



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71
УДК 539.3

Научная статья / Research article

Проектирование лопастей воздушных винтов самолетов методом конечных элементов с учетом прочности конструкций

В.П. Агапов^{а*}, К.Р. Айдемиров^б

^аНациональный исследовательский Московский государственный строительный университет
Российская Федерация, 129337, Москва, Ярославское шоссе, д. 26

^бДагестанский государственный технический университет,
Российская Федерация, 367026, Махачкала, пр. И. Шамиля, д. 70

*E-mail: agapovpb@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 12 декабря 2020 г.

Доработана: 17 февраля 2021 г.

Принята к публикации: 27 февраля 2021 г.

Аннотация. Лопастей современных турбовинтовых двигателей имеют сложную пространственную конфигурацию. Их можно отнести к классу оболочек. Методы расчета оболочек хорошо известны. На их основе создан ряд компьютерных программ. Однако в этих программах не учитываются особенности, связанные с взаимным влиянием деформаций лопасти и действующих на нее аэродинамических и инерционных нагрузок. Целью исследования являются разработка методики конечно-элементного расчета лопастей воздушных винтов самолетов с учетом аэроупругих эффектов и создание на ее основе компьютерной программы, доступной широкому кругу конструкторов и расчетчиков. Используется метод конечных элементов в геометрически нелинейной постановке. В качестве исходного используется уравнение равновесия, включающее полную нелинейную матрицу жесткости и учитывающее как консервативные, так и неконсервативные нагрузки. Задача решается способом последовательного нагружения, при этом исходное уравнение на каждом шаге нагружения линеаризуется, а частота вращения и геометрия лопасти считаются неизменными. Результаты шаговых расчетов суммируются. Рассчитана лопасть одного из серийных воздушных винтов на прочность. Обнаружено и проанализировано влияние деформаций на величину аэродинамической нагрузки и вследствие этого на напряжения в расчетных сечениях. Результаты расчета сопоставлены с экспериментальными данными. Предложенная методика и составленная на ее основе программа могут быть использованы при проектировании лопастей воздушных винтов самолетов.

Ключевые слова: турбовинтовые двигатели, лопасти воздушных винтов самолетов, метод конечных элементов

Для цитирования

Агапов В.П., Айдемиров К.Р. Проектирование лопастей воздушных винтов самолетов методом конечных элементов с учетом прочности конструкций // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 65–71. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71>

© Агапов В.П., Айдемиров К.Р., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Designing of the blades of aircraft propellers by the finite element method, taking into account the strength of structure

Vladimir P. Agapov^{**}, Kurban R. Aidemirov^b

^{**}National Research University (Moscow State University of Civil Engineering),
26 Yaroslavskoe Shosse, Moscow, 129337, Russian Federation

^bDaghestan State Technical University,
70 I Shamilya Ave., Makhachkala 367026, Russian Federation

*E-mail. agapovpb@mail.ru

Article history

Received: December 12, 2020

Revised: February 17, 2021

Accepted: February 27, 2021

Keywords: turboprop engines, blades, multiblade propeller, finite element method

Abstract. The blades of contemporary turboprop engines have a complex spatial configuration. They can be classified as shells. Methods for the shells calculation are well known. A number of computer programs have been created on their basis. However, these programs do not take into account the peculiarities associated with the mutual influence of deformations of the blade and the aerodynamic and inertial loads acting on it. The aim of this work is to develop a method of finite element calculation of aircraft propeller blades taking into account aeroelastic effects and to create a computer program on its basis that is available to a wide range of designers and engineers. The finite element method is used in a geometrically nonlinear formulation. As the initial one, the equilibrium equation is used, which includes a complete nonlinear stiffness matrix and takes into account both conservative and non-conservative loads. The blade of one of the serial propellers was calculated. The effect of deformations on the magnitude of the aerodynamic load and, as a result, on the stresses in the design sections was found and analyzed. The proposed technique and the program compiled on its basis can be used in the design of aircraft propeller blades.

For citation

Agapov VP, Aidemirov KR. Designing of the blades of aircraft propellers by the finite element method, taking into account the strength of structure. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):65–71. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-65-71>

Введение

Первые поколения самолетов, создававшиеся в начале двадцатого века, имели поршневые двигатели с пропеллерами, геометрическая форма которых позволяла рассматривать их как естественно закрученные стержни [1]. Расчет таких пропеллеров на прочность проводился по балочной теории, в которой к тому времени сформировался раздел, посвященный расчету естественно закрученных стержней на прочность и колебания [2–7]. В дальнейшем на смену поршневым двигателям пришли двигатели с газотурбинными установками [8]. В сороковые и пятидесятые годы XX в. в разных странах были созданы самолеты как военного, так и гражданского

назначения с турбореактивными двигателями, а к началу 1980-х гг. появились самолеты с турбовинтовыми двигателями, в том числе с двигателями, оборудованными многолопастными винтами, называемыми винтовентиляторами [8]. Форма лопастей таких двигателей, определяемая требованиями аэродинамики и акустики, существенно отличается от традиционной. Она может быть классифицирована как оболочка двоякой кривизны, что вынуждает расчетчиков при исследовании напряженно-деформированного состояния лопастей отказаться от применения балочной теории. Ситуация осложняется еще и тем, что срединная поверхность лопасти не может быть описана аналитически, поэтому расчет можно вести только

численными методами. В настоящее время для расчета несущих конструкций, используемых в различных областях техники, широко применяется метод конечных элементов (МКЭ). Теоретические аспекты МКЭ статей и монографиях [9—12]. На основе хорошо разработанной теории составлены универсальные программные комплексы МКЭ [13—16], которые позволяют рассчитывать, в частности, оболочечные конструкции различной конфигурации.

Эти программы находят все более широкое применение для расчета лопастей турбовинтовых двигателей. Например, в работах [17] и [18] программы ANSYS и NASTRAN используются для исследования напряженно-деформированного состояния и аэродинамических характеристик лопастей воздушных винтов. В то же время отсутствуют методики, которые позволяли бы исследовать взаимное влияние деформаций и нагрузок на лопасти на всем пути от старта до достижения крейсерского режима полета. Решению этой задачи и посвящена настоящая работа.

1. Методы

Для решения задачи используется методика статического расчета геометрически нелинейных конструкций, описанная в работе [19] и реализованная в программе ПРИНС. Расчет ведется методом конечных элементов в приращениях и сводится к составлению и решению на каждом шаге нагружения системы нелинейных алгебраических уравнений

$$K_{NL} \Delta u = \Delta P + \Delta Q, \quad (1)$$

где K_{NL} — полная нелинейная матрица жесткости (МЖ) конструкции; Δu — вектор узловых перемещений; ΔP и ΔQ — векторы консервативных и неконсервативных узловых нагрузок соответственно.

Полная нелинейная МЖ определяется выражением [19] $K_{NL} = K + K_{\sigma} + K_u + K_{NL1} + K_{NL2}$.

Линеаризованная МЖ конструкции, связывающая бесконечно малые приращения нагрузок и перемещений, находится по формуле

$$K_L = K + K_{\sigma} + K_u - \frac{\partial(\Delta Q_k)}{\partial(\Delta u_k)}, \quad 1, k = 1, 2, \dots, n, \quad (2)$$

где n — порядок системы уравнений.

Используем линеаризованную МЖ для приближенного решения задачи способом последовательных нагружений. При этом на каждом шаге нагружения будем решать систему линейных алгебраических уравнений:

$$\left[K + K_{\sigma} + K_u - \frac{\partial(\Delta Q_i)}{\partial(\Delta u_j)} \right] \Delta u = \Delta P + \Delta Q, \quad (3)$$

в которой все компоненты МЖ и нагрузок находятся в зависимости от параметров напряженно-деформированного состояния в начале шага. Полные значения перемещений и напряжений находятся суммированием результатов, полученных на шагах нагружения по формулам

$$U = \sum_{i=1}^n \Delta u_i; \quad \sigma = \sum_{i=1}^n \Delta \sigma_i.$$

В данной работе метод последовательных нагружений принимается за основу для геометрически нелинейного статического расчета лопасти турбовинтового двигателя при следующих предположениях.

Считается, что частота вращения лопасти возрастает скачкообразно от нуля до максимального значения ω_m . При этом одному шагу нагружения лопасти соответствует приращение частоты $\Delta \omega = \omega_m / n$. Центробежные и аэродинамические нагрузки на шаге нагружения считаются постоянными и зависящими от геометрии лопасти лишь в начале шага нагружения. Координаты узловых точек перевычисляются суммированием узловых перемещений от предыдущего нагружения с координатами узлов в начале данного шага.

При введенных предположениях уравнение (3) преобразуется к виду

$$[K + K_{\sigma}] \Delta u = \Delta Q^a + \Delta Q^y,$$

где ΔQ^a и ΔQ^y — векторы приращений аэродинамических и центробежных нагрузок соответственно.

Приращения аэродинамических и центробежных нагрузок находятся по формуле

$$\begin{Bmatrix} \Delta Q^a \\ \Delta Q^y \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Q^a \\ Q^y \end{Bmatrix}_i - \begin{Bmatrix} Q^a \\ Q^y \end{Bmatrix}_{i-1},$$

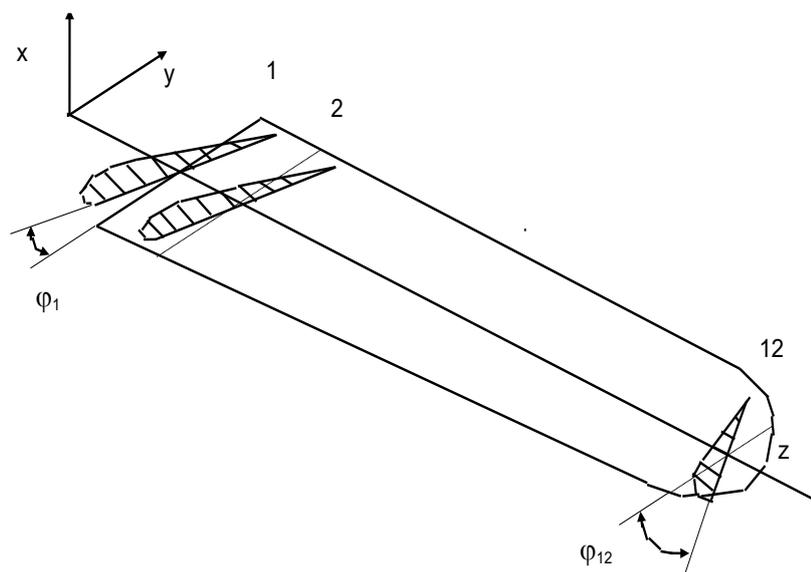


Рис. 1. Схема лопасти; 1,2,...,12 – расчетные сечения
Figure 1. Blade diagram; 1,2, ..., 12 – design sections

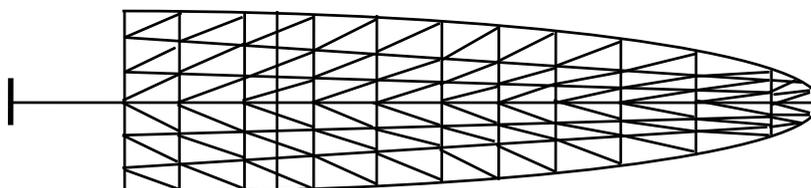


Рис. 2. Сетка конечных элементов
Figure 2. Finite element mesh

где $Q_i^y, Q_i^a, Q_{i-1}^y, Q_{i-1}^a$ — полные значения центробежных и аэродинамических нагрузок для i -го и $(i-1)$ -го шагов соответственно (подсчитываются при частоте вращения и топологии лопасти, соответствующим началу каждого шага нагружения).

Аэродинамические нагрузки в данной работе подсчитывались по теории несущей линии [20].

Для анализа нагруженности лопасти и ее напряженно-деформированного состояния по описанной выше методике на ЭВМ составлена программа на языке ФОРТРАН. При этом использован модуль геометрически нелинейного расчета из программы ПРИНС [19].

2. Результаты

По предложенной методике рассчитана лопасть серийного винта АВ-72. Ниже приводятся и анализируются результаты расчета. Схема лопасти с указанием

расчетных сечений приведена на рис. 1. Напряженное состояние исследовалось на относительном радиусе $r = 0,3$ с целью сопоставления результатов расчета с экспериментом.

Для расчета использовались плоские треугольные КЭ. Сетка КЭ в расчетной зоне сгущалась, как показано на рис. 2. Расчеты проводились при числе шагов нагружения $n = 4, 6, 8$ и 11 .

На рис. 3 показана зависимость аэродинамических нагрузок от \bar{r} с учетом и без учета аэроупругих эффектов. Как и следовало ожидать, при учете аэроупругих эффектов аэродинамическая нагрузка в целом оказывается выше по сравнению с нагрузкой, подсчитываемой по недеформированной схеме лопасти. В наиболее нагруженном сечении повышение нагрузки составляет приблизительно 12 %. Очевидно, что аэродинамическая нагрузка увеличивается вследствие деформации лопасти, приводящей к увеличению углов атаки в се-

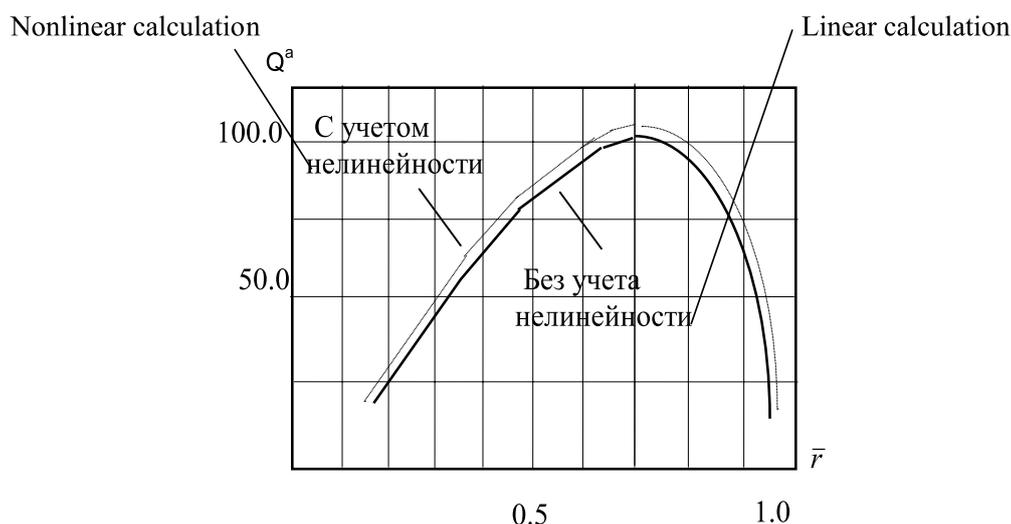


Рис. 3. Зависимость аэродинамических нагрузок от относительного радиуса
 Figure 3. Dependence of aerodynamic loads on relative radius

чениях лопасти. Изменение углов крутки сечений, обусловленное деформацией, иллюстрируется данными, приведенными в табл. 1. Как видно из табл. 1, наблюдается значительное (до 9 %) увеличение углов крутки вследствие деформации, что и обуславливает увеличение аэродинамической нагрузки.

В свою очередь, увеличение нагрузки приводит к увеличению напряжений в сечениях лопасти. В табл. 2 приведены максимальные значения изгибающих моментов в расчетном сечении ($r = 0,3$), найденные в результате линейного и нелинейного расчетов.

Углы крутки сечений лопасти в деформированном и недеформированном состоянии

Таблица 1

Table 1

The angles of the blade twist in a deformed and non-deformed state

Номер сечения Section number	Угол крутки, град. Twist angle, deg.			
	Недеформированная лопасть Undeformed blade	Деформированная лопасть Deformed blade		
		$n=4$	$n=6$	$n=8$
1	22,14	22,13	22,12	22,12
2	20,29	20,28	20,27	20,27
3	15,26	15,26	15,25	15,25
4	10,41	10,47	10,46	10,46
5	5,49	5,62	5,62	5,63
6	0,49	0,74	0,78	0,80
7	- 3,77	-3,38	-3,32	-3,29
8	- 7,87	-7,30	-7,18	-7,13
9	-11,35	-10,60	-10,44	-10,37
10	-14,47	-13,55	-13,35	-13,26
11	-16,68	-15,29	-15,33	-15,22
12	-18,92	-17,80	-17,54	-17,42

Максимальные значения изгибающего момента в расчетном сечении

Таблица 2

Table 2

Изгибающий момент Bending moment	Тип расчета Type of analysis				
	Линейный Linear	Нелинейный Nonlinear			
		$n=4$	$n=6$	$n=8$	$n=11$
M_Z	1249	1657	1386	1364	1362

Из табл. 2 видно, что при изменениях числа шагов по нагрузке от 8 до 11 результаты практически не изменяются (изгибающий момент M_Z в расчетном сечении уменьшается на 0,15 %). На этом основании можно установить ориентировочное число шагов для последующих нелинейных расчетов лопастей, равное 8—10.

Из табл. 2 видно также, что нелинейный расчет дает большее по сравнению с линейным расчетное значение момента M_Z .

Наибольший интерес представляет сопоставительный анализ напряжений в расчетном сечении, полученных экспериментально и с помощью линейных и нелинейных расчетов. Эти напряжения приведены в табл. 3. Результат линейного расчета отличается от экспериментального значения на 12 %, в то время как при нелинейном расчете расхождение составляет лишь 4 %.

Максимальные значения напряжений от аэродинамических нагрузок в поле центробежных сил

Таблица 3

Table 3

Maximum values of stresses from aerodynamic loads in the field of centrifugal forces

Напряжения Stresses	Эксперимент Experiment	Линейный расчет Linear analysis	Нелинейный расчет Nonlinear analysis
$\sigma_{z,max}$ (Н/мм ²)	45,0	39,6	43,2

Заключение

Проведенный анализ показывает, что нелинейный расчет лопасти винтовентилятора способом последовательных нагружений позволяет существенно уточнить значения напряжений и деформаций лопасти за сравнительно небольшое число шагов. Метод анализа оказывается, таким образом, достаточно эффективным, и его можно рекомендовать для практических расчетов.

Список литературы

1. Александров В.Г. Справочник авиационного инженера. М.: Транспорт, 1973. 400 с.
2. Тумаркин С.А. Равновесие и колебания закрученных стержней // Труды ЦАГИ. 1937. Вып. 341.
3. Джанелидзе Г.Ю. Соотношения Кирхгофа для естественно скрученных стержней и их приложения // Труды Ленинградского политехнического института им. М.И. Калинина. 1946. № 1.
4. Биргер И.А. Некоторые математические методы решения инженерных задач. М.: Оборонгиз, 1956.

5. Рухадзе А.К. О деформации естественно закрученных стержней. Прикладная математика и механика. 1947. Т. XI. Вып. 5. 1947.

6. Риз П.М. Деформации естественно закрученных стержней // ДАН СССР. 1939. Т. 3. № 4. С. 451.

7. Шорр Б.Ф. Изгибно-крутильные колебания закрученных компрессорных лопаток // Прочность и динамика авиационных двигателей. М.: Машиностроение. 1964. Вып. 1. С. 217—246.

8. Кравчик Н.И., Кравчик Т.Н. Развитие воздушных летательных аппаратов и авиационных двигателей. М.: МАИ, 2002. 100 с.

9. Zienkiewicz O.C., Taylor R.L. The Finite Element for Solid and Structural Mechanics. 6th ed. McGraw-Hill, 2005.

10. Bathe K.J., Wilson E.L. Numerical methods in finite element analysis. New Jersey: Prentice-Hall, 2005.

11. Crisfield M.A. Non-linear finite element analysis of solids and structures. John Wiley & Sons Ltd., 1977.

12. Oden J.T. Finite elements in nonlinear continua. New York: McGraw-Hill Book Company, 1972.

13. MSC NASTRAN2016. Nonlinear User's Guide SOL 400 2016 (MSC Software) P. 790.

14. ANSYS Theory Reference. Release 5.6 1999 (Canonsburg, PA: ANSYS Inc)

15. ABAQUS6.12. Theoretical manual 2012 (DS Simulia)
16. DIANA FEA User's Manual. Release. 2017. 10 (DIANA FEA bv)
17. Siddesha. K.M., Deepak. S.A., Kandagal S.B. Static and Dynamic Analysis of Propeller Blade of Aero Engine // IJRASET. September 2017. Vol. 5. Is. IX. P. 217—221. doi: 10.22214/ijraset.2017.9032
18. Kong C., Park H., Lee K., Choi W. A study on structural design and analysis of composite propeller blade of turboprop for high efficiency and light weight // ECCM 2012 — Composites at Venice, Proceedings of the 15th European Conference on Composite Materials. Venezia, Italy, 2012. P. 24—28.
19. Агапов В.П. Метод конечных элементов в статике, динамике и устойчивости конструкций. М.: Изд-во АСВ, 2005.
20. Александров В.Л. Воздушные винты. М.: Оборонгиз, 1951.
7. Shorr BF. Izgibno-krutil'nye kolebaniya zakruchennykh kompressornykh lopatok [Flexural and torsional vibrations of swirled compressor blades]. In: *Prochnost' i dinamika aviacionnykh dvigatelej [Strength and dynamics of aircraft engines]* (vol. 1). Moscow: Mashinostroenie Publ.; 1964. p. 217—246. (In Russ.)
8. Kravchik NI., Kravchik TN. *Razvitie vozdušnykh letatel'nykh apparatov i aviacionnykh dvigatelej [Development of aircrafts and aircraft engines]*. Moscow: MAI Publ.; 2002. (In Russ.)
9. Zienkiewicz OC., Taylor RL. *The Finite Element for Solid and Structural Mechanics*. 6th ed. McGraw-Hill; 2005.
10. Bathe KJ., Wilson EL. *Numerical methods in finite element analysis*. New Jersey: Prentice-Hall, 2005.
11. Crisfield MA. *Non-linear finite element analysis of solids and structures*. John Wiley & Sons Ltd.; 1977.
12. Oden JT. *Finite elements in nonlinear continua*. New York: McGraw-Hill Book Company; 1972.
13. MSC NASTRAN 2016. *Nonlinear User's Guide SOL 400 2016* (MSC Software). P. 790.
14. ANSYS *Theory Reference*. Release 5.6 1999 (Canonsburg, PA:ANSYS Inc).
15. ABAQUS 6.12. *Theoretical manual 2012* (DS Simulia)
16. DIANA FEA *User's Manual*. Release. 2017. 10 (DIANA FEA bv).
17. Siddesha KM., Deepak SA., Kandagal SB. Static and Dynamic Analysis of Propeller Blade of Aero Engine. *IJRASET*. September 2017;5(IX):217—221. doi: 10.22214/ijraset.2017.9032
18. Kong C, Park H, Lee K, Choi W. A study on structural design and analysis of composite propeller blade of turboprop for high efficiency and light weight. *ECCM 2012 – Composites at Venice, Proceedings of the 15th European Conference on Composite Materials*. Venezia, Italy;2012:24—28.
19. Agapov VP. *Metod konechnykh elementov v statike, dinamike i ustojchivosti konstrukcij [Finite element method in static, dynamic and buckling analysis of structure]*. Moscow: ASV Publ.; 2005. (In Russ.)
20. Alersandrov VL. *Vozduschnyie vinty [Propellers]*. Moscow: Oborongiz Publ.; 1951. (In Russ.)

References

1. Aleksandrov VG. *Spravochnik aviacionnogo inzhenera [Aeronautical Engineer Handbook]*. Moscow: Transport Publ.; 1973. (In Russ.)
2. Tumarkin SA. *Ravnovesie i kolebaniya zakruchennykh sterzhnej [Equilibrium and vibrations of twisted rods]*. *Trudy CAGI*. 1937;341. (In Russ.)
3. Dzhanelidze GYu. *Sootnosheniya Kirzhofa dlya estestvenno skruchennykh sterzhnej i ih prilozheniya [Kirchhoff relations for naturally twisted rods and their applications]*. *Trudy Leningradskogo politekhnicheskogo instituta im M.I. Kalinina*. 1946;1. (In Russ.)
4. Birger IA. *Nekotorye matematicheskie metody resheniya inzhenernykh zadach [Some Mathematical Methods for Solving Engineering Problems]*. Moscow: Oborongiz Publ.; 1956. (In Russ.)
5. Ruhadze AK. *O deformacii estestvenno zakruchennykh sterzhnej [Deformation of naturally twisted rods]*. *Prikladnaya matematika i mekhanika [Journal of Applied Mathematics and Mechanics]*. 1947;XI(5). (In Russ.)
6. Riz PM. *Deformacii estestvenno zakruchennykh sterzhnej [Deformations of naturally twisted rods]*. *Doklady AN SSSR*. 1939;3(4):451. (In Russ.)

Сведения об авторах

Агапов Владимир Павлович, профессор кафедры прикладной механики и математики НИУ МГСУ, доктор технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 2422-0104, Scopus Id: 57197812573; e-mail: agapovpb@mail.ru

Айдемиров Курбан Рабаданович, доцент кафедры сопротивления материалов, теоретической и строительной механики ФГБОУ ВО “ДГТУ”, кандидат технических наук; eLIBRARY SPIN-код: 8167-4343, Scopus Id: 57197808227; e-mail: kyrayd@mail.ru

About the authors

Vladimir P. Agapov, Professor of the Department of Applied Mechanics and Mathematics, MGSU, Doctor of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-код: 2422-0104, Scopus Id: 57197812573; e-mail: agapovpb@mail.ru

Kurban R. Aidemirov, Associate Professor of the Department of Strength of Materials, Theoretical and Structural Mechanics, FSBEI HE “DSTU”, Candidate of Technical Sciences; eLIBRARY SPIN-code: 8167-4343, Scopus Id: 57197808227; e-mail: kyrayd@mail.ru