемы так называемого «высокоплана».

Поставленная задача может достигаться и тем, что второй вариант фюзеляжа легкого самолета, имеет носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, согласно настоящей полезной модели, координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 2:

Таблица 2

X^0	Y_B^0	Y_H^0	Z^0
0	0,02828	-0,2828	0,2828
0,04	0,0324	-0,08395	0,06736
0,08	0,03633	-0,1033	0,08936
0,1347	0,04104	-0,11371	0,10644
0,2	0,07286	-0,11685	0,11567
0,24	0,09171	-0,11685	0,11724
0,28	0,10703	-0,11567	0,11783
0,32	0,11665	-0,11194	0,11783
0,36	0,1194	-0,10566	0,11783
0,4	0,11587	-0,09741	0,11665
0,44	0,10958	-0,0872	0,10939
0,48	0,10035	-0,07698	0,10173
0,52	0,09014	-0,06716	0,09289
0,56	0,08032	-0,05833	0,08248
0,6	0,07109	-0,05047	0,07247
0,64	0,06324	-0,04379	0,06324
0,68	0,05852	-0,03751	0,05499
0,72	0,05636	-0,0324	0,04674
0,76	0,05597	-0,02749	0,03967
0,8	0,05577	-0,02337	0,0324
0,84	0,05558	-0,01885	0,02573
0,88	0,05538	-0,01551	0,01919
0,92	0,05499	-0,01198	0,01326
0,96	0,0544	-0,00844	0,00727
1	0,054	-0,00511	0,00137

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^0 = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

Y_v, Y_n - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м;

причем $Y_v^0 = Y_v/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_n^0 = Y_n/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^0 = Z/L \pm \Delta Z^0$ - текущее относительное значение координаты боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^0 = \Delta Z^0 = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

Второй вариант выполнения фюзеляжа предпочтителен для 2-х местного самолета с фюзеляжем, носовой участок которого предназначен для размещения двигателя с тянущим винтом, кабина которого оборудована двумя креслами, а крылья расположены ниже СГФ, что характерно для схемы так называемого «низкоплана».

И наконец, поставленная задача может быть достигнута тем, что третий вариант выполнения фюзеляжа легкого самолета, имеет носовой и хвостовой участки, координаты обводов теоретического профиля которых выбраны из условий обеспечения минимизации сопротивления на дозвуковых скоростях, причем кабина встроена в упомянутые участки, оборудована размещенными рядом друг с другом креслами и закрыта ветровым стеклом, поверхность которого входит во внешние обводы соответствующего участка, причем, согласно настоящей полезной модели, координаты точек обводов теоретического профиля участков фюзеляжа на его боковой проекции, отложенные от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), и координаты точек обводов участков фюзеляжа на его проекции сверху, отложенные от оси среднего сечения (ОСС) определяются по таблице 3:

Таблица 3

X^0	Y_B^0	Y_H^0	Z^0
0	0	0	0
0,04	0,03511	-0,02378	0,04856
0,08	0,05678	-0,03467	0,06333
0,16	0,09078	-0,04778	0,07556
0,2	0,10078	-0,04978	0,07744
0,24	0,10667	-0,05011	0,07844
0,28	0,10933	-0,04933	0,07789
0,32	0,11	-0,04744	0,07633
0,36	0,109	-0,04444	0,07367
0,4	0,10733	-0,03989	0,07033
0,44	0,10511	-0,03411	0,06633
0,48	0,10267	-0,02722	0,062
0,52	0,10033	-0,01978	0,05689
0,56	0,09778	-0,01167	0,05167
0,6	0,09556	-0,00333	0,04633
0,64	0,09333	0,00467	0,04133
0,68	0,09133	0,013	0,03622
0,72	0,08944	0,02144	0,03167
0,76	0,08756	0,02944	0,02722
0,8	0,08611	0,038	0,02278
0,84	0,08489	0,046	0,01811
0,88	0,08344	0,05433	0,01356
0,92	0,08211	0,06267	0,009
0,96	0,08056	0,07089	0,00444
1	0,07922	0,07922	0

где параметры координат точек обводов теоретического профиля фюзеляжа определены следующим образом:

$X^0 = X/L$ - текущее относительное значение координаты длины фюзеляжа по строительной горизонтали;

X - текущее значение координаты длины фюзеляжа, м;

L - длина фюзеляжа, м;

Y_v, Y_n - координаты верхней и нижней точек обвода самолета на его боковой проекции от СГФ, м;

Z - координата боковой точки обвода самолета на его проекции сверху от ОСС, м;

причем $Y_v^0 = Y_v/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты верхней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Y_n^0 = Y_n/L \pm \Delta Y^0$ - текущее относительное значение координаты нижней точки обвода фюзеляжа на его боковой проекции, отложенная от СГФ;

$Z^0 = Z/L \pm \Delta Z^0$ - текущее относительное значение координаты боковой точки обвода фюзеляжа на его проекции сверху, отложенная от ОСС;

$\Delta Y^0 = \Delta Z^0 = 0,008$ - диапазон изменений относительных значений соответствующих координат точек обводов фюзеляжа на его боковой проекции и проекции сверху, отложенные от СГФ и ОСС соответственно.

Третий вариант выполнения фюзеляжа предпочтителен для 4-х местного самолета с фюзеляжем, носовой участок которого предназначен для размещения носового колеса, кабина оборудована четырьмя креслами, расположенными в два ряда.

Сущность изобретения поясняется чертежами, где на фиг.1 показана проекция вида сверху самолета с фюзеляжем по первому варианту;

на фиг.2 - проекция вида сбоку самолета с таким фюзеляжем;

на фиг.3 - проекция вида сверху самолета с фюзеляжем по второму варианту;

на фиг.4 - проекция вида сбоку самолета с таким фюзеляжем;

на фиг.5 - проекция вида сверху самолета с фюзеляжем по третьему варианту;

на фиг.6 - проекции вида сбоку самолета с таким фюзеляжем;

на фиг.7 - самолет (вид сверху)-3-й вариант;

на фиг.8 - самолет (вид сбоку)-2-й вариант.

Координаты точек обвода теоретического профиля, отложенные от строительной горизонтали 2 фюзеляжа (СГФ) на его проекции сбоку и от его оси среднего сечения (ОСС) сверху, указаны в таблицах 1-3. Фюзеляж 1 может быть выполнен по любому из вариантов указанных в таблицах 1-3.

На фиг.7,8 показан самолет, состоящий из фюзеляжа 1, обводы корпуса которого могут быть выполнены по любому из вариантов указанных в таблицах 1-3, крыла 4, хвостового оперения 5, шасси 6, двигателя 7. В фюзеляже 1 имеется кабина 8, в которой кресла 9 расположены или в один ряд (для первого и второго варианта 2-х местного самолета) или в два ряда (для третьего варианта 4-х местного самолета). Кабина 8 закрыта стеклом 10, наружная поверхность которого определена по вышеприведенным координатам теоретического профиля.

Как показали продувочные испытания моделей и натуральных образцов, выполненные по трем вариантам выполнения фюзеляжа, фюзеляж по любому из трех вариантов имеет оптимальные соотношения лобового сопротивления и сопротивления трения с учетом различного расположения крыльев, размещения двигателя и различного числа мест для пассажиров. При этом общее сопротивление минимально. Это объясняется получением минимального коэффициента сопротивления при заданном миделевом сечении фюзеляжа, а также минимального трения за счет уменьшения площади омываемой поверхности. Обводы обеспечивают безотрывное течение потока относительно фюзеляжа при дозвуковых скоростях, что повышает аэродинамические свойства.

Выполненные по первому и второму варианту 2-х местные самолеты как с верхним расположением крыльев (высокоплан), так с нижним расположением крыльев (низкоплан) имеют двигатель мощностью 100 л.с. расположенный в носовой части, поперечное сечение фюзеляжа, близкое к овалу, вписанному в прямоугольник, вес около 600-700 кг, скорость около 200 км/ч, длину около 7 м и размах крыльев около 7 м.

Выполненный по третьему варианту 4-х местный самолет с верхним расположением крыльев (высокоплан), имеет два двигателя мощностью 100 л.с. расположенные в гондолах в концевых частях крыла, поперечное сечение фюзеляжа, близкое к овалу, вписанному в прямоугольник, вес около 1200-1300 кг, скорость около 250 км/ч, длину около 9 м и размах крыльев около 10-11 м.

Таблица 1

X°	Y_B°	Y_H°	Z°
0	0,02828	-0,2828	0,2828
0,04	0,0324	-0,08395	0,06736
0,08	0,03633	-0,1033	0,08936
0,1347	0,04104	-0,11371	0,10644
0,2	0,08	-0,11685	0,11567
0,24	0,1031	-0,11685	0,11724
0,28	0,12323	-0,11567	0,11783
0,32	0,13452	-0,11194	0,11783
0,36	0,13747	-0,10566	0,11783
0,4	0,1357	-0,09741	0,11665
0,44	0,12863	-0,087 2	0,10939
0,48	0,11783	-0,07698	0,10173
0,52	0,1031	-0,06716	0,09289
0,56	0,08886	-0,05833	0,08248
0,6	0,0761	-0,05047	0,07247
0,64	0,0658	-0,04379	0,06324
0,68	0,05892	-0,03751	0,05499
0,72	0,05636	-0,0324	0,04674
0,76	0,05597	-0,02749	0,03967
0,8	0,05577	-0,02337	0,0324
0,84	0,05558	-0,01885	0,02573
0,88	0,05538	-0,01551	0,01919
0,92	0,05499	-0,01198	0,01326
0,96	0,0544	-0,00844	0,00727
1	0,054	-0,00511	0,00137

Таблица 2

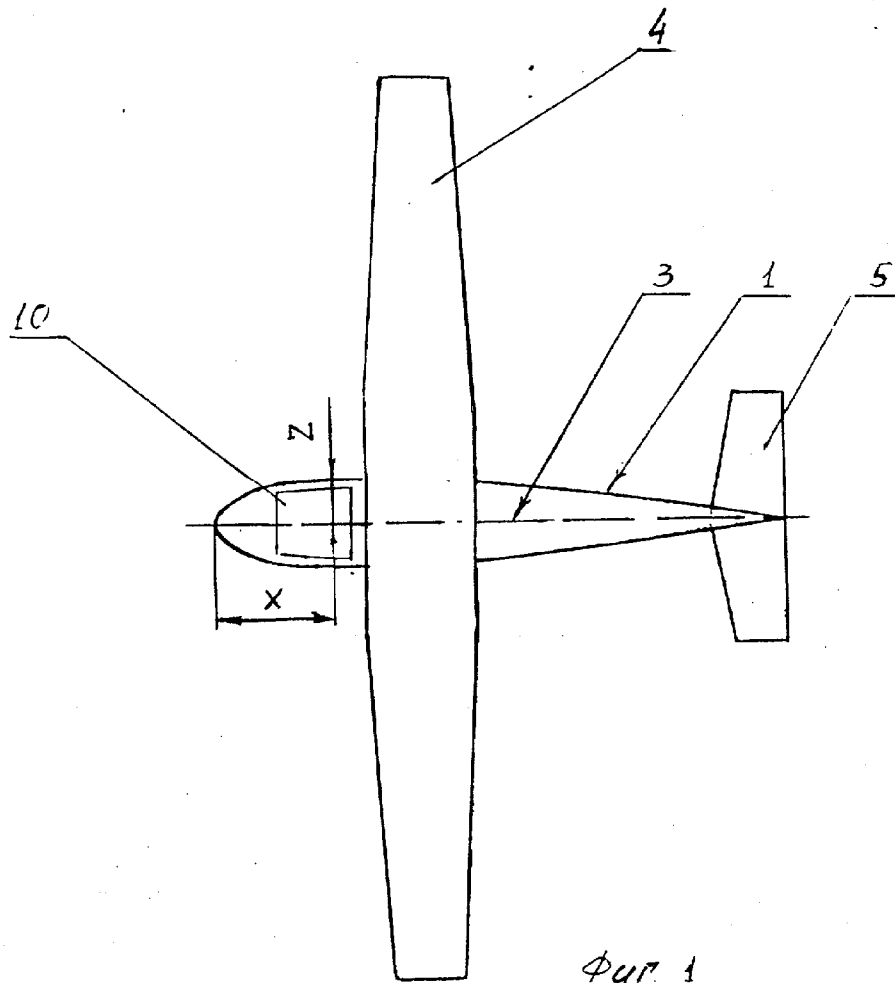
X°	Y_B°	Y_H°	Z°
0	0,02828	-0,2828	0,2828
0,04	0,0324	-0,08395	0,06736
0,08	0,03633	-0,1033	0,08936
0,1347	0,04104	-0,11371	0,10644
0,2	0,08	-0,11685	0,11567
0,24	0,1031	-0,11685	0,11724
0,28	0,12323	-0,11567	0,11783
0,32	0,13452	-0,11194	0,11783
0,36	0,13747	-0,10566	0,11783
0,4	0,1357	-0,09741	0,11665
0,44	0,12863	-0,08762	0,10939
0,48	0,11783	-0,07698	0,10173
0,52	0,1031	-0,06716	0,09289
0,56	0,08886	-0,05833	0,08248
0,6	0,0761	-0,05047	0,07247
0,64	0,0658	-0,04379	0,06324
0,68	0,05892	-0,03751	0,05499
0,72	0,05636	-0,0324	0,04674
0,76	0,05597	-0,02749	0,03967
0,8	0,05577	-0,02337	0,0324
0,84	0,05558	-0,01885	0,02573
0,88	0,05538	-0,01551	0,01919
0,92	0,05499	-0,01198	0,01326
0,96	0,0544	-0,00844	0,00727
1	0,054	-0,00511	0,00137

Таблица 3

X°	Y_B°	Y_H°	Z°
0	0	0	0
0,04	0,03511	-0,02378	0,04856
0,08	0,05678	-0,03467	0,06333
0,16	0,090	-0,04778	0,07556
0,2	0,10078	-0,04978	0,07744
0,24	0,10667	-0,05011	0,07844
0,28	0,10933	-0,04933	0,07789
0,32	0,11	-0,04744	0,07633
0,36	0,109	-0,04444	0,07367
0,4	0,10733	-0,03989	0,07033
0,44	0,10511	-0,03411	0,06633
0,48	0,10267	-0,02722	0,062
0,52	0,10033	-0,01978	0,05689
0,56	0,09778	-0,01167	0,05167
0,6	0,09556	-0,00333	0,04633
0,64	0,09333	0,00467	0,04133
0,68	0,09133	0,013	0,03622
0,72	0,08944	0,02144	0,03167
0,76	0,08756	0,02944	0,02722
0,8	0,08611	0,038	0,02278
0,84	0,08489	0,046	0,01811
0,88	0,08344	0,05433	0,01356
0,92	0,08211	0,06267	0,009
0,96	0,08056	0,07089	0,00444
1	0,07922	0,07922	0

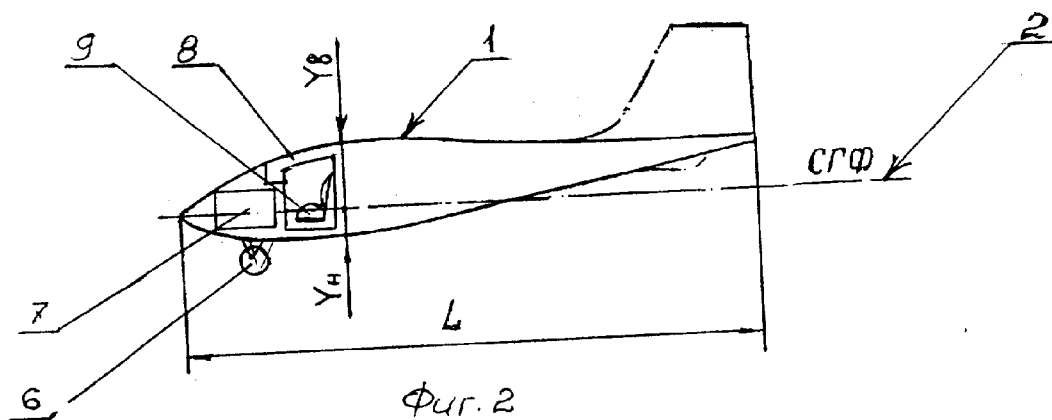
200118210

Фюзеляж легкого самолета



в стат.
 групп. 1

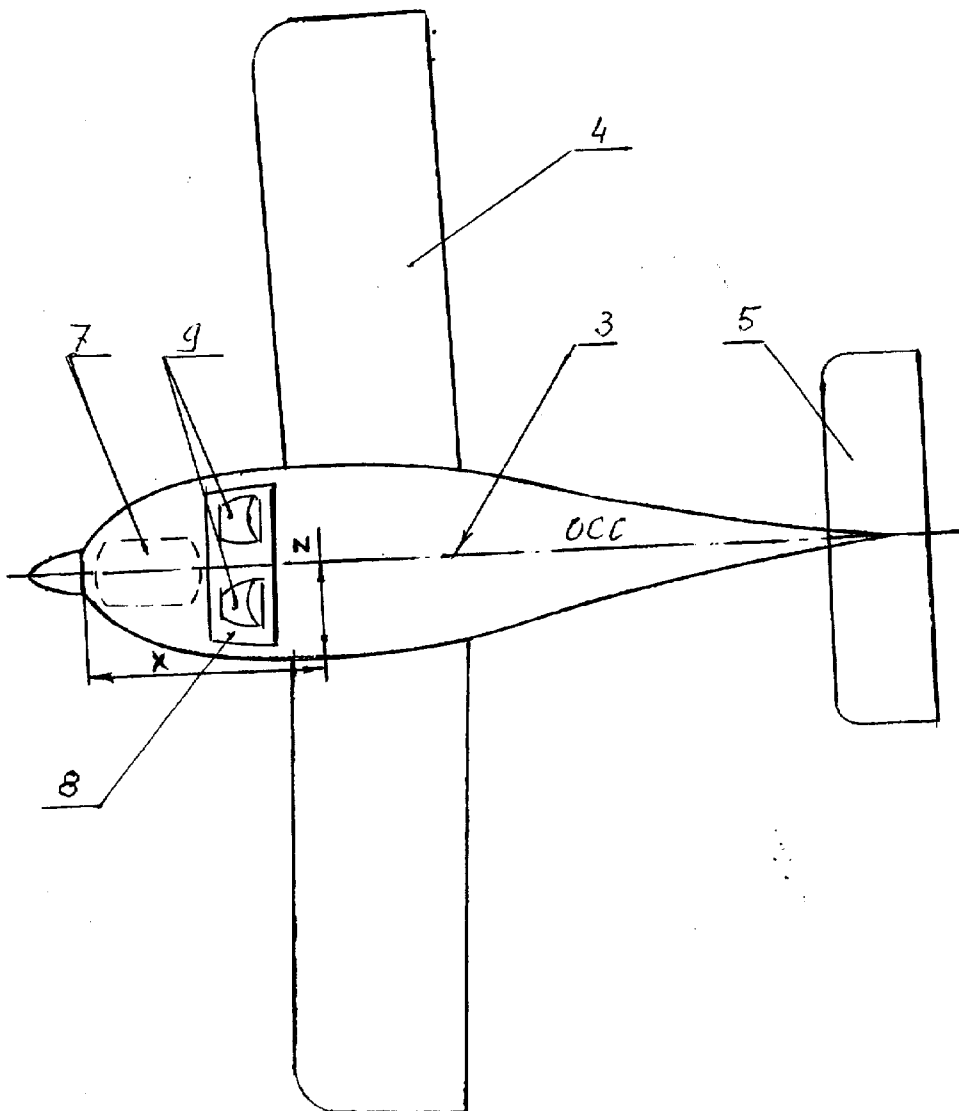
Фиг. 1



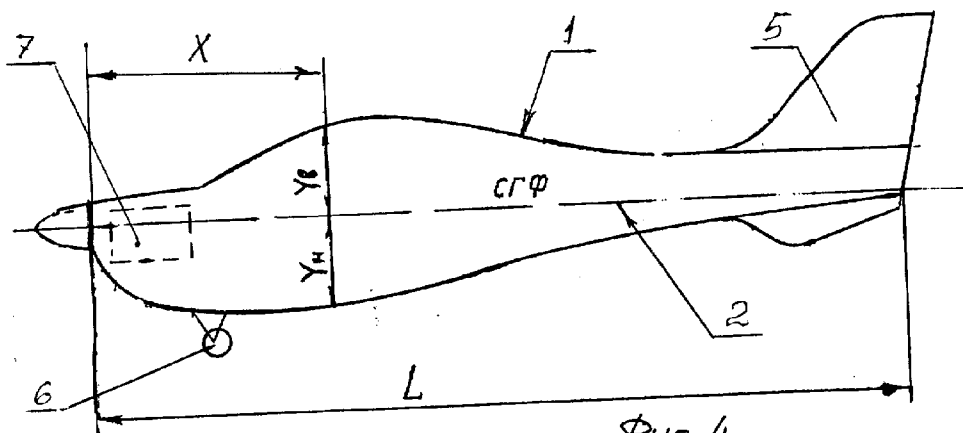
Фиг. 2

2001118 210

ФЮЗЕЛЯЖ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА



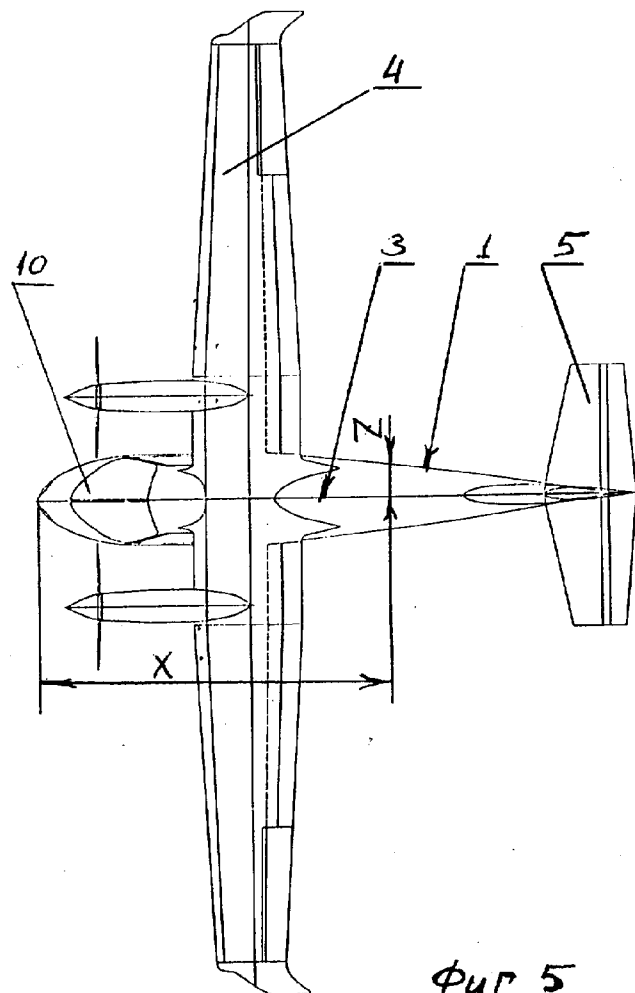
Фиг. 3



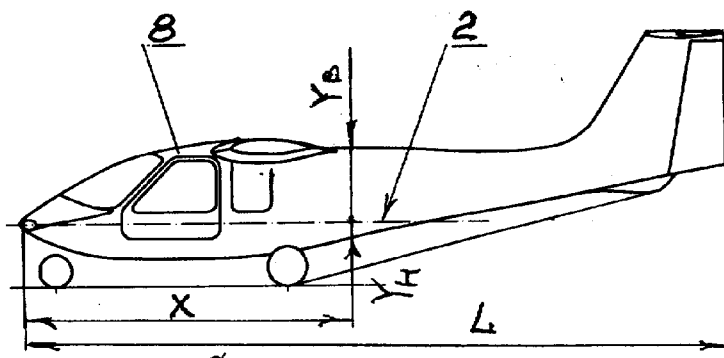
Фиг. 4

2001118210

Фюзеляж легкого самолета



Фиг. 5



Фиг. 6

Фюзеляж легкого самолета

