



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64C 27/467 (2023.08); B64C 11/18 (2023.08); B64C 3/14 (2023.08)

(21)(22) Заявка: 2023121122, 11.08.2023

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
11.08.2023Дата регистрации:
29.11.2023

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 11.08.2023

(45) Опубликовано: 29.11.2023 Бюл. № 34

Адрес для переписки:

140070, Московская обл., г.о. Люберцы, рп.
Томилино, ул. Гаршина, 26/1, АО "НЦВ Миль
и Камов"

(72) Автор(ы):

Селеменов Сергей Витальевич (RU),
Смирнов Константин Владимирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Национальный
центр вертолетостроения им. М.И. Миль и
Н.И. Камова" (АО "НЦВ Миль и Камов")
(RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2769545 C1, 04.04.2022. А.С.
Кравец, "Характеристики авиационных
профилей", Москва-Ленинград: Оборонгиз,
1939. KR 20090069064 А, 29.06.2009.
"Справочник Авиационных Профилей" [он-
лайн справочник] согласно INTERNET
ARCHIVE [25.06.2022]. Найдено в Интернет
[найдено (см. прод.)]

(54) Аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата

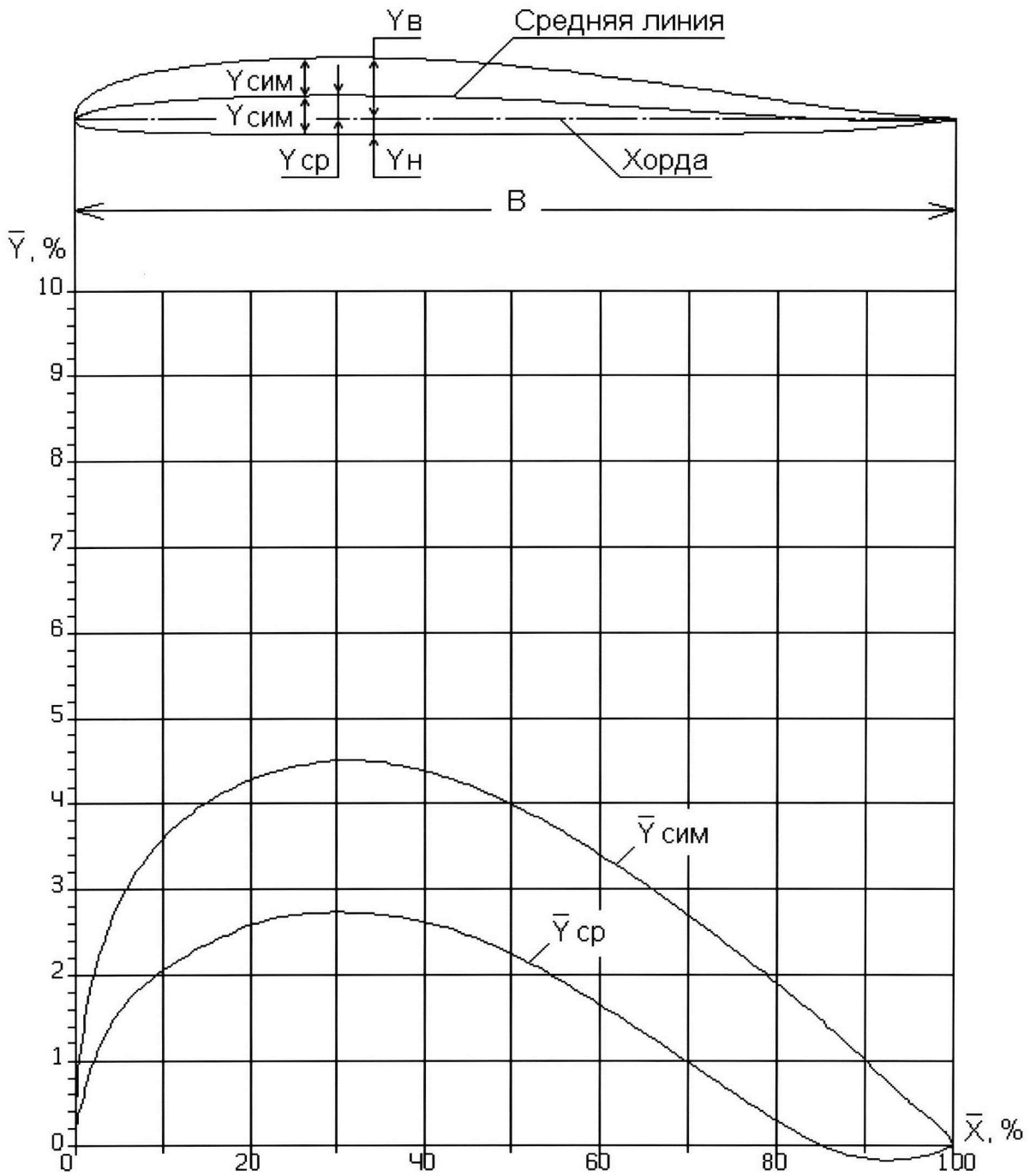
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиастроения и касается аэродинамического профиля для концевых и средних сечений лопастей несущего винта и рулевого винта летательного аппарата. Аэродинамический профиль несущего элемента включает верхний и нижний контуры, образованные выпуклыми кривыми и точками их пересечений с заданными координатами относительно хорды профиля, имеет скругленную переднюю кромку.

Достигаются улучшение аэродинамических характеристик профилей для концевых и средних сечений лопастей винтов, улучшенные летные данные летательного аппарата на режиме висения и в поступательном полете, приемлемый низкий уровень переменных и постоянных нагрузок в несущей системе, аэроупругая устойчивость в широком диапазоне скоростей полета. 3 з.п. ф-лы, 6 ил., 1 табл.

Профиль НЦВ-3

$\bar{c} = 9\%$



Фиг. 1

(56) (продолжение):

23.08.2023]: http://web.archive.org/web/20220625173231/http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profiley.pdf. US 10137976 B2, 27.11.2018. FR 2765187 A1, 31.12.1998. RU 2123453 C1, 20.12.1998.

RU 2808522 C1

RU 2808522 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

B64C 27/467 (2006.01)*B64C 11/18* (2006.01)*B64C 3/14* (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC

B64C 27/467 (2023.08); B64C 11/18 (2023.08); B64C 3/14 (2023.08)(21)(22) Application: **2023121122, 11.08.2023**(24) Effective date for property rights:
11.08.2023Registration date:
29.11.2023

Priority:

(22) Date of filing: **11.08.2023**(45) Date of publication: **29.11.2023 Bull. № 34**

Mail address:

**140070, Moskovskaya obl., g.o. Lyubertsy, rp.
Tomilino, ul. Garshina, 26/1, AO "NTSV Mil i
Kamov"**

(72) Inventor(s):

**Selemenev Sergej Vitalevich (RU),
Smirnov Konstantin Vladimirovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aktsionernoe obshchestvo "Natsionalnyj tsentr
vertoletostroeniya im. M.L. Milya i N.I.
Kamova" (AO "NTSV Mil i Kamov") (RU)****(54) AERODYNAMIC PROFILE OF AIRCRAFT LIFTING ELEMENT**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: aerodynamic profile of the load-bearing element includes upper and lower contours formed by convex curves and their intersection points with given coordinates relative to the profile chord, and has a rounded leading edge.

EFFECT: improved aerodynamic characteristics of

profiles for the end and middle sections of propeller blades, improved flight data of the aircraft in hovering and forward flight, an acceptable low level of variable and constant loads in the load-bearing system, and aeroelastic stability in a wide range of flight speeds are achieved.

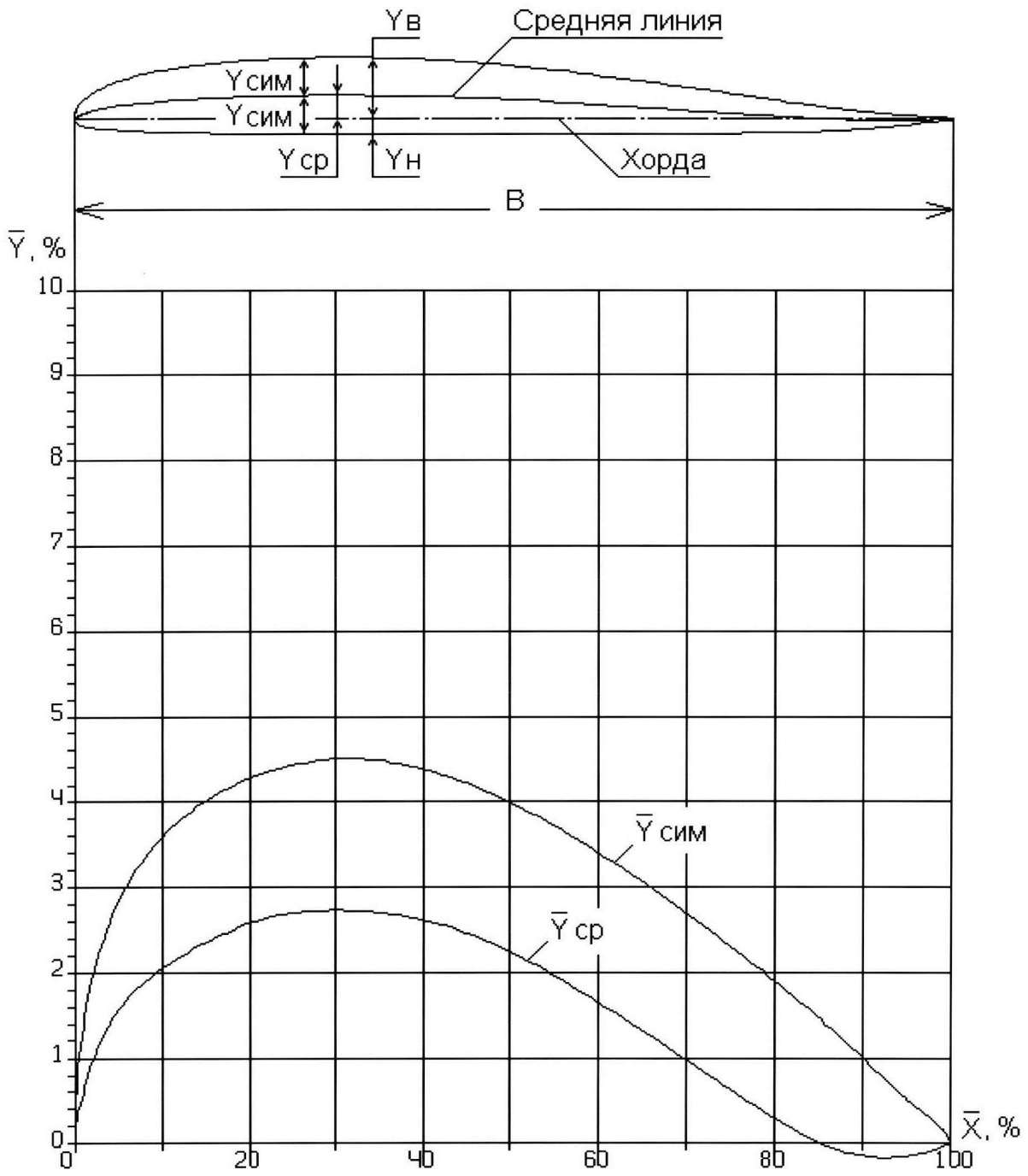
4 cl, 6 dwg, 1 tbl

RU 2 808 522 C1

RU 2 808 522 C1

Профиль НЦВ-3

$\bar{c} = 9\%$



Фиг. 1

RU 2808522 C1

RU 2808522 C1

Область техники, к которой относится изобретение

Изобретение относится к области авиастроения, в частности к аэродинамическому профилю для концевых и средних сечений лопастей несущего винта и рулевого винта вертолетов или других видов летательных аппаратов.

5 Аэродинамический профиль НЦВ-3 несущего элемента летательного аппарата, как и другие известные профили аналогичного назначения, состоит из контуров верхней и нижней поверхности, описываемых набором их геометрических координат.

От геометрии верхней и нижней поверхности аэродинамического профиля, т.е. от формы контура, зависит характер его обтекания, т.е. распределение давления и скорости 10 воздуха по этим поверхностям и, соответственно, распределение аэродинамических сил и моментов, возникающих на профиле при его обтекании. Таким образом, форма контура профиля определяет его аэродинамические характеристики при обтекании воздушным потоком.

Основные аэродинамические характеристики профилей, а именно коэффициент 15 максимальной подъемной силы, коэффициент минимального лобового сопротивления, величина максимального аэродинамического качества, коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе, положение аэродинамического фокуса, оказывают существенное влияние на максимальную несущую способность винта, на потребляемую им мощность на различных режимах полета, на уровень нагрузок в системе управления 20 и устойчивость движения лопастей при работе винта.

Уровень техники

Известны аэродинамические профили лопастей несущего винта винтокрылых летательных аппаратов (CN 106314791 А, В64С 27/467, публ. 11.01.2017) с максимальной 25 относительной толщиной 8%, 9%, 12%. Эти профили имеют модифицированную среднюю линию, вогнутость которой обеспечивает увеличение ламинарного участка обтекания профиля, что позволяет уменьшить аэродинамическое сопротивление.

Известен аэродинамический профиль средней части лопасти несущего винта вертолета (KR 20090069064 А, В64С 27/467; В64С 27/54, публ. 29.06.2009), состоящий из выпуклых 30 нижней и верхней поверхностей, соединяющих переднюю и заднюю кромку профиля. Геометрическая форма этого аэродинамического профиля обеспечивает высокий коэффициент подъемной силы и угол атаки сечения лопасти при срыве потока, благодаря чему достигаются преимущества повышения маневренности вертолета, увеличения скорости полета и допустимой тяги лопасти.

Известна лопасть вертолета (JP 2001239997 А, В64С 11/18; В64С 27/467, публ. 35 04.09.2001), которая содержит аэродинамический профиль с большим радиусом скругления передней кромки, большой кривизной средней линии, плоской формой верхней и нижней поверхности центральной части поверхности профиля. Геометрия этого профиля обеспечивает низкий коэффициент момента тангажа, высокий коэффициент максимальной подъемной силы, высокое критическое число Маха, что 40 позволяет снизить нагрузки на конструкцию, повысить скорость полета и увеличить полезную нагрузку.

Упомянутые аэродинамические профили не обеспечивают оптимального сочетания аэродинамических характеристик и имеют конкретное применение в модельном ряду летательных аппаратов для решения определенного ограниченного круга задач.

45 Известны принятые за прототип несимметричные профили серии НАСА230XX с пятизначным цифровым обозначением, где последние две цифры XX - максимальная относительная толщина профиля в процентах его хорды (см., например, НАСА Report No. 586, 1937, стр. 236; Кравец А.С., Характеристики авиационных профилей, М.-Л.:

Оборонгиз, 1939, стр. 206-217; Ушаков Б.А. и др., Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев, М: БИТ НКАП при ЦАГИ, 1940, стр. 165-196; NASA Report No. 824, 1945, стр. 101, 146-150). Эти профили широко применяются в конструкции лопастей вертолетов.

5 Аэродинамические профили серии NASA230XX имеют вытянутую каплеобразную форму со скругленной передней кромкой, заостренной или затупленной задней кромкой, соединенных между собой участками контуров верхней и нижней поверхностей профиля. Контуров этих профилей образованы непрерывными гладкими линиями с плавно
10 меняющейся кривизной посредством наложения контуров симметричных профилей (соответствующей толщины) на среднюю линию (по нормали к ней) неизменную для всей серии профилей. Максимальная относительная толщина серии профилей расположена на 30% длины хорды профиля, а средняя линия имеет максимальную относительную вогнутость 2% (по осевой дуге) и расположена на 15% длины хорды
15 профиля. Полученная таким образом форма контура профиля-прототипа NASA23012 определяет его аэродинамические характеристики при обтекании воздушным потоком.

Недостатками профиля NASA23012 являются:

- сравнительно малые значения коэффициента максимальной подъемной силы профиля в диапазоне числа Маха от 0,3 до 0,6;
- сравнительно высокие величины коэффициента минимального лобового
20 сопротивления профиля в диапазоне числа Маха от 0,3 до 0,76;
- сравнительно малые значения аэродинамического качества в диапазоне числа Маха от 0,3 до 0,9;
- сравнительно высокие величины коэффициента момента тангажа при нулевой подъемной силе C_{m0} в диапазоне числа Маха от 0,3 до 0,65.

25 Раскрытие сущности изобретения

Техническая проблема, решаемая изобретением, состоит в разработке геометрии верхней и нижней поверхности контуров аэродинамического профиля НЦВ-3 несущего элемента летательного аппарата (далее - профиля) для концевых и средних сечений
30 лопасти, который:

- имеет большие величины коэффициента максимальной подъемной силы $C_{ya \max}$ в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,6 по сравнению с прототипом;
- имеет меньшие величины коэффициента минимального лобового сопротивления $C_{xa \min}$ в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,76 по сравнению с прототипом;
- имеет большие величины максимального аэродинамического качества K_{\max} в
35 диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,9 по сравнению с прототипом;
- имеет меньшие величины коэффициента момента тангажа при нулевой подъемной силе C_{m0} в диапазоне числа Маха от 0,3 до 0,65 по сравнению с прототипом;
- имеет более заднее положение аэродинамического фокуса \bar{x}_f в диапазоне чисел
40 Маха от 0,3 до 0,8 по сравнению с прототипом.

Указанные аэродинамические характеристики профилей оказывают основное влияние на потребляемую несущими и рулевыми винтами мощность, на уровень нагрузок на элементы конструкции в забустерной части управления, на максимальную несущую
45 способность, коэффициент полезного действия и параметры движения лопастей несущего винта, рулевого винта и других несущих поверхностей летательного аппарата.

Технический результат применения изобретения заключается в улучшении основных аэродинамических характеристик профилей для концевых и средних сечений лопастей

несущего или рулевого винтов за счет применения разработанного контура профиля, обеспечивающего максимально возможное качество лопасти и винта в целом, как на режимах висения, так и в поступательном полете, приемлемый низкий уровень переменных и постоянных нагрузок в несущей системе, а также аэроупругую

5 устойчивую в широком диапазоне скоростей полета.

Для достижения технического результата предлагается аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата, включающий верхний и нижний контуры, образованные выпуклыми кривыми и точками их пересечений с заданными координатами относительно хорды профиля, имеющий скругленную переднюю кромку,

10 причем относительные координаты линий контура \bar{Y}_B , \bar{Y}_H профиля, расположенные от передней кромки на относительных расстояниях \bar{X} , для заданной длины хорды и максимальной относительной толщины профиля определяются соотношениями (1), (2):

$$15 \quad \bar{Y}_B = \bar{Y}_{\text{ср}} + \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}; \quad (1)$$

$$20 \quad \bar{Y}_H = \bar{Y}_{\text{ср}} - \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}, \quad (2)$$

где:

$$\bar{X} = \frac{X}{B} \cdot 100 - \text{относительная абсцисса точек контуров профиля, \%};$$

$$25 \quad \bar{Y}_B = \frac{Y_B}{B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек верхней линии контура профиля, \%};$$

$$30 \quad \bar{Y}_H = \frac{Y_H}{B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек нижней линии контура профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_{\text{ср}} = \frac{Y_B + Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек средней линии профиля, \%};$$

$$35 \quad \bar{Y}_{\text{сим}} = \frac{Y_B - Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек симметричной составляющей}$$

верхнего и нижнего контуров профиля, \%;

$$\bar{c} = \frac{C_{\text{МАХ}}}{B} \cdot 100 - \text{максимальная относительная толщина профиля, \%};$$

40 $C_{\text{МАХ}}$ - максимальная толщина профиля, м;

X - абсцисса точек профиля, м;

Y_B - ордината точек верхней линии контура профиля, м;

Y_H - ордината точек нижней линии контура профиля, м;

45 B - длина хорды профиля, м,

при этом значения отнесенных к длине хорды B профиля ординат $\bar{Y}_{\text{ср}}$, $\bar{Y}_{\text{сим}}$, расположенных от передней кромки на расстояниях \bar{X} , определяющих диапазон

ординат \bar{Y}_B , \bar{Y}_H , для максимальной относительной толщины профиля $\bar{c} = 9\%$, приведены ниже:

Геометрические характеристики профиля				
\bar{X} , %	\bar{Y}_{cp} , %	$\bar{Y}_{сим}$, %	$\bar{c} = 9\%$	
			\bar{Y}_B , %	\bar{Y}_H , %
0	0,0	0,0 ... 0,3	0,0 ... 0,3	0,0 ... -0,3
0,1	0,261	0,348 ... 0,649	0,610 ... 0,910	-0,087 ... -0,387
0,2	0,326	0,530 ... 0,831	0,856 ... 1,157	-0,204 ... -0,505
0,3	0,372	0,668 ... 0,969	1,039 ... 1,340	-0,296 ... -0,597
0,4	0,413	0,783 ... 1,084	1,195 ... 1,497	-0,370 ... -0,671
0,5	0,454	0,883 ... 1,184	1,336 ... 1,638	-0,429 ... -0,731
1	0,659	1,266 ... 1,569	1,925 ... 2,228	-0,607 ... -0,910
2,5	1,096	1,989 ... 2,296	3,084 ... 3,392	-0,893 ... -1,201
5	1,543	2,679 ... 2,994	4,222 ... 4,537	-1,136 ... -1,451
7,5	1,839	3,113 ... 3,435	4,952 ... 5,274	-1,274 ... -1,596
10	2,054	3,421 ... 3,751	5,475 ... 5,805	-1,367 ... -1,697
15	2,363	3,838 ... 4,183	6,201 ... 6,546	-1,475 ... -1,820
20	2,568	4,098 ... 4,458	6,665 ... 7,025	-1,530 ... -1,890
25	2,689	4,247 ... 4,622	6,936 ... 7,311	-1,558 ... -1,933
30	2,738	4,303 ... 4,693	7,040 ... 7,430	-1,565 ... -1,955
35	2,718	4,279 ... 4,684	6,997 ... 7,402	-1,562 ... -1,967
40	2,621	4,175 ... 4,595	6,795 ... 7,215	-1,554 ... -1,974
45	2,454	3,999 ... 4,434	6,453 ... 6,888	-1,545 ... -1,980
50	2,230	3,763 ... 4,213	5,992 ... 6,442	-1,533 ... -1,983
55	1,958	3,480 ... 3,945	5,438 ... 5,903	-1,522 ... -1,987
60	1,652	3,159 ... 3,639	4,810 ... 5,290	-1,507 ... -1,987
65	1,318	2,807 ... 3,302	4,125 ... 4,620	-1,490 ... -1,985
70	0,964	2,429 ... 2,939	3,392 ... 3,902	-1,465 ... -1,975
75	0,610	2,035 ... 2,560	2,645 ... 3,170	-1,425 ... -1,950
80	0,285	1,628 ... 2,168	1,913 ... 2,453	-1,343 ... -1,883
85	0,017	1,193 ... 1,748	1,210 ... 1,765	-1,176 ... -1,731
90	-0,154	0,722 ... 1,292	0,568 ... 1,138	-0,875 ... -1,445
95	-0,161	0,239 ... 0,824	0,078 ... 0,663	-0,400 ... -0,985
98	-0,076	0,0 ... 0,595	-0,076 ... 0,520	-0,076 ... -0,671
100	0,0	0,0 ... 0,6	0,0 ... 0,6	0,0 ... -0,6

Кроме того, максимальная относительная толщина профиля составляет от 8 до 15%.

При этом аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата может иметь заостренную, затупленную или скругленную заднюю кромку.

Кроме того, аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата допускает установку за задней кромкой профиля хвостовой пластины-триммера, имеющей в сечении форму прямоугольника или трапеции, в том числе криволинейной,

длиной не более 15% хорды профиля без пластины, толщиной не более 1,5% хорды профиля, угол отгиба которой относительно хорды профиля находится в диапазоне от -5° до $+10^\circ$.

Таким образом, достигается технический результат применения изобретения -
 5 улучшения основных аэродинамических характеристик профилей для концевых и средних сечений лопастей винтов за счет применения разработанного контура профиля, обеспечивающего максимально возможное качество лопасти и винта в целом, как на режимах висения, так и в поступательном полете, приемлемый низкий уровень переменных и постоянных нагрузок в несущей системе, а также аэроупругую
 10 устойчивость в широком диапазоне скоростей полета. Применение предлагаемого профиля позволяет повысить летно-технические и экономические характеристики, расширяет сферы применения и повышает конкурентоспособность летательного аппарата.

Краткое описание чертежей

15 Изобретение поясняется чертежами:

Фиг. 1 - Вариант контура профиля и графики зависимостей геометрических характеристик профиля в процентах от длины хорды профиля для максимальной относительной толщины $\bar{c} = 9\%$.

20 Фиг. 2 - Графики зависимостей коэффициентов максимальной подъемной силы $C_{y\max}$ сравниваемых профилей от числа Маха.

Фиг. 3 - Графики зависимостей коэффициентов минимального лобового сопротивления $C_{x\min}$ сравниваемых профилей от числа Маха.

25 Фиг. 4 - Графики зависимостей максимального аэродинамического качества K_{\max} сравниваемых профилей от числа Маха.

Фиг. 5 - Графики зависимостей коэффициентов момента тангажа, определенного относительно передней кромки профиля, C_{m0} при нулевой подъемной силе сравниваемых профилей от числа Маха.

30 Фиг. 6 - Графики зависимостей относительных координат аэродинамического фокуса \bar{x}_f сравниваемых профилей от числа Маха.

Осуществление изобретения

Предлагаемый профиль имеет скругленную переднюю кромку, заостренную, затушенную или скругленную заднюю кромку, соединенные между собой гладкими
 35 контурами верхней и нижней поверхностей профиля, передняя кромка выполнена с радиусом скругления, который плавно увеличивается вдоль хорды профиля длиной B так, что расстояние Y_B от хорды профиля по нормали к ней вверх до верхней части контура плавно возрастает от передней кромки профиля и в диапазоне координаты вдоль хорды $X=0,25 \cdot B-0,35 \cdot B$ достигает своего максимального значения, верхняя часть
 40 контура плавно переходит из выпуклой в вогнутую. Передняя кромка нижней поверхности профиля выполнена скругленной с радиусом кривизны по нижней части контура. Расстояние Y_H от хорды профиля до его нижней поверхности плавно увеличивается от передней кромки и достигает своего максимального значения при $X=0,3 \cdot B-0,45 \cdot B$.

45 Предлагаемый профиль относится к концевым и средним сечениям лопасти и включает верхний и нижний контуры, образованные выпуклыми кривыми и точками их пересечений с заданными координатами относительно хорды профиля. Координаты выпуклых кривых отсчитываются от средней линии профиля: верхняя добавляется,

нижняя вычитается.

Относительные координаты линий контура \bar{Y}_B , \bar{Y}_H профиля, расположенные от передней кромки на относительных расстояниях \bar{X} , для заданной длины хорды и максимальной относительной толщины профиля определяются соотношениями (1), (2):

$$\bar{Y}_B = \bar{Y}_{\text{ср}} + \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}; \quad (1)$$

$$\bar{Y}_H = \bar{Y}_{\text{ср}} - \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}, \quad (2)$$

где:

$$\bar{X} = \frac{X}{B} \cdot 100 - \text{относительная абсцисса точек контуров профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_B = \frac{Y_B}{B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек верхней линии контура профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_H = \frac{Y_H}{B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек нижней линии контура профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_{\text{ср}} = \frac{Y_B + Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек средней линии профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_{\text{сим}} = \frac{Y_B - Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек симметричной составляющей верхнего и нижнего контуров профиля, \%};$$

$$\bar{c} = \frac{C_{\text{MAX}}}{B} \cdot 100 - \text{максимальная относительная толщина профиля, \%};$$

C_{MAX} - максимальная толщина профиля, м;

X - абсцисса точек профиля, м;

Y_B - ордината точек верхней линии контура профиля, м;

Y_H - ордината точек нижней линии контура профиля, м;

B - длина хорды профиля, м.

В таблице 1 (в первом, втором и третьем столбцах) приведены значения относительных абсцисс точек контуров профиля \bar{X} и соответствующие им относительные ординаты точек средней линии профиля $\bar{Y}_{\text{ср}}$ и диапазоны ординат точек симметричной составляющей верхнего и нижнего контуров профиля $\bar{Y}_{\text{сим}}$. Расчет диапазонов относительных ординат точек верхней и нижней линии контура профиля \bar{Y}_B , \bar{Y}_H выполняется по соотношениям (1), (2) соответственно. Пример расчета \bar{Y}_B , \bar{Y}_H для заданной максимальной относительной толщины профиля $\bar{c} = 9\%$ приведен в таблице 1 (в четвертом и пятом столбцах).

Таблица 1. Геометрические характеристики профиля

Геометрические характеристики профиля				
\bar{X} , %	$\bar{Y}_{\text{ср}}$, %	$\bar{Y}_{\text{сим}}$, %	$\bar{c} = 9\%$	
			$\bar{Y}_{\text{В}}$, %	$\bar{Y}_{\text{Н}}$, %
0	0,0	0,0 ... 0,3	0,0 ... 0,3	0,0 ... -0,3
0,1	0,261	0,348 ... 0,649	0,610 ... 0,910	-0,087 ... -0,387
0,2	0,326	0,530 ... 0,831	0,856 ... 1,157	-0,204 ... -0,505
0,3	0,372	0,668 ... 0,969	1,039 ... 1,340	-0,296 ... -0,597
0,4	0,413	0,783 ... 1,084	1,195 ... 1,497	-0,370 ... -0,671
0,5	0,454	0,883 ... 1,184	1,336 ... 1,638	-0,429 ... -0,731
1	0,659	1,266 ... 1,569	1,925 ... 2,228	-0,607 ... -0,910
2,5	1,096	1,989 ... 2,296	3,084 ... 3,392	-0,893 ... -1,201
5	1,543	2,679 ... 2,994	4,222 ... 4,537	-1,136 ... -1,451
7,5	1,839	3,113 ... 3,435	4,952 ... 5,274	-1,274 ... -1,596
10	2,054	3,421 ... 3,751	5,475 ... 5,805	-1,367 ... -1,697
15	2,363	3,838 ... 4,183	6,201 ... 6,546	-1,475 ... -1,820
20	2,568	4,098 ... 4,458	6,665 ... 7,025	-1,530 ... -1,890
25	2,689	4,247 ... 4,622	6,936 ... 7,311	-1,558 ... -1,933
30	2,738	4,303 ... 4,693	7,040 ... 7,430	-1,565 ... -1,955
35	2,718	4,279 ... 4,684	6,997 ... 7,402	-1,562 ... -1,967
40	2,621	4,175 ... 4,595	6,795 ... 7,215	-1,554 ... -1,974
45	2,454	3,999 ... 4,434	6,453 ... 6,888	-1,545 ... -1,980
50	2,230	3,763 ... 4,213	5,992 ... 6,442	-1,533 ... -1,983
55	1,958	3,480 ... 3,945	5,438 ... 5,903	-1,522 ... -1,987
60	1,652	3,159 ... 3,639	4,810 ... 5,290	-1,507 ... -1,987
65	1,318	2,807 ... 3,302	4,125 ... 4,620	-1,490 ... -1,985
70	0,964	2,429 ... 2,939	3,392 ... 3,902	-1,465 ... -1,975
75	0,610	2,035 ... 2,560	2,645 ... 3,170	-1,425 ... -1,950
80	0,285	1,628 ... 2,168	1,913 ... 2,453	-1,343 ... -1,883
85	0,017	1,193 ... 1,748	1,210 ... 1,765	-1,176 ... -1,731
90	-0,154	0,722 ... 1,292	0,568 ... 1,138	-0,875 ... -1,445
95	-0,161	0,239 ... 0,824	0,078 ... 0,663	-0,400 ... -0,985
98	-0,076	0,0 ... 0,595	-0,076 ... 0,520	-0,076 ... -0,671
100	0,0	0,0 ... 0,6	0,0 ... 0,6	0,0 ... -0,6

Размерность величин $S_{\text{МАХ}}$, X , $Y_{\text{В}}$, $Y_{\text{Н}}$, B , при построении профиля, может быть выбрана не только в метрах, но и в других единицах измерения длины.

Возможно построение координат серии профилей различной толщины. При этом величины $\bar{Y}_{\text{ср}}$, $\bar{Y}_{\text{сим}}$ в таблице 1 остаются неизменными, а величины $\bar{Y}_{\text{В}}$, $\bar{Y}_{\text{Н}}$ рассчитываются по соотношениям (1), (2) соответственно для максимальной относительной толщины профиля \bar{c} заданной в диапазоне от 8 до 15%.

Размерные величины X , $Y_{\text{СР}}$, $Y_{\text{СИМ}}$, $Y_{\text{В}}$, $Y_{\text{Н}}$ получаются умножением относительных величин \bar{X} , $\bar{Y}_{\text{СР}}$, $\bar{Y}_{\text{СИМ}}$, $\bar{Y}_{\text{В}}$, $\bar{Y}_{\text{Н}}$ на заданную размерную величину B длины хорды профиля.

5 Геометрическая форма контура профиля (фиг. 1) определяет его аэродинамические характеристики при обтекании воздушным потоком. Аэродинамические характеристики предлагаемого профиля, полученные методами вычислительной гидродинамики, проиллюстрированы на графиках (фиг. 2-6) в сопоставлении с характеристиками профиля-прототипа NASA23012. На графиках пунктирной линией обозначены
10 характеристики профиля-прототипа NASA23012, сплошной линией обозначены характеристики предлагаемого профиля.

На фиг. 1 представлен вариант контура профиля и графики зависимостей геометрических характеристик профиля в процентах от длины хорды профиля для максимальной относительной толщины $\bar{c} = 9\%$, где:

15 $Y_{\text{СР}}$ - ордината точек средней линии профиля;
 $Y_{\text{СИМ}}$ - ордината точек симметричной составляющей верхнего и нижнего контуров профиля;
 $Y_{\text{В}}$ - ордината точек верхней линии контура профиля;
 20 $Y_{\text{Н}}$ - ордината точек нижней линии контура профиля;
 B - длина хорды профиля;
 \bar{c} - максимальная относительная толщина профиля, %;
 \bar{X} - относительная абсцисса точек контуров профиля, %;
 25 \bar{Y} - относительная ордината точек контуров профиля, %;
 $\bar{Y}_{\text{СР}}$ - относительная ордината точек средней линии профиля, %;
 $\bar{Y}_{\text{СИМ}}$ - относительная ордината точек симметричной составляющей верхнего и
 30 нижнего контуров профиля, %.

На фиг. 2 представлены графики зависимостей коэффициентов максимальной подъемной силы $C_{y\text{max}}$ сравниваемых профилей от числа Маха. Предлагаемый профиль превосходит профиль NASA23012 по максимальной подъемной силе в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,6, при числе Маха 0,6 на 8%.

35 На фиг. 3 представлены графики зависимостей коэффициентов минимального лобового сопротивления $C_{x\text{amin}}$ сравниваемых профилей от числа Маха. Минимальное лобовое сопротивление предлагаемого профиля ниже минимального лобового сопротивления профиля NASA23012 в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,76, при числе Маха 0,7 на 17%.

40 На фиг. 4 представлены графики зависимостей максимального аэродинамического качества K_{max} сравниваемых профилей от числа Маха. Величины максимального аэродинамического качества предлагаемого профиля выше максимального аэродинамического качества профиля NASA23012 в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,9, при числе Маха 0,7 на 64%.

45 На фиг. 5 представлены графики зависимостей коэффициентов момента тангажа, определенного относительно передней кромки профиля, C_{T0} при нулевой подъемной силе сравниваемых профилей от числа Маха. Величины коэффициента момента тангажа предлагаемого профиля ниже коэффициента момента тангажа профиля NASA23012 в

диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,65.

На фиг. 6 представлены графики зависимостей относительных координат аэродинамического фокуса \bar{X}_f сравниваемых профилей от числа Маха. Положение аэродинамического фокуса предлагаемого профиля более заднее, чем у профиля NASA23012 в диапазоне чисел Маха от 0,3 до 0,8, что способствует повышению аэроупругой устойчивости движения лопастей в широком диапазоне скоростей полета.

Таким образом, предлагаемый аэродинамический профиль НЦВ-3 несущего элемента летательного аппарата, спроектированный в соответствии с сущностью данного изобретения, имеет по сравнению с профилем-прототипом NASA23012 преимущества в основных аэродинамических характеристиках в определенных диапазонах чисел Маха, а именно, превосходит по максимальной подъемной силе, снижено лобовое сопротивление, увеличены значения максимального аэродинамического качества, достигаются меньшие значения момента тангажа при нулевой подъемной силе, улучшено положение аэродинамического фокуса, повышена аэроупругая устойчивость движения лопастей в широком диапазоне скоростей полета.

Предлагаемый аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата допускает установку за задней кромкой профиля хвостовой пластины-триммера, имеющей в сечении форму прямоугольника или трапеции, в том числе криволинейной, длиной не более 15% хорды профиля без пластины, толщиной не более 1,5% хорды профиля, угол отгиба которой относительно хорды профиля находится в диапазоне от -5° до $+10^\circ$.

При производстве лопастей с использованием разработанного семейства аэродинамических профилей планируется применять современные материалы и технологии.

(57) Формула изобретения

1. Аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата, включающий верхний и нижний контуры, образованные выпуклыми кривыми и точками их пересечений с заданными координатами относительно хорды профиля, имеющий скругленную переднюю кромку, отличающийся тем, что относительные координаты выпуклых кривых \bar{Y}_B , \bar{Y}_H профиля, расположенные от передней кромки на относительных расстояниях \bar{X} , отсчитываются от средней линии профиля для заданной длины хорды и максимальной относительной толщины профиля и определяются соотношениями (1), (2):

$$\bar{Y}_B = \bar{Y}_{\text{ср}} + \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}; \quad (1)$$

$$\bar{Y}_H = \bar{Y}_{\text{ср}} - \bar{Y}_{\text{сим}} \cdot \frac{\bar{c}}{9}, \quad (2)$$

где:

$$\bar{X} = \frac{X}{B} \cdot 100 - \text{относительная абсцисса точек контуров профиля, \%};$$

$$\bar{Y}_B = \frac{Y_B}{B} \cdot 100 - \text{относительная ордината точек верхней линии контура профиля, \%};$$

%;

$\bar{Y}_H = \frac{Y_H}{B} \cdot 100$ - относительная ордината точек нижней линии контура профиля,

%;

5 $\bar{Y}_{\text{ср}} = \frac{Y_B + Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100$ - относительная ордината точек средней линии профиля, %;

$\bar{Y}_{\text{сим}} = \frac{Y_B - Y_H}{2 \cdot B} \cdot 100$ - относительная ордината точек симметричной составляющей

10 верхнего и нижнего контуров профиля, %;

$\bar{c} = \frac{c_{\text{MAX}}}{B} \cdot 100$ - максимальная относительная толщина профиля, %;

c_{MAX} - максимальная толщина профиля, м;

15 X - абсцисса точек профиля, м;

Y_B - ордината точек верхней линии контура профиля, м;

Y_H - ордината точек нижней линии контура профиля, м;

B - длина хорды профиля, м,

20 при этом значения отнесенных к длине хорды B профиля ординат $\bar{Y}_{\text{ср}}$, $\bar{Y}_{\text{сим}}$,

расположенных от передней кромки на расстояниях \bar{X} , определяющих диапазон ординат

\bar{Y}_B , \bar{Y}_H , для максимальной относительной толщины профиля $\bar{c} = 9\%$, приведены ниже:

25

30

35

40

45

Геометрические характеристики профиля				
\bar{X} , %	$\bar{Y}_{\text{ср}}$, %	$\bar{Y}_{\text{сим}}$, %	$\bar{c} = 9\%$	
			\bar{Y}_B , %	\bar{Y}_H , %
0	0,0	0,0 ... 0,3	0,0 ... 0,3	0,0 ... -0,3
0,1	0,261	0,348 ... 0,649	0,610 ... 0,910	-0,087 ... -0,387
0,2	0,326	0,530 ... 0,831	0,856 ... 1,157	-0,204 ... -0,505
0,3	0,372	0,668 ... 0,969	1,039 ... 1,340	-0,296 ... -0,597
0,4	0,413	0,783 ... 1,084	1,195 ... 1,497	-0,370 ... -0,671
0,5	0,454	0,883 ... 1,184	1,336 ... 1,638	-0,429 ... -0,731
1	0,659	1,266 ... 1,569	1,925 ... 2,228	-0,607 ... -0,910
2,5	1,096	1,989 ... 2,296	3,084 ... 3,392	-0,893 ... -1,201
5	1,543	2,679 ... 2,994	4,222 ... 4,537	-1,136 ... -1,451
7,5	1,839	3,113 ... 3,435	4,952 ... 5,274	-1,274 ... -1,596
10	2,054	3,421 ... 3,751	5,475 ... 5,805	-1,367 ... -1,697
15	2,363	3,838 ... 4,183	6,201 ... 6,546	-1,475 ... -1,820
20	2,568	4,098 ... 4,458	6,665 ... 7,025	-1,530 ... -1,890
25	2,689	4,247 ... 4,622	6,936 ... 7,311	-1,558 ... -1,933
30	2,738	4,303 ... 4,693	7,040 ... 7,430	-1,565 ... -1,955
35	2,718	4,279 ... 4,684	6,997 ... 7,402	-1,562 ... -1,967
40	2,621	4,175 ... 4,595	6,795 ... 7,215	-1,554 ... -1,974
45	2,454	3,999 ... 4,434	6,453 ... 6,888	-1,545 ... -1,980
50	2,230	3,763 ... 4,213	5,992 ... 6,442	-1,533 ... -1,983
55	1,958	3,480 ... 3,945	5,438 ... 5,903	-1,522 ... -1,987
60	1,652	3,159 ... 3,639	4,810 ... 5,290	-1,507 ... -1,987
65	1,318	2,807 ... 3,302	4,125 ... 4,620	-1,490 ... -1,985
70	0,964	2,429 ... 2,939	3,392 ... 3,902	-1,465 ... -1,975
75	0,610	2,035 ... 2,560	2,645 ... 3,170	-1,425 ... -1,950
80	0,285	1,628 ... 2,168	1,913 ... 2,453	-1,343 ... -1,883
85	0,017	1,193 ... 1,748	1,210 ... 1,765	-1,176 ... -1,731
90	-0,154	0,722 ... 1,292	0,568 ... 1,138	-0,875 ... -1,445
95	-0,161	0,239 ... 0,824	0,078 ... 0,663	-0,400 ... -0,985
98	-0,076	0,0 ... 0,595	-0,076 ... 0,520	-0,076 ... -0,671
100	0,0	0,0 ... 0,6	0,0 ... 0,6	0,0 ... -0,6

2. Аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата по п. 1, отличающийся тем, что максимальная относительная толщина профиля составляет от 8 до 15%.

3. Аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата по любому из пп. 1 и 2, отличающийся тем, что может иметь заостренную, затупленную или скругленную заднюю кромку.

4. Аэродинамический профиль несущего элемента летательного аппарата по любому из пп. 1-3, отличающийся тем, что допускает установку за задней кромкой профиля

хвостовой пластины-триммера, имеющей в сечении форму прямоугольника или трапеции, в том числе криволинейной, длиной не более 15% хорды профиля без пластины, толщиной не более 1,5% хорды профиля, угол отгиба которой относительно хорды профиля находится в диапазоне от -5° до $+10^{\circ}$.

5

10

15

20

25

30

35

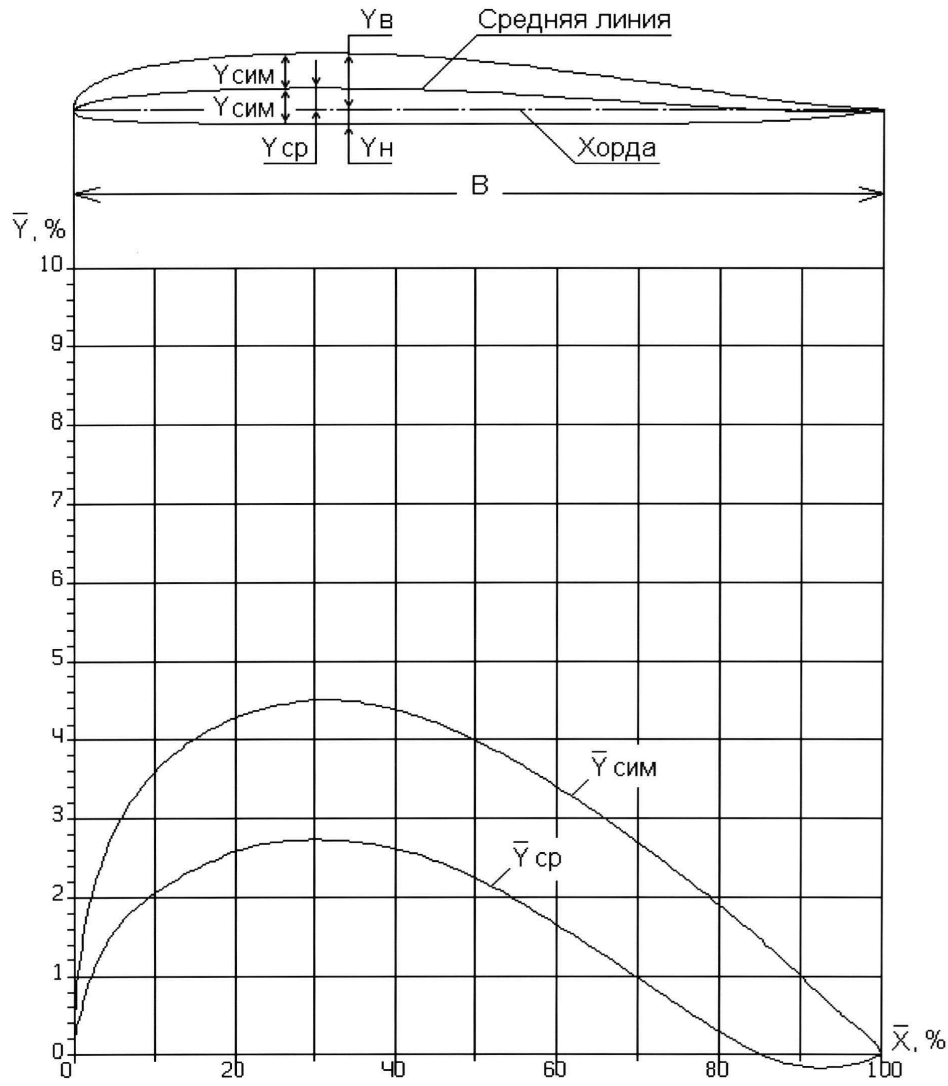
40

45

1

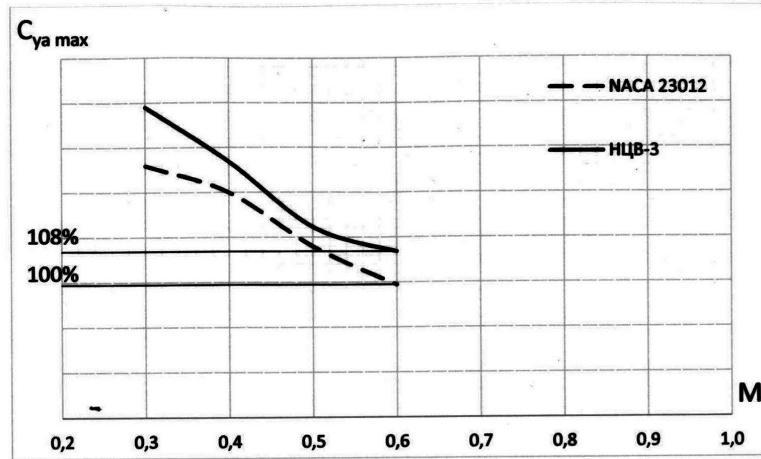
Профиль НЦВ-3

$\bar{c} = 9\%$

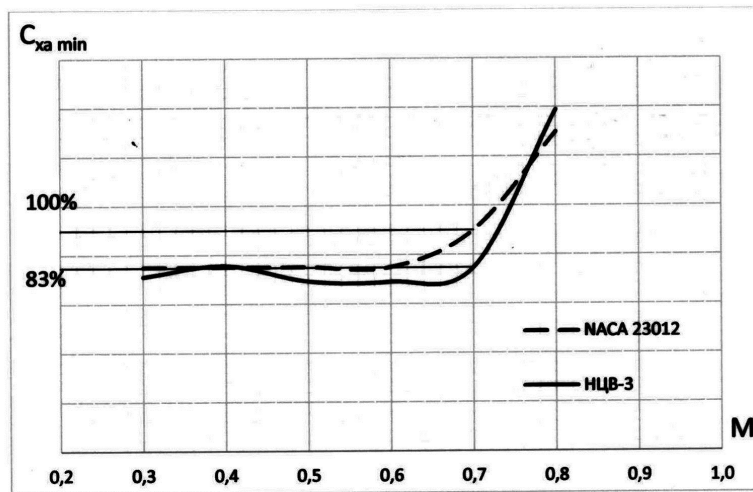


Фиг. 1

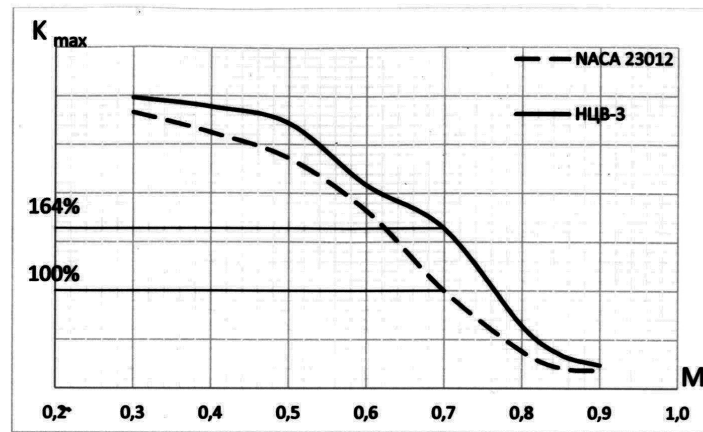
2



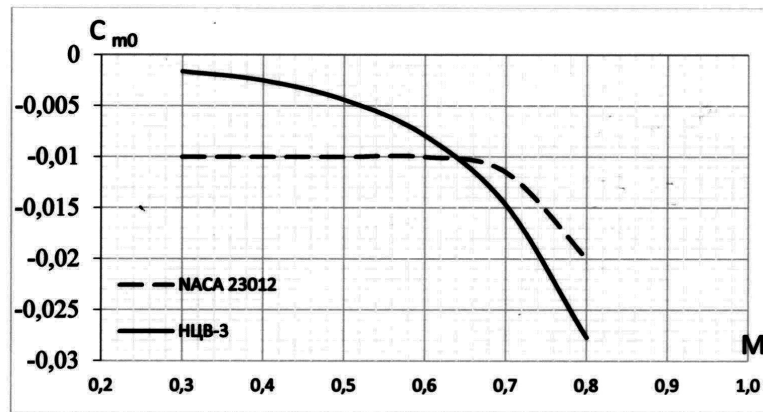
Фиг. 2



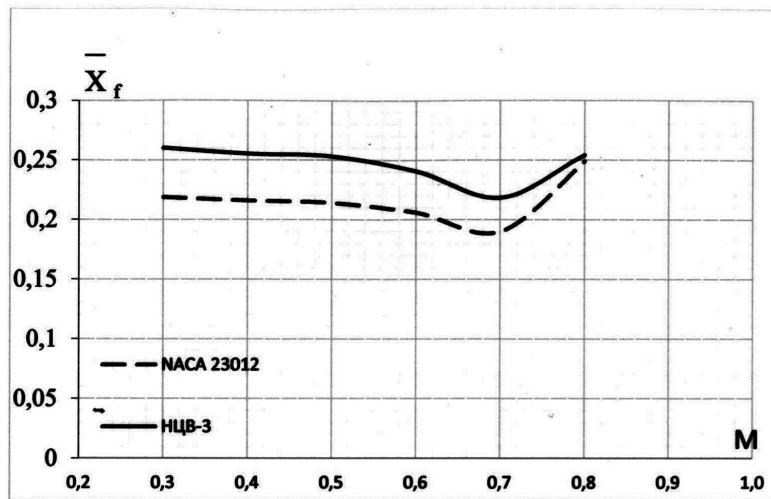
Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6