

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ



УДК 533.6.04

Оптимизация аэродинамического профиля Clark-Y по критерию максимального аэродинамического качества с применением программного инструмента анализа профилей XFLR5

Р.А. Мищенко¹, С.А. Попов², М.Р. Бондарев¹, А.С. Зубрицкий³

¹Донской государственный технический университет (г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация)

²ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж, Российская Федерация)

³ПАО «Роствертол» (г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация)

Аннотация. В работе рассмотрены некоторые аспекты оптимизации крылового профиля Clark-Y по критерию максимального аэродинамического качества при средних числах Рейнольдса, основанной на решении обратной краевой задачи инструментом анализа аэродинамических профилей XFLR5.

Ключевые слова: аэродинамический профиль, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество, Clark-Y, обратная краевая задача, XFLR5, число Рейнольдса.

Optimization of the Clark-Y Airfoil According to the Criterion of the Maximum Lift-To-Drag Ratio Using the XFLR5 Software Tool

Roman A Mishchenko¹, Sergey A Popov², Mikhail R Bondarev¹, Aleksey S Zubritsky³

¹Don State Technical University (Rostov-on-Don, Russian Federation)

²Air Force Academy named after Professor N.Ye. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin (Voronezh, Russian Federation)

³Rostvertol Public Joint Stock Company (Rostov-on-Don, Russian Federation)

Abstract. The paper considers some aspects of the optimization of the Clark-Y airfoil according to the criterion of maximum lift-to-drag ratio at average Reynolds numbers, based on the solution of the inverse boundary value problem by the XFLR5 software tool.

Keywords: airfoil, lift coefficient, lift-to-drag ratio, Clark-Y, inverse boundary value problem, XFLR5, Reynolds number.

Введение. Аэродинамическое проектирование крылового профиля предполагает учёт множества ограничений и требований, которые, как правило, находятся в противоречии друг с другом. Задача оптимизации профиля может быть сформулирована, как определение некоторых проектных параметров профиля крыла, обеспечивающих наилучшие значения аэродинамических характеристик профиля.

Один из эффективных способов проектирования и оптимизации крыловых профилей базируется на решении обратных краевых задач аэрогидродинамики [1], решением которых является определение формы профиля по заданному вдоль его контура распределению скорости или давления. Через распределение скоростей (давлений) по профилю находятся основные аэродинамические характеристики: коэффициенты подъемной силы, силы лобового сопротивления и аэродинамическое качество. Задав желаемое распределение скорости по поверхности профиля, можно получить профиль с заданными характеристиками. Этот вопрос является весьма актуальным для получения ламинаризованных аэродинамических профилей, цель которого является снижение лобового сопротивления. Однако выполнение оптимизации с использованием обратных краевых задач требует большого числа математических расчётов, что в значительной мере увеличивает время расчётов. К тому же требуется высокая квалификация проектировщика. С развитием методов численной оптимизации эта проблему можно решить с помощью программного инструмента анализа профилей, что и стало целью нашей работы по оптимизации аэродинамического профиля Clark-Y с использованием инструмента анализа аэродинамических профилей XFLR5 [2]. Этот инструмент с достаточной для проектирования точностью решает задачи как прямого, так и обратного анализа дозвуковых профилей и их оптимизации.

Выбор профиля для исследования. Исследуемый с целью оптимизации по критерию максимального аэродинамического качества аэродинамический профиль Clark-Y, широко используется в конструкциях самолётов общего назначения и хорошо изучен в аэродинамике. Геометрическая форма профиля Clark-Y представлена на рис. 1, а его основные параметры в таблице 1.



Рис. 1. Аэродинамический профиль Clark-Y.

Таблица 1.

Основные геометрические параметры профиля Clark-Y

Название геометрического параметра профиля	Обозначение	Значение, %
Относительная толщина профиля	\bar{c}	11,71
Положение относительной максимальной толщины	\bar{x}_c	28,52
Относительная кривизна профиля	\bar{f}	3,43
Положение относительной максимальной кривизны	\bar{x}_f	42,04

Прямое проектирование. В начале проводится прямое проектирование (Direct Design) профиля при числе Рейнольдса $Re=860\ 000$ в диапазоне углов атак $\alpha=0 \dots 20^\circ$ и скорости $M=0$. Значение Re было принято по условиям тестирования данного профиля в дозвуковой аэродинамической трубе в Национальном комитете по аэронавтике США (NASA) [3]. Графические зависимости трёх основных аэродинамических характеристик профиля от угла атаки α — коэффициента подъемной силы $c_y(\alpha)$ (в англоязычной литературе обозначается как $C_l(\alpha)$), коэффициента лобового сопротивления $c_x(\alpha)$ ($C_d(\alpha)$) и аэродинамического качества $\frac{c_y}{c_x}(\alpha)$ ($\frac{C_l}{C_d}(\alpha)$) представлены на рис. 2.

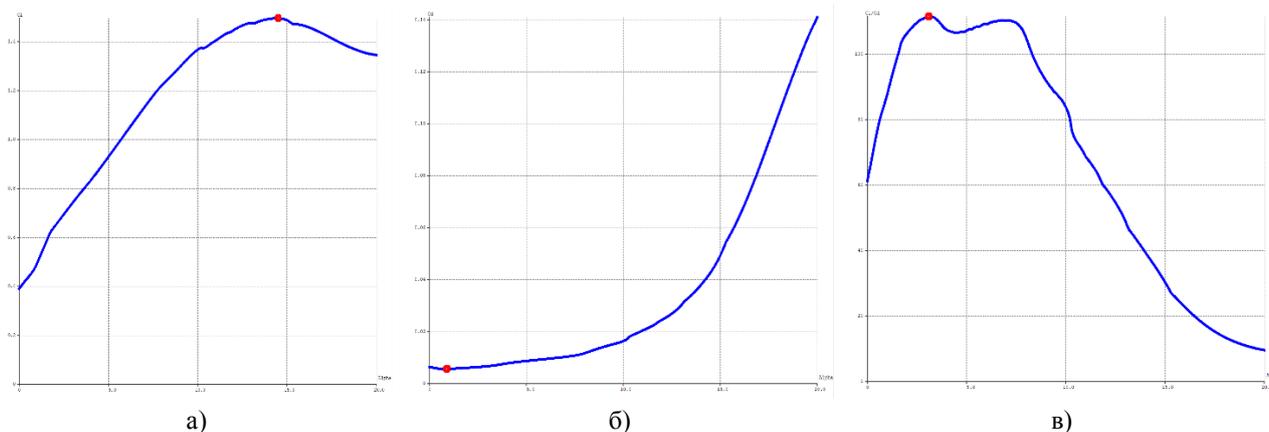


Рис. 2. Графические зависимости коэффициентов подъемной силы (а), лобового сопротивления (б) и аэродинамического качества (в) профиля Clark-Y от углов атаки при $Re=860\ 000$, $M=0$

Некоторые значения аэродинамических характеристик профиля при заданном числе Рейнольдса представлены в таблице 2.

Таблица 2

Значения аэродинамических характеристик профиля Clark-Y

Максимал. коэф-т подъемной силы	Критичес. угол атаки, $^\circ$	Минимал. коэф-т лобового сопротивл.	Максимал. аэродинам. качество	Наивыгод. угол атаки, $\alpha_{нв}, ^\circ$	Коэф-т подъем. силы при $\alpha_{нв}$	Коэф-т лобового сопротивл. при $\alpha_{нв}$
1,495	14,5	0,00556	111,456	3,1	0,75	0,00674

Распределение давления и скорости по профилю при максимальном аэродинамическом качестве, соответствующем наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{\text{нв}}=3,1^\circ$, представлены на рис. 3 и 4.

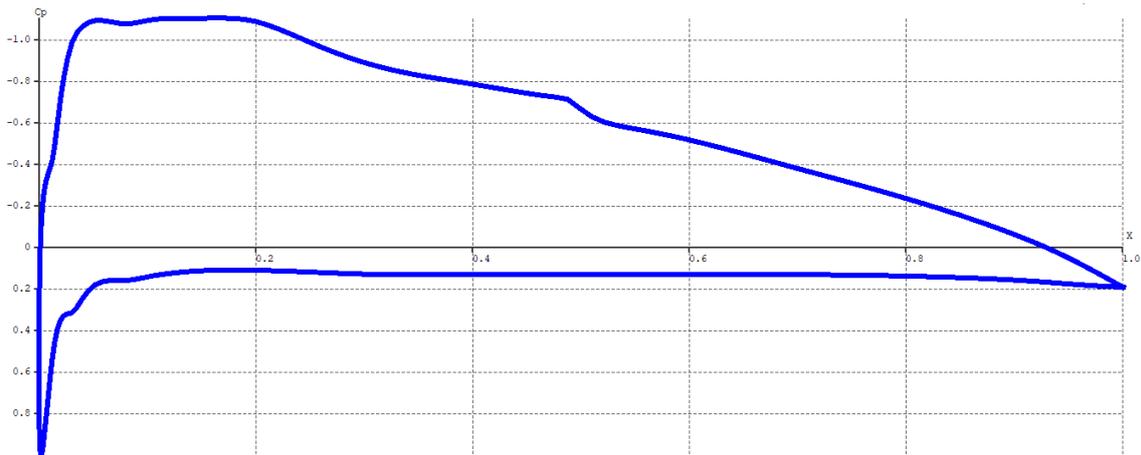


Рис. 3. Распределение давления по профилю при максимальном аэродинамическом качестве ($Re=860\,000$, $M=0$, $\alpha=3,1^\circ$)

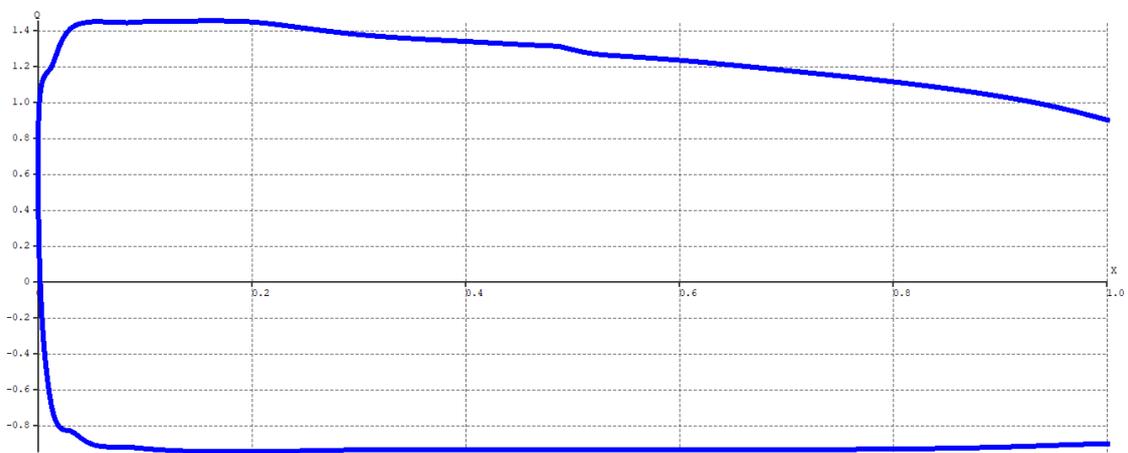


Рис. 4. Распределение скорости по профилю при максимальном аэродинамическом качестве ($Re=860\,000$, $M=0$, $\alpha=3,1^\circ$)

Обратное проектирование. Далее было проведено обратное проектирование (Inverse Design) в программе XFRLR5 по изменению распределения скорости набегающего потока над верхней поверхностью профиля. На рис. 5 и 6 представлены графические зависимости распределения скоростей набегающего потока по хорде исходного профиля Clark-Y и оптимизированного.

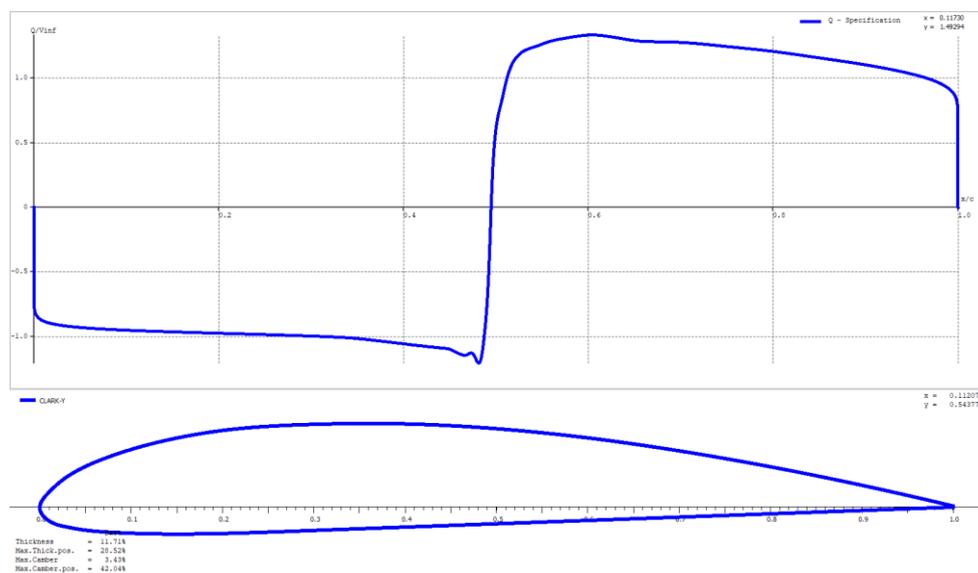


Рис. 5. График распределения скорости набегающего потока по профилю Clark-Y

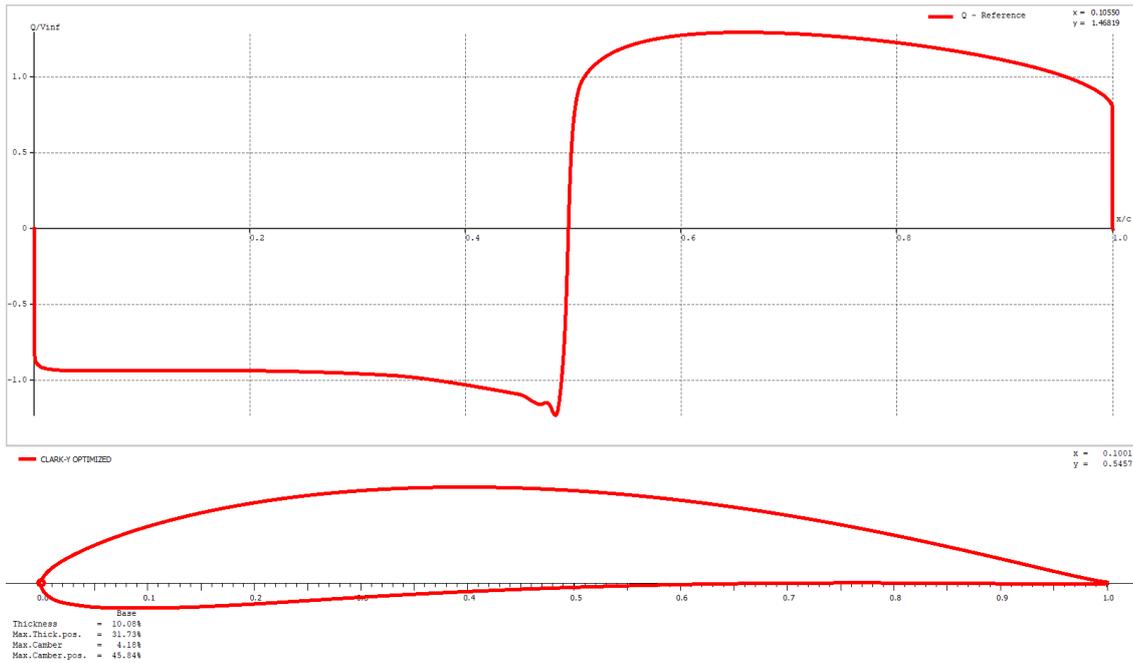


Рис. 6. График распределения скорости набегающего потока по оптимизированному профилю Clark-Y

С учетом измененной зависимости распределения скорости, программа XFLR5 создала новую форму профиля.

Геометрическая форма оптимизированного профиля под именем Clark-Y OPTIMIZED представлена на рис. 7, в сравнении с исходным профилем, а его основные геометрические параметры представлены в таблице 3.

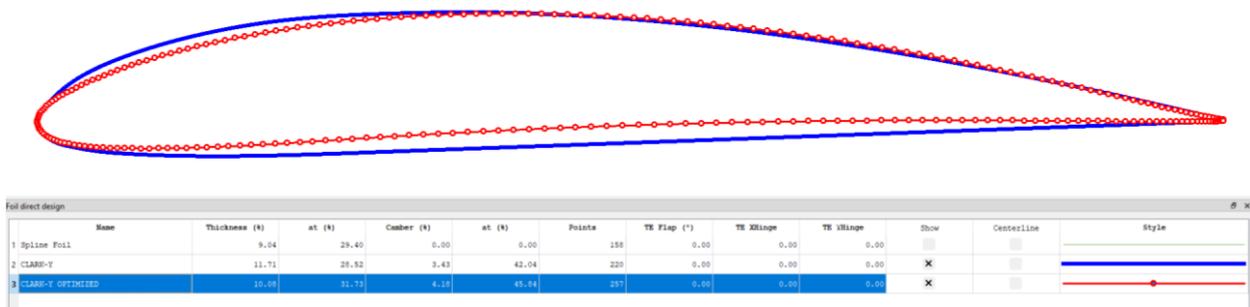


Рис. 7. Исходный (синий цвет) и оптимизированный (красный цвет) аэродинамический профиль Clark-Y.

Таблица 3

Сравнительная таблица основных геометрических параметров исходного и оптимизированного профиля Clark-Y.

Название геометрического параметра профиля	Обозначение	Значение исход. профиля, %	Значение оптим. профиля, %
Относительная толщина профиля	\bar{c}	11,71	10,08
Положение относительной максимальной толщины	\bar{x}_c	28,52	31,73
Относительная кривизна профиля	\bar{f}	3,43	4,18
Положение относительной максимальной кривизны	\bar{x}_f	42,04	45,84

Сравнительный анализ профилей. Сравнительный анализ двух профилей показывает, что оптимизированный профиль имеет меньшую толщину и большую кривизну, причём положение максимальной кривизны смещено к задней кромке профиля. Это способствует ламинаризации профиля и к уменьшению лобового сопротивления.

Графические зависимости коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления и аэродинамического качества от угла атаки исходного и оптимизированного профиля Clark-Y представлены на рис. 8.

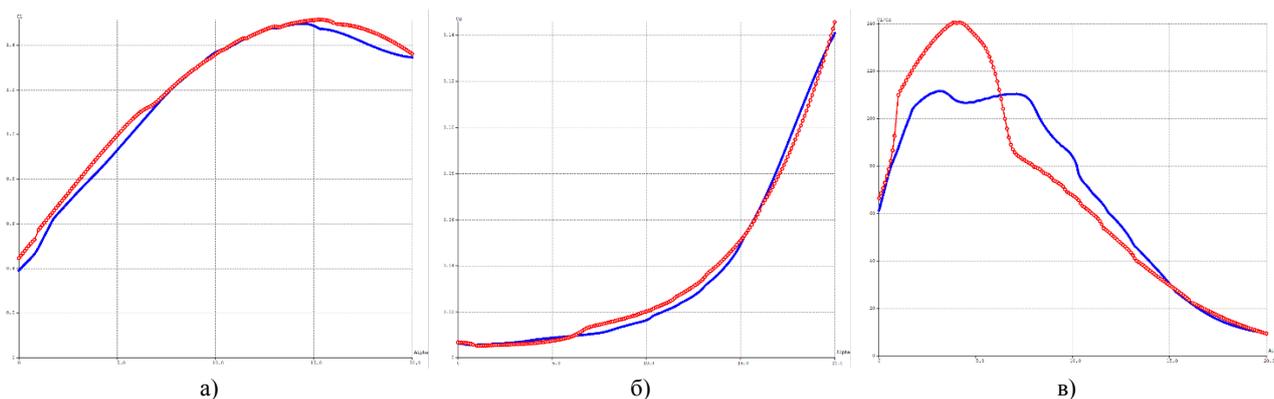


Рис. 8. Графические зависимости коэффициентов подъёмной силы (а), лобового сопротивления (б) и аэродинамического качества (в) от угла атаки исходного профиля Clark-Y (синий цвет) и оптимизированного (красный цвет) при $Re=860\,000$, $M=0$

Результаты сравнительного анализа значений аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного профиля Clark-Y представлены в таблице 4.

Таблица 4

Результаты сравнительного анализа значений аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного профиля Clark-Y

Профиль	Максим. коэф-т подъёмной силы	Критич. угол атаки, °	Миним. коэф-т лобового сопротивл.	Максим. аэродин. качество	Наивыг. угол атаки, $\alpha_{нв}$, °	Коэф-т подъём. силы при $\alpha_{нв}$	Коэф-т лобов. сопротив. при $\alpha_{нв}$
— CLARK-Y	1,495	14,5	0,00556	111,456	3,1	0,75	0,00674
— CLARK-Y OPTIMIZE	1,513	15,3	0,00521	140,357	3,9	0,885	0,00631

Анализ полученных результатов показывает, что оптимизированный профиль обладает лучшими несущими свойствами:

- максимальный коэффициент подъёмной силы увеличился на 1,2 %, критический угол атаки на 0,8°;
- коэффициент подъёмной силы при наивыгоднейшем угле атаки (соответствующий максимальному значению аэродинамического качества) увеличился на 18 %;
- коэффициент лобового сопротивления при наивыгоднейшем угле атаки уменьшился на 6,38 %;
- максимальное аэродинамическое качество увеличилось на 25,93 %.

Заключение. Предложенный способ оптимизации профиля Clark-Y с использованием программы XFLR5 позволяет определять параметры профиля по заданному вдоль его контура распределению скорости для улучшения его аэродинамических характеристик. Улучшение несущих свойств профиля крыла самолета, как показывают расчеты, позволяет в прямолинейном горизонтальном полете при наивыгоднейшем угле атаки получить увеличение подъёмной силы крыла с оптимизированным профилем на 18 %, а снижение лобового сопротивления на 6,38 %.

Библиографический список

- Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. *Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей*. Казань: Казан. ун-т; 2011. 284 с.
- XFLR5. XFLR5. URL: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm> (дата обращения: 01.03.2023).
- Zimmerman С.Н. *Characteristics of Clark Y Airfoils of Small Aspect Ratio*. Report No. 431. National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, V.a. 1932. 13 p.

Об авторах:

Мищенко Роман Алексеевич, доцент кафедры «Авиастроение» Донского государственного технического университета (344003, РФ, г. Ростов-на-Дону, пл. Гагарина, 1), кандидат технических наук, mra@mail.ru

Попов Сергей Александрович доцент кафедры «Аэродинамики и безопасности полета», ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», (г. Воронеж), кандидат технических наук, доцент.

Бондарев Михаил Романович, студент кафедры «Авиастроение» Донского государственного технического университета (344003, РФ, г. Ростов-на-Дону, пл. Гагарина, 1), mihbond01@mail.ru

Зубрицкий Алексей Сергеевич, инженер-конструктор 3 категории цеха 22 ПАО «Роствертол» (344038, РФ, г. Ростов-на-Дону, ул. Новаторов 5)

About the Authors:

Roman A Mishchenko, associate professor of the Aircraft Engineering Department, Don State Technical University (1, Gagarin Sq., Rostov-on-Don, 344003, RF), Cand. Sci. (Eng.), mra_@mail.ru

Sergey A Popov, associate professor of the Aerodynamics and Flight Safety Department, Educational and Scientific Military Center of the Air Force «Air Force Academy of the Orders of the October Revolution and Lenin and the Red Banner named after Professor N.Ye. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin» (Voronezh), Cand. Sci. (Eng.), associate professor.

Mikhail R Bondarev, student of the Aircraft Engineering Faculty, Don State Technical University, (1, Gagarin Sq., Rostov-on-Don, 344003, RF), mihbond01@mail.ru

Aleksey S Zubritsky, design engineer of the 3rd category, Rostvertol PJSC, (5, Novatorov St., Rostov-on-Don, 344038, RF).