

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

**Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, Е. В. ДОРОШЕНКО, И. А. ЛАСТИВКА,
И. П. КУДЗИНОВСКАЯ***Национальный авиационный университет, Киев, Украина***ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ КОЛЬЦЕВОГО ВДУВА НА ТЕЧЕНИЕ
В СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА**

В работе представлены результаты оценки эффективности газодинамического воздействия кольцевого вдува на течение в ступени осевого компрессора. Получены результаты численного исследования течения в ступени осевого компрессора с использованием модели турбулентной вязкости SST. Сравнение результатов численного и физического эксперимента показало, что погрешность расчетов параметров течения при моделировании составила 0.09 – 0.83%. Газодинамическое воздействие кольцевого вдува на течение в ступени осевого компрессора позволяет снизить уровень гидравлических потерь в рабочем колесе ξ от 0.085 до 0.048 при значении коэффициента импульса вдува $c_{\mu} = 0.05 \dots 0.08$.

Ключевые слова: моделирование течения, ступень осевого компрессора, газодинамическое воздействие, кольцевой вдув

Введение

Повышение эффективности и обеспечение газодинамической устойчивости компрессоров в широком диапазоне эксплуатационных режимов – проблемы, поставленные практикой и эксплуатацией компрессоров газотурбинных двигателей. Одним из путей решения проблемы повышения эффективности транспортных и стационарных газотурбинных установок, компрессорных и вентиляционных установок является аэродинамическое совершенствование компрессоров. Во всем диапазоне режимов работы компрессоров их эффективность зависит от уровня потерь в проточной части. Вопросы срыва потока в лопаточных венцах на нерасчетных режимах занимают особое место в совершенствовании характеристик компрессоров. Срыв потока в лопаточных венцах ступеней приводит к снижению эффективности компрессора и двигателя в целом. Поток срывается с поверхности лопаток в связи с достижением критических углов атаки. В большинстве случаев срыв возникает в периферийном сечении, а затем по мере уменьшения расхода (увеличения угла атаки) распространяется по всей высоте лопатки. Поэтому одной из основных задач аэродинамического совершенствования лопаточных машин является предотвращение срывного обтекания лопаточных венцов и снижение уровня потерь, обусловленных нерасчетным режимом обтекания лопаток [1].

В практике двигателестроения для решения этой проблемы применяют энергетические методы воздействия на течение в пристенных слоях. Суще-

ствующие методы разделяют на пассивное (турбулизаторы, акустические резонаторы, двухрядны и многорядные лопаточные венцы) и активное управление обтеканием (вдув газа и отсос пограничного слоя).

Среди методов управления обтеканием особый интерес представляет газодинамическое воздействие на поток путем вдува дополнительной массы воздуха в пограничный слой [1]. В работе [2] показаны результаты управления следами за элементами высоконагруженного компрессора путем импульсного вдува. Исследования проводились при числе Маха $M=0.07$. В работе [3] представлены результаты исследования влияния синтетических струй на течение в компрессоре. Показано, что управление пограничным слоем зависит от амплитуды и частоты импульсного вдува. В работе [4] оценивается эффективность использования импульсного и постоянного вдува для обеспечения устойчивой работы компрессора. Показано, что эффективность импульсного вдува выше. В работах [2-4] вдув осуществляется по всей длине лопатки, через специальные отверстия. Это усложняет конструкцию и при реализации требует замены дорогостоящих лопаток компрессора. К тому же использование импульсного вдува усложняет систему автоматического управления.

Результаты исследований, представленных в работах [1-5], свидетельствуют об актуальности проблемы расширения диапазона безотрывного течения в компрессоре газотурбинных двигателей и энергетических установок. С этой целью используются различные методы управления течением в компрессоре. Одним из наименее исследованных

методов обеспечения бесрывного течения в ступенях осевого компрессора являются методы, основанные на газодинамическом воздействии на структуру потока в периферийной части компрессора.

Целью данной работы является оценка эффективности газодинамического воздействия кольцевого вдува на течение в ступени осевого компрессора.

1. Метод исследования

Исследование течения в ступени компрессора было выполнено с помощью численного моделирования.

Для проведения исследований с использованием 3D модели ступени компрессора была построена неструктурированная адаптивная расчетная сетка, состоящая из 2.013 млн. ячеек. Для корректного использования условия периодичности расчетная область каждого лопаточного венца состояла из одной лопатки и межлопаточного канала. Расчет турбулентного течения производился путем численного расчета осредненных уравнений Навье-Стокса. Уравнения замыкались моделью турбулентной вязкости SST. Выбрана расчетная схема второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка.

Достоверность полученных результатов обеспечивалась использованием апробированных методик теории лопаточных машин [1], и подтверждалась хорошим согласованием расчетов с данными физических экспериментов [5].

2. Результаты исследования

Объект исследования – ступень осевого компрессора (рис. 1). Ступень состояла из входного направляющего аппарата (30 лопаток), рабочего колеса (24 лопатки), направляющего аппарата (24 лопатки). Ступень смоделирована с геометрическими параметрами, аналогичными ступени Д-1 [6]. Для исследования характеристики ступени выбрана частота вращения 8154 об/мин. Осевая скорость на входе 90 – 150 м/с.

По результатам исследования построена характеристика ступени в виде зависимости степени повышения давления π от коэффициента скорости λ_c (рис. 2).

Степень повышения давления рассчитывалась по формуле:

$$\pi = \frac{p_2^*}{p_1^*}, \quad (1)$$

где p_1^* – среднее значение полного давления на

входе в ступень, p_2^* – среднее значение полного давления на выходе из ступени. Осреднение параметров потока осуществлялось по принципу среднемассового осреднения по радиусу.

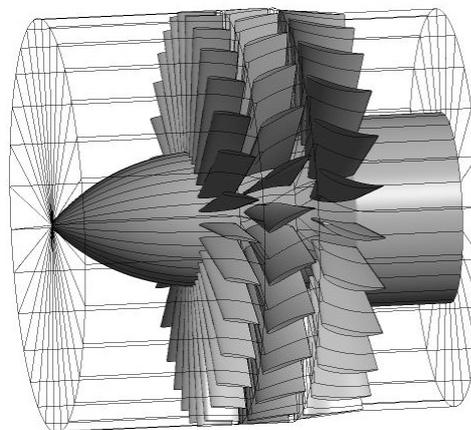


Рис. 1. Ступень осевого компрессора

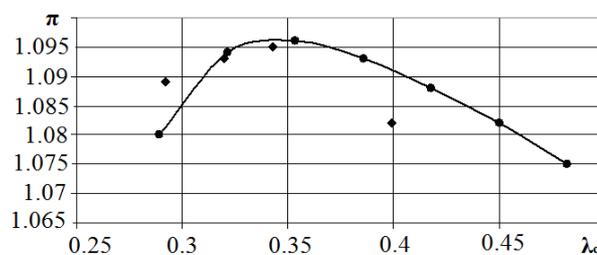


Рис. 2. Характеристика ступени осевого компрессора

Коэффициент скорости определялся по соотношению:

$$\lambda_c = \frac{c}{a}, \quad (2)$$

где c – осевая скорость потока на входе, a – скорость звука.

Линией с точками обозначены результаты, полученные путем численного моделирования течения. Точками обозначены данные физического эксперимента [5].

Сравнение результатов численного и физического эксперимента показало, что погрешность расчетов течения при моделировании составила 0.09 – 0.83%.

Снижение степени повышения давления наблюдается при осевой скорости на входе меньше 100 м/с и при 130-150 м/с. Это объясняется изменением угла атаки потока на входе в рабочее колесо, вследствие чего происходит нарастание пограничного слоя на поверхностях лопаток и может образоваться срыв потока. Срывное течение наблю-

дается в периферийной зоне при осевой скорости на входе меньше 100 м/с. Это может проиллюстрировать векторное поле скоростей (рис. 3) при осевой скорости на входе 100 м/с.

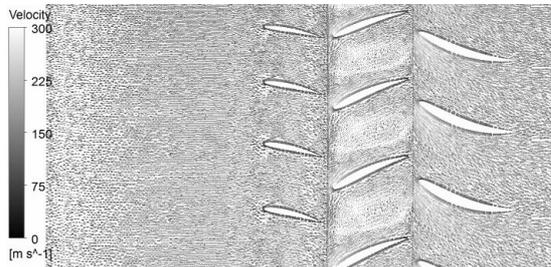


Рис. 3. Векторное поле скоростей

При безотрывном обтекании лопаток рабочего колеса за ними образуются вихревые следы, которые являются причиной периодической неравномерности потока. Срывной режим обтекания лопаток рабочего колеса вызывает появление неоднородности в периодической неравномерности потока и инициирует появление зон кольцевого срыва. Одна из задач аэродинамического совершенствования компрессоров заключается в разработке методов снижения уровня потерь, обусловленных наличием вихрей и срывных зон в лопаточных венцах компрессоров. Основной причиной возникновения кольцевого и вращающегося срыва при уменьшении расхода является увеличение углов атаки в лопаточных венцах.

В работе рассматривается возможность снижения уровня потерь, вызванных наличием срыва потока, с помощью газодинамического воздействия на поток. Газодинамическое воздействие на течение в ступени осевого компрессора осуществлялось с помощью кольцевого вдува перед рабочим колесом. Вдув дополнительной массы воздуха производился по окружности на периферии через канал под углом $\gamma=2^\circ$. Схему кольцевого вдува представлено на рис. 4.

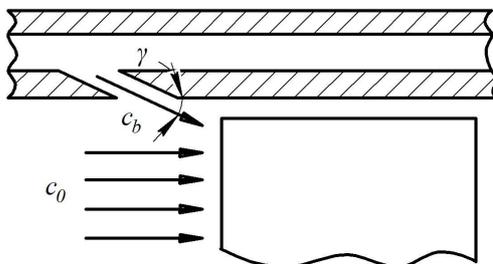


Рис. 4. Схема кольцевого вдува

Скорость потока при вдуве изменялась в диапазоне 50 м/с...325 м/с. Эффективность использования

газодинамического воздействия кольцевым вдувом рассматривалась для срывного режима работы при осевой скорости на входе 90 м/с.

Для оценки эффективности газодинамического управления по результатам расчета была построена зависимость степени повышения давления от коэффициента импульса вдува (рис. 5). Коэффициент импульса вдува определялся как

$$c_{\mu} = \frac{\rho_B c_B^2 F_{\text{щ}} \cos \gamma}{\rho_0 c_0^2 F_0}, \quad (3)$$

где ρ_B – плотность воздуха на выходе из щели, ρ_0 – плотность воздуха в основном потоке, $F_{\text{щ}}$ – площадь сечения на выходе из щели, F_0 – площадь сечения на входе в РК, c_B – скорость потока воздуха на выходе из щели, c_0 – скорость потока воздуха в основном потоке на входе в РК.

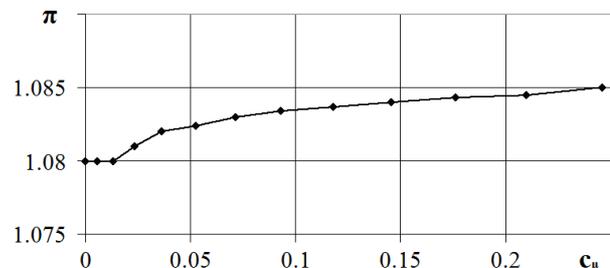


Рис. 5. Зависимость степени повышения давления в ступени от коэффициента импульса вдува

Для режима работы ступени при осевой скорости на входе 90 м/с при отсутствии газодинамического воздействия степень повышения давления в ступени равна 1.08. Эффективность газодинамического воздействия наблюдается при коэффициенте импульса вдува выше $c_{\mu}=0.025$, при этом степень повышения давления возрастает до 1.085. При коэффициенте импульса вдува до $c_{\mu}=0.025$ степень повышения давления не меняется.

Кольцевой вдув внутри канала приводит к перераспределению энергии внутри пограничного слоя в периферийной части рабочего колеса. Увеличение осевой скорости, вызванное газодинамическим воздействием на пограничный слой, приводит к росту коэффициента расхода, что вызывает уменьшение угла атаки рабочих лопаток, и как следствие бессрывному обтеканию.

Газодинамическое воздействие при оптимальной скорости вдува уменьшает неоднородность потока на выходе из рабочего колеса. На рис. 6 и 7 показаны картины обтекания без газодинамического воздействия и с газодинамическим воздействием.

Применение кольцевого вдува перед рабочим колесом позволяет снизить уровень гидравлических потерь в рабочем колесе.

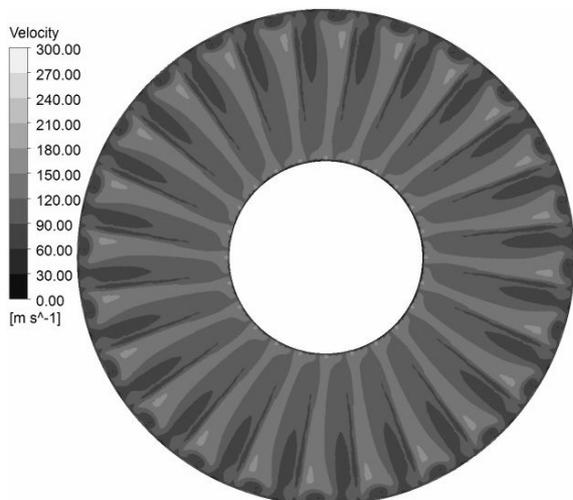


Рис. 6. Поле скоростей на выходе из РК

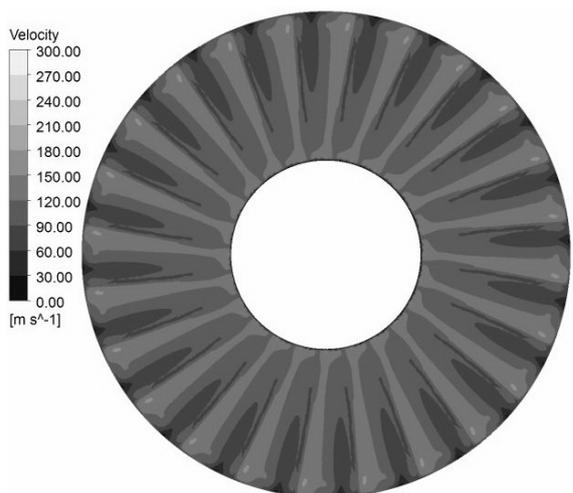


Рис. 7. Поле скоростей на выходе из РК с газодинамическим воздействием кольцевым вдувом

На рис. 8 представлены результаты расчетов уровня потерь в рабочем колесе для разного коэффициента импульса вдува.

Коэффициент потерь полного давления в РК рассчитывался по следующей формуле:

$$\xi = \frac{p_1^* - p_2^*}{\frac{\rho_0 w_m^2}{2}}, \quad (4)$$

где p_1^* и p_2^* – средние значения полного давления в относительном движении на входе и выходе РК, w_m – средняя относительная скорость потока в РК.

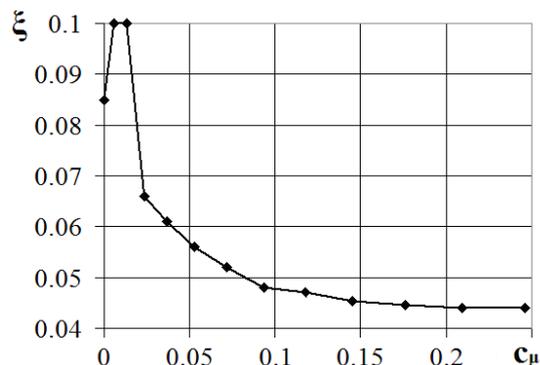


Рис. 8. Зависимость потерь полного давления РК от коэффициента импульса вдува

Эффективное использование кольцевого вдува позволяет снизить коэффициент потерь полного давления в рабочем колесе почти в два раза - от 0.085 до 0.044. Однако при вдуве с коэффициентом импульса вдува меньше $c_\mu = 0.025$ наблюдается обратный эффект, потери возрастают. Это можно объяснить тем, что при малых скоростях струя выдуваемого воздуха не может преодолеть осевого положительного градиента давления. При коэффициенте импульса вдува больше $c_\mu = 0.025$ наблюдается положительный эффект газодинамического воздействия на поток в периферийной части ступени. При коэффициенте скорости в диапазоне $c_\mu = 0.025 \dots 0.095$ коэффициент потерь снижается до 0.06...0.48. При коэффициенте импульса вдува $c_\mu = 0.095 \dots 0.025$ коэффициент потерь снижается до 0.048...0.044. Таким образом, коэффициент импульса вдува $c_\mu = 0.095$ можно считать достаточным для обеспечения эффективного газодинамического воздействия кольцевым вдувом на течение в рабочем колесе ступени компрессора.

Газодинамическое управление обтеканием дает возможность улучшить внутреннюю аэродинамику ступени компрессора. Вдув газа через кольцевой канал значительно повышает устойчивость течения в пограничном слое. При помощи газодинамического воздействия в пограничный слой добавляется дополнительная энергия, которая способствует безотрывному обтеканию.

Управление пограничным слоем позволяет уменьшить срыв потока и снизить уровень неоднородности потока на выходе из рабочего колеса. Таким образом, газодинамическое воздействие кольцевым вдувом на поток в ступени осевого компрессора позволяет расширить диапазон бесрывного обтекания.

Заключение

Получены результаты исследования течения в ступени осевого компрессора с моделью турбулентной вязкости SST. Сравнение результатов численного и физического эксперимента показало, что погрешность расчетов параметров течения при моделировании составила 0.09 – 0.83%. Срывное течение наблюдается в периферийной зоне при осевой скорости на входе меньше 100 м/с. Результаты исследования показали, что использование кольцевого вдува позволяет увеличить степень повышения давления до значения, близкого к расчетному режиму.

Газодинамическое воздействие кольцевого вдува та течение в ступени осевого компрессора позволяет снизить уровень гидравлических потерь в рабочем колесе ξ от 0.085 до 0.048 при значении коэффициента импульса вдува $c_{\mu}=0.05\dots 0.08$.

Газодинамическое воздействие на пограничный слой позволяет уменьшить срыв потока и снизить уровень неоднородности потока на выходе из рабочего колеса. Применение газодинамического воздействия кольцевого вдува в ступени осевого компрессора с оптимальными параметрами вдува позволяет расширить диапазон бессрывного обтекания.

Литература

1. Терещенко, Ю. М. *Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М. : Машиностроение, 1987. – 168 с.*
2. *Closed-loop active flow control of a non-steady flow field in a highly-loaded compressor cascade [Text] / M. Staats, W. Nitsche, S. J. Steinberg at al. // CEAS Aeronaut. J. – 2017. – № 8 (1). – P. 197–208. doi : 10.1007/s13272-016-0232-1.*
3. *Numerical investigation on effectiveness of flow separation control in two-dimensional high-load*

compressor cascade by synthetic jet [Text] // S. Wang, L. Cai, X. Zhou at al. // Journal of Thermal Science. – 2012. – № 21 (5). – P. 441–446. doi: 10.1007/s11630-012-0566-x.

4. *Experimental investigation of high-pressure pulsed blowing for dynamic stall control [Text] // A. D. Gardner, K. Richter, H. Mai at al. // CEAS Aeronautical Journal. – 2014. – № 5 (2). – P. 185–198. doi : 10.1007/s13272-014-0099-y.*

5. Свечников, В. С. *Аэродинамические характеристики ступени осевого компрессора [Текст] / В. С. Свечников, А. Б. Кириллов. – М. : ЦАГИ, 1958. – 94 с.*

References

1. Tereshhenko, Ju. M. *Ajerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnyh apparatov kompressorov [Aerodynamic improvement of compressor blade rows]. Moscow, Engineering Publ., 1987. 168 p.*
2. Staats, M., Nitsche, W., Steinberg, S. J., King R. Closed-loop active flow control of a non-steady flow field in a highly-loaded compressor cascade. *CEAS Aeronaut. J.*, 2017, no. 8 (1), pp. 197–208. doi: 10.1007/s13272-016-0232-1.
3. Wang, S., Cai, L., Zhou, X., Lu, Sh. Numerical investigation on effectiveness of flow separation control in two-dimensional high-load compressor cascade by synthetic jet. *Journal of Thermal Science*, 2012, no. 21 (5), pp. 441–446. doi: 10.1007/s11630-012-0566-x.
4. Gardner, A. D., Richter, K., Mai, H., Neuhaus D. Experimental investigation of high-pressure pulsed blowing for dynamic stall control. *CEAS Aeronautical Journal*, 2014, no. 5 (2), pp. 185–198. doi: 10.1007/s13272-014-0099-y.
5. Svechnikov, V. S., Kirillov, A. B. *Ajerodinamicheskie harakteristiki stupeni oseвого kompressora [Aerodynamic characteristics of axial compressor stage]. Moscow, CAGI Publ., 1958. 94p.*

Поступила в редакцию 31.05.2017, рассмотрена на редколлегии 8.06.2017

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии аэропортов А. А. Тамаргазин, Национальный авиационный университет, Киев.

ГАЗОДИНАМІЧНА ДІЯ КІЛЬЦЕВОГО ВДУВУ НА ТЕЧІЮ В СТУПЕНІ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

Ю. М. Терещенко, К. В. Дорошенко, І. О. Ластівка, І. П. Кудзінювська

В роботі представлено результати оцінки ефективності газодинамічної дії кільцевого вдуву на течію в ступені осьового компресора. Отримано результати чисельного дослідження течії в ступені осьового компресора з використанням моделі турбулентної в'язкості SST. Порівняння результатів чисельного і фізичного експерименту показало, що похибка розрахунків параметрів течії при моделюванні склала 0.09 – 0.83%. Газодинамічна дія кільцевого вдуву на течію в ступені осьового компресора дозволяє знизити рівень гідрав-

лічних втрат в робочому колесі ξ від 0.085 до 0.048 при значенні коефіцієнта імпульсу вдуву $c_\mu = 0.05 \dots 0.08$.

Ключеві слова: моделювання течії, ступінь осьового компресора, газодинамічна дія, кільцевий вдув.

GAS-DYNAMIC EFFECT BY ANNULAR BLOWING ON FLOW IN AXIAL COMPRESSOR STAGE

Yu. M. Tereshchenko, K. V. Doroshenko, I. A. Lastivka, I. P. Kudzinovs'ka

The paper presents the results of an evaluation of the efficiency of the gas-dynamic effect by annular blowing on the flow in the axial compressor stage. The results of numerical investigation of the flow in the axial compressor stage are obtained using of the turbulent model SST. A comparison of the results of numerical and physical experiments showed that the error in calculating of the flow parameters during simulation was 0.09 – 0.83%. The gas-dynamic effect by annular blowing on the flow in the axial compressor stage the level of hydraulic losses in the rotor ξ from 0.085 to 0.048 with the value of the coefficient of impulse blowing $c_\mu = 0.05 \dots 0.08$.

Keywords: flow modeling, axial compressor stage, gas-dynamic effect, annular blowing.

Терешенко Юрий Матвеевич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: Terj@nau.edu.ua.

Дорошенко Екатерина Викторовна – канд. техн. наук, доцент кафедры авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: Kiki_ua@ukr.net.

Ластивка Иван Алексеевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедры высшей математики, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: Iola@nau.edu.ua.

Кудзиновская Инна Павловна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры высшей математики, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: kudzinovskaya@ukr.net.

Tereshchenko Yuriy Matveevich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Department of aviation engine, National Aviation University, Kiev, Ukraine, e-mail: Terj@nau.edu.ua.

Doroshenko Ekaterina Victorovna – PhD, Assistant of Professor of Department of aviation engine, National Aviation University, Kiev, Ukraine, e-mail: Kiki_ua@ukr.net.

Lastivka Ivan Alekseevich – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department of higher mathematics, National Aviation University, Kiev, Ukraine, e-mail: Iola@nau.edu.ua.

Kudzinovs'ka Inna Pavlovna – PhD, Assistant of Professor of Department of higher mathematics, National Aviation University, Kiev, Ukraine, e-mail: kudzinovskaya@ukr.net.