

## АВІАЦІЙНА ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 629.735

**Шмельов Ю.М.**

Кременчуцький льотний коледж Національного авіаційного університету

**Владов С.І.**

Кременчуцький льотний коледж Національного авіаційного університету

**Клімова Я.Р.**

Кременчуцький льотний коледж Національного авіаційного університету

### МОДЕЛЮВАННЯ ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ, ЩО ПРОТІКАЮТЬ У ДВИГУНІ ВЕРТОЛЬОТУ МІ-8МТВ

*У роботі проведено чисельне моделювання газодинамічних процесів, що протікають у турбовальному двигуні вертольота Мі-8МТВ. Застосовано чисельні рішення рівняння Нав'є-Стокса, що описують турбулентні газодинамічні потоки у перетині порожнини двигуна. Отримано просторово-часовий розподіл складових частин швидкості потоку в перетинах двигуна та часовий розподіл кінетичної енергії. Отримані показники є інформативними критеріями діагностування стану авіаційного двигуна. Підтверджено раніше отримані докази виникнення звуку при дозвуковому обтіканні різних заглиблень на лопатях і у фюзеляжі вертольота.*

**Ключові слова:** авіаційний двигун, газодинамічний потік, рівняння Нав'є-Стокса, турбулентний потік, інформаційний критерій діагностування.

**Постановка проблеми.** Надійність роботи авіаційного турбовального двигуна ТВ3-117, який встановлений на вертольоті Мі-8МТВ, є одним з основних його параметрів, так як визначає безпеку польоту вертольота [1].

Розроблення методів побудови оптимальних алгоритмів діагностування технічного стану авіаційного турбовального двигуна, що вимагають мінімальних витрат на їх реалізацію, диктується необхідністю збільшення продуктивності праці на окремих операціях діагностування, скорочення часу виявлення несправностей у процесі застосування двигуна за призначенням для підвищення безпеки польоту вертольота, скорочення часу пошуку й усунення несправностей.

Однією з проблем, що стоїть при розробленні систем діагностування, є отримання достовірної інформації про технічний стан досліджуваного об'єкта. Якщо раніше вважалося, що збір інформації про технічний стан авіаційного двигуна повинен проводитися у наземних умовах при його

роботі за спеціальними програмами, то сьогодні основна увага приділяється збиранню діагностичної інформації безпосередньо в польоті, тобто у процесі застосування двигуна за призначенням.

Нааявність достовірних статистичних даних значно розширює можливості ефективної організації процесів діагностування. Збирання таких даних можливе тільки шляхом застосування вбудованих апаратних засобів діагностування, які забезпечують високу точність вимірювань і автоматичний їх запис. Тільки при цьому гарантується достовірність результатів діагностування, яка зводить до мінімуму вплив суб'єктивних факторів і спрощує статистичне оброблення результатів.

Одним із джерел отримання таких даних є результати моделювання фізичних процесів, що відбуваються усередині досліджуваного об'єкта. За результатами моделювання відбувається статистичне оброблення даних, визначаються статистичні показники, за якими проводиться висновок щодо поточного стану досліджуваного

об'єкта. Таким чином, математичне моделювання процесів, що відбуваються у двигуні вертольота Мі-8МТВ, є актуальним науково-практичним завданням, розв'язок якого дозволить отримати значення фізичних величин, які є діагностично-важливими показниками для контролю і прогнозування стану двигуна.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** Проблематика діагностування технічного стану авіаційних двигунів широко розкрита у роботах проф. Дмитрієва С.О. [2–4], у яких описано методи оптимізації технічного обслуговування авіаційної техніки, зокрема авіаційних двигунів, за допомогою інформаційно-керуючих систем. Також значний внесок у розвиток методів діагностування за інформаційними критеріями вніс проф. О.Ф. Машошин [5–7], який у своїх роботах застосував різні методики визначення несправностей авіаційної техніки, зокрема авіаційних двигунів, за інформаційними критеріями. Таким чином, результати моделювання процесів, що протікають в авіаційному двигуні, поряд із розробленими методами діагностування авіаційної техніки, дозволять розробити інформаційно-керуючу систему, головним завданням якої буде знаходження відхилень у роботі авіаційного двигуна вертольота Мі-8МТВ у реальному часі, своєчасне виявлення яких значно підвищить якість його експлуатації та безпеку польоту літального апарату.

**Постановка завдання.** Метою роботи є моделювання газодинамічних процесів, що протікають у двигуні вертольота Мі-8МТВ, за результатами яких можливим є розроблення інформаційно-керуючої системи діагностування та прогнозування стану авіаційного двигуна вертольота Мі-8МТВ.

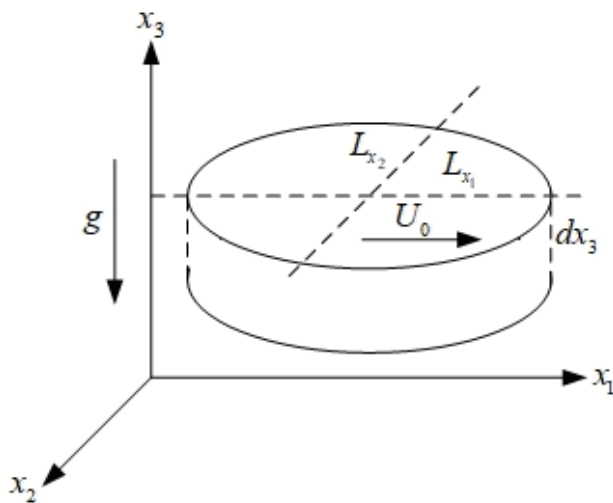


Рис. 1. Геометрія руху газодинамічного потоку

**Виклад основного матеріалу.** Передбачається, що в процесі роботи двигуна вертольота Мі-8МТВ виконуються фундаментальні закони збереження енергії, маси, імпульсу тощо. Тоді рівняння Нав'є-Стокса, що описує рух стискаючого теплопровідного газу, буде мати такий вигляд [8]:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} = \frac{\partial \mathbf{F}_1}{\partial x_1} + \frac{\partial \mathbf{F}_2}{\partial x_2} + \frac{\partial \mathbf{F}_3}{\partial x_3} = 0, \quad (1)$$

де  $\mathbf{F}_j = \mathbf{F}_j(\mathbf{U}, U_{x_1}, U_{x_2}, U_{x_3})$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_{x_1} \\ \rho u_{x_2} \\ \rho u_{x_3} \\ E \end{pmatrix}; \quad \mathbf{F}_1 = \begin{pmatrix} \rho u_{x_1} \\ \rho u_{x_1}^2 + p - \Pi_{x_1 x_1} \\ \rho u_{x_1} u_{x_2} - \Pi_{x_1 x_2} \\ \rho u_{x_1} u_{x_3} - \Pi_{x_1 x_3} \\ (E + p)u_{x_1} - q_{x_1} \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{F}_2 = \begin{pmatrix} \rho u_{x_2} \\ \rho u_{x_1} u_{x_2} - \Pi_{x_1 x_2} \\ \rho u_{x_2}^2 + p - \Pi_{x_2 x_2} \\ \rho u_{x_2} u_{x_3} - \Pi_{x_2 x_3} \\ (E + p)u_{x_2} - q_{x_2} \end{pmatrix}; \quad \mathbf{F}_3 = \begin{pmatrix} \rho u_{x_3} \\ \rho u_{x_1} u_{x_3} - \Pi_{x_1 x_3} \\ \rho u_{x_2} u_{x_3} - \Pi_{x_2 x_3} \\ \rho u_{x_3}^2 + p - \Pi_{x_3 x_3} \\ (E + p)u_{x_3} - q_{x_3} \end{pmatrix};$$

де  $\rho$  – густина;  $\mathbf{u} = (u_{x_1}, u_{x_2}, u_{x_3})$  – вектор швидкості;  $p$  – тиск;  $E = \rho \varepsilon + \rho \frac{\mathbf{u}^2}{2}$  – повна енергія одиниці об'єму;  $\varepsilon$  – внутрішня енергія одиниці маси.

Система (1) виражає закон збереження маси (перше рівняння системи), імпульсу (2–4 рівняння) і енергії (останнє рівняння системи). В узагальненому вигляді рівняння Нав'є-Стокса не має кінцевого розв'язку. Сьогодні існуючі розв'язки рівняння Нав'є-Стокса можливо лише отримати за певними початковими і граничними умовами, які конкретизують його застосування при описі того чи іншого динамічного процесу.

Для моделювання двовимірного нестационарного руху газодинамічного потоку рівняння Нав'є-Стокса представляється у декартових координатах для двовимірного випадку у вигляді [9]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial j_{m_{x_1}}}{\partial x_1} + \frac{\partial j_{m_{x_2}}}{\partial x_2} = 0; \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u_{x_1})}{\partial t} + \frac{\partial(j_{m_{x_1}} u_{x_1})}{\partial x_1} + \frac{\partial(j_{m_{x_2}} u_{x_1})}{\partial x_2} + \frac{\partial p}{\partial x_1} = \frac{\partial \Pi_{x_1 x_1}}{\partial x_1} + \frac{\partial \Pi_{x_2 x_1}}{\partial x_2}; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho u_{x_2})}{\partial t} + \frac{\partial(j_{m_{x_1}} u_{x_2})}{\partial x_1} + \frac{\partial(j_{m_{x_2}} u_{x_2})}{\partial x_2} + \frac{\partial p}{\partial x_2} = \frac{\partial \Pi_{x_1 x_2}}{\partial x_1} + \frac{\partial \Pi_{x_2 x_2}}{\partial x_2}; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial(j_{m_{x_1}} H)}{\partial x_1} + \frac{\partial(j_{m_{x_2}} H)}{\partial x_2} + \frac{\partial q_{x_1}}{\partial x_1} + \frac{\partial q_{x_2}}{\partial x_2} = \\ = \frac{\partial}{\partial x_1} (\Pi_{x_1 x_1} u_{x_1} + \Pi_{x_1 x_2} u_{x_2}) + \frac{\partial}{\partial x_2} (\Pi_{x_2 x_1} u_{x_1} + \Pi_{x_2 x_2} u_{x_2}); \end{aligned} \quad (5)$$

причому система декартових координат визначена таким чином, щоб вісь  $x_3$  була спрямована проти напрямку вектора прискорення вільного падіння (рис. 1), а рельєф поверхні описується рівнянням  $x_3 = r(x_1; x_2)$  [10].

Оскільки відомо, що в газодинамічному потоці має місце явище турбулентності, то застосуємо систему рівнянь Нав'є-Стокса у формі [10]:

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial t} + (\mathbf{v}\nabla)u = \nu\nabla^2 u + \frac{1}{\rho_0} \nabla_{x_1}(\mu_T(\nabla\mathbf{v})); \\ \frac{\partial w}{\partial t} + (\mathbf{v}\nabla)w = \nu\nabla^2 w + \frac{1}{\rho_0} \nabla_{x_2}(\mu_T(\nabla\mathbf{v})); \end{cases} \quad (6)$$

у якій покладається, що всі функції залежать від часу і двох координат  $u = u(t, x_1, x_2)$ ,  $w = w(t, x_1, x_2)$ ,  $v = v(u, 0, w)$ . Початкові та межові умови задачі про рух газодинамічного потоку в циліндровій порожнині  $0 \leq x_1 \leq L_{x_1}$ ,  $0 \leq x_2 \leq L_{x_2}$  при заданій швидкості зовнішнього потоку  $\mathbf{v}_0(t, x_1)$  на верхній межі порожнини представляються у вигляді:

$$\begin{cases} u(0, x_1, x_2) = 0; w(0, x_1, x_2) = 0; 0 \leq x_1 \leq L_{x_1}; 0 \leq x_2 \leq L_{x_2}; \\ u(t, 0, x_2) = u(t, L_{x_1}, x_2) = 0; w(t, 0, x_2) = w(t, L_{x_1}, x_2) = 0; \\ u(t, x_1, 0) = 0; w(t, x_1, 0) = 0; \\ u(t, x_1, L_{x_2}) = u_0(t, x_1); w(t, x_1, L_{x_2}) = w_0(t, x_1). \end{cases} \quad (7)$$

Для розрахунків використано такі функції, що описують рух газодинамічного потоку у двовимірній порожнині:

$$\begin{cases} u_0 = U_0(1 - e^{-t}) \tanh(kx) \tanh(k(L_{x_1} - x)); \\ w_0 = 0. \end{cases} \quad (8)$$

Така форма профілю вибирається з міркувань узгодження початкових і граничних умов (7).

Число Рейнольдса завдання (6) – (8) визначається за формулою  $Re = \frac{L_{x_1} U_0}{\nu}$ . У численних розрахунках вважалося, що  $U_0 = 1$ ,  $k = 100$ , хоча форма профілю практично не впливає на рух у порожнині вже при  $k \approx 10$  [10].

Таким чином, параметрами завдання є розміри порожнини і дві в'язкості, що фігурують у моделі (6). Для опису еволюції руху газодинамічного потоку в порожнині використовується інтеграл енергії [10]:

$$E_k(t) = \frac{1}{2} \int_0^{L_{x_1}} \int_0^{L_{x_2}} (u^2 + w^2) dx_1 dx_2. \quad (9)$$

Тиск у цій моделі визначається за формулою [10]:

$$P = P_0 - \mu_T \nabla \mathbf{v}; \quad (10)$$

де  $\mu_T = \frac{\rho c_s^2}{\alpha \omega_0}$  – параметр, що характеризує в'язкість у турбулентному потоці;  $\alpha$ ,  $\omega_0$ ,  $P_0$  – деякі

параметри, які можуть бути визначені для потоку в цілому, які визначаються з узагальненого критерію регуляризації потоку  $\frac{dP}{dt} = \alpha \omega_0 (P - P_0)$ ;  $c_s$  – швидкість звуку [10].

На рис. 2 представлено результати моделювання газодинамічного потоку у круговій порож-

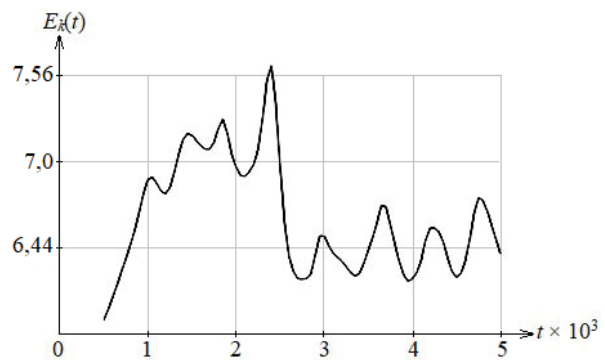
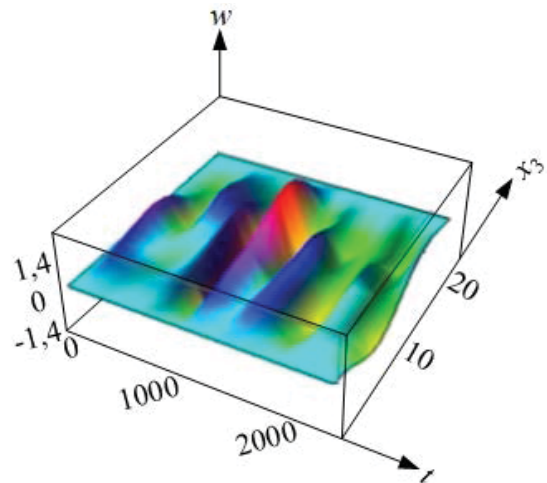
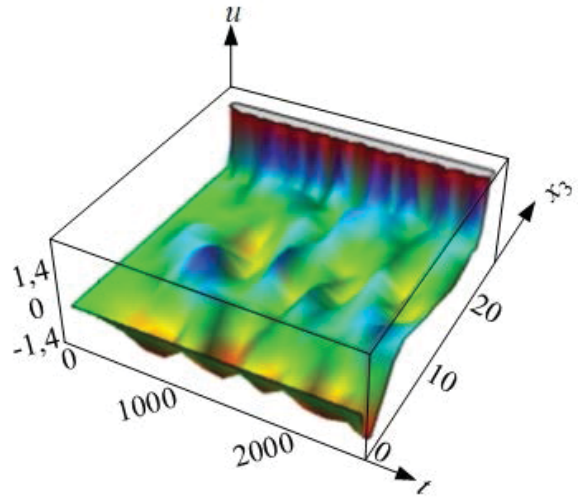


Рис. 2. Турбулентний газодинамічний потік у круговій порожнині: просторово-часовий розподіл складових швидкості потоку у перетині  $x_1 = \frac{L_{x_1}}{2}$  і залежність кінетичної енергії потоку від часу

нині з числом Рейнольдса  $Re = 9,5 \cdot 10^6$  й з параметрами в'язкості  $\nu = 3,12 \cdot 10^6$  та  $\frac{\mu_T}{\mu} = 3,3 \cdot 10^4$ . Ці показники відповідають перебуванню вертольота на висоті 4000 м. Із наведених даних випливає, що у разі прискорення зовнішнього потоку у порожнині формується нестационарний вихро-

вий потік, який характеризується незгасаючим згодом інтегралом енергії.

Для побудови наведених графіків (рис. 2) використовувались такі параметри моделі  $L_{x_1} = 20$ ,  $L_{x_2} = 20$ ,  $U_0 = 1$ ,  $k = 100$ ,  $\nu = 3,12 \cdot 10^6$ ,  $\frac{\mu_T}{\mu} = 3,3 \cdot 10^4$ .

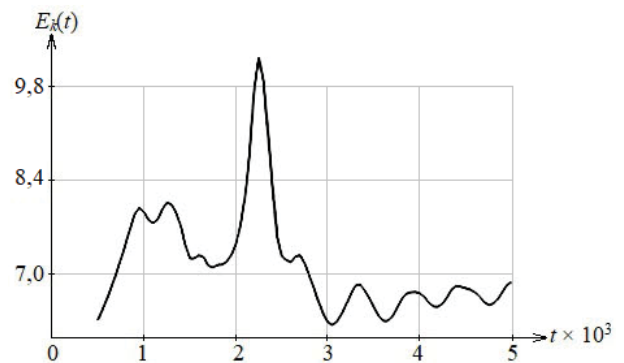
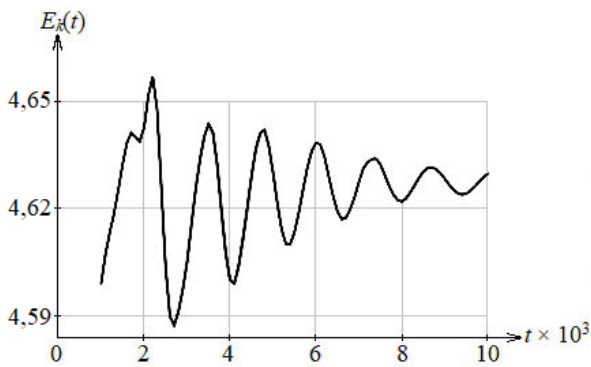
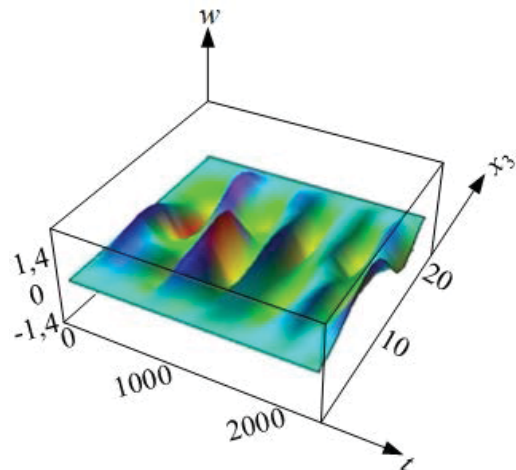
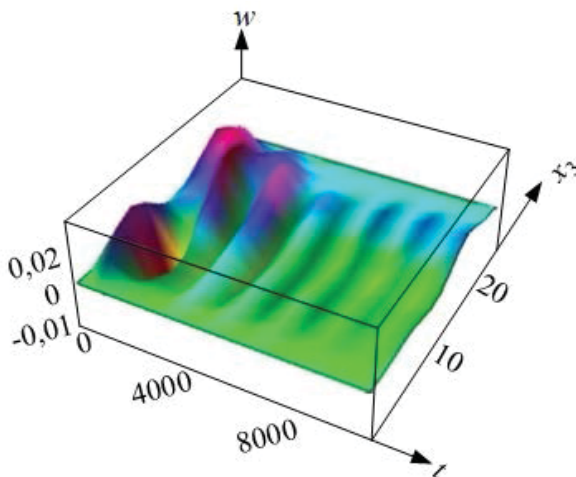
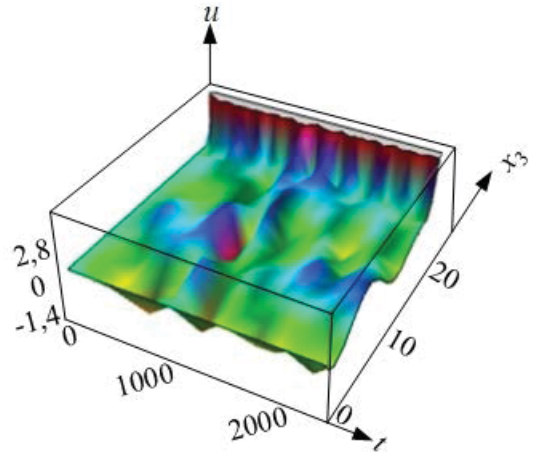
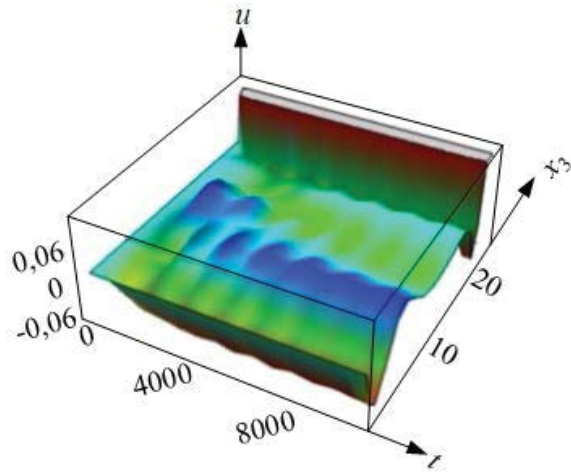


Рис. 3. Згасання коливань параметрів турбулентного газодинамічного потоку у круговій порожнині: просторово-часовий розподіл складових швидкості потоку у перетині  $x_1 = \frac{L_{x_1}}{2}$  і залежність кінетичної енергії потоку від часу

Рис. 4. Турбулентний газодинамічний потік у круговій порожнині: просторово-часовий розподіл складових швидкості потоку у перетині  $x_1 = \frac{L_{x_1}}{2}$  і залежність кінетичної енергії потоку від часу

Із наведених на рис. 2 даних, можемо свідчити, що структура газодинамічного потоку у порожнині визначається великими вихорами, які взаємодіють між собою, створюють коливання параметрів течії, включаючи тиск. Такі коливання параметрів у порожнині при відомих умовах резонансу можуть призводити до генерації звуку.

Проблема генерації звуку в турбулентних потоках і збудження турбулентності звуком розглядалася в роботах [11–13]. Модель турбулентного газодинамічного потоку в порожнині (6) – (8) дозволяє пояснити виникнення звуку при дозвуковому обтіканні різних заглиблень на лопатях і у фюзеляжі вертольоту.

Параметри коливань у порожнині істотно залежать від величини турбулентної в'язкості, зокрема при зменшенні турбулентної в'язкості на порядок, при збереженні всіх інших початкових даних у моделі (6)–(8), коливання параметрів потоку в порожнині загасають згодом, як наведено на рис. 3.

Для побудови наведених графіків (рис. 3) використовувались наступні параметри моделі  $L_{x1} = 20$ ,  $L_{x2} = 20$ ,  $U_0 = 1$ ,  $k = 100$ ,  $\nu = 3,12 \cdot 10^6$ ,  $U_0 = 1$ ,  $k = 100$ ,  $\nu = 3,12 \cdot 10^6$ ,  $\frac{\mu_T}{\mu} = 3,3 \cdot 10^3$ .

Така поведінка пояснюється тим, що амплітуда швидкості потоку і кінетична енергія зростають при збільшенні турбулентної в'язкості, що безпосередньо впливає з порівняння графіків, наведених на рис. 2 і 3. Таке збільшення швидкості у більш в'язкому, на перший погляд, потоці пояснюється тим, що турбулентна в'язкість у відносних одиницях є великим за величиною параметром у моделі (6), тим самим створюються

умови для порушення коливань швидкості великої амплітуди.

Підвищення турбулентної в'язкості у півтора рази призводить пропорційного збільшення кінетичної енергії потоку в порожнині (рис. 4). Однак подальше підвищення турбулентної в'язкості призводить до розвитку чисельної нестійкості, що пояснюється замкнутим характером газодинамічного потоку в порожнині в моделі (6)–(8).

Для побудови наведених графіків (рис. 4) використовувались такі параметри моделі  $L_{x1} = 20$ ,  $L_{x2} = 20$ ,  $U_0 = 1$ ,  $k = 100$ ,  $\nu = 3,12 \cdot 10^6$ ,  $\frac{\mu_T}{\mu} = 7 \cdot 10^4$ .

**Висновки.** У цій роботі проведено моделювання газодинамічних процесів, що протікають у двигуні вертольота Мі-8МТВ із застосуванням модифікацій рівнянь Нав'є-Стокса для аналітичного опису турбулентних процесів, що дозволило отримати графіки просторово-часового розподілу складових швидкості потоку й залежності кінетичної енергії потоку від часу, які є інформаційно-діагностичними показниками двигуна вертольота Мі-8МТВ, оскільки за наявності несправностей у двигуні, характер газодинамічного потоку буде змінюватись, що відобразиться на отриманих графіках розподілів. Перспективою розвитку є розроблення інформаційно-керуючої системи діагностування та прогнозування стану двигуна вертольота Мі-8МТВ, одна із складових частин якої базуватиметься на отриманих залежностях. Також у роботі аналітично доведено раніше отримані викладки щодо виникнення звуку при дозвуковому обтіканні різних заглиблень на лопатях і у фюзеляжі вертольота, що підтверджує адекватність отриманих результатів.

#### Список літератури:

1. Кеба И. В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. Москва : Транспорт, 1980. С. 3–21.
2. Дмитрієв С.О., Попов О.В., Попов Д.В., Арістов Г.О. Інформаційні технології забезпечення конструктивно-експлуатаційних властивостей повітряних суден та авіаційних двигунів. Вестник двигателестроения. 2015. № 2. С. 67–72.
3. Дмитрієв С.О., Попов О.В., Попов Д.В., Бурлаков В.І. Формування програм технічного обслуговування авіаційних двигунів. Авиационно-космическая техника и технологии. 2013. № 7(104). С. 190–194.
4. Дмитрієв С.О., Попов О.В., Попов Д.В., Бурлаков В.І. Формалізація процедур та визначення оптимальних програм технічного обслуговування повітряних суден та авіаційних двигунів. Авиационно-космическая техника и технологии. 2014. № 9(116). С. 177–181.
5. Машошин О.Ф., Бигус А.В. Информационное обеспечение процессов диагностирования авиационной техники. Научный вестник МГТУ ГА. 2002. № 49. С. 44–48.
6. Машошин О.Ф. Информационное обеспечение процессов диагностирования авиадвигателей. ЕТАК: материалы научн. трудов конф. Егорьевск, 2001. С. 15–16.
7. Пивоваров В.А., Машошин О.Ф. Применение аппарата теории статистической классификации к задачам диагностирования авиационной техники. Научный вестник МГТУ ГА. 1999. № 20. С. 25–30.
8. Ковеня В.М., Чирков Д.В. Методы конечных разностей и конечных объемов для решения задач математической физики: учебное пособие Новосибирск: Новосибирский государственный университет, 2013. С. 7–8.

9. Елизарова Т.Г. Математические модели и численные методы в динамике жидкости и газа. Москва: МГУ им. М. В. Ломоносова, 2005. С. 73–76.
10. Трунев А.П. Моделирование турбулентного течения в полости на основе уравнений Навье-Стокса. Научный журнал КубГАУ. 2016. № 05(119). С. 1111–1133.
11. Трунев А.П. Физические механизмы турбулентной вязкости и моделирование турбулентности на основе уравнений Навье-Стокса. Научный журнал КубГАУ. 2016. № 04(118). С. 1469–1487.
12. Fefferman C. L. Existence and smoothness of the Navier-Stokes equation. The millennium prize problems. Clay Math. Inst. 2006. P. 57–67.
13. Трунев А.П. Теория и константы пристенной турбулентности. Научный журнал КубГАУ. 2010. № 04(058). С. 383–394.

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ, ПРОТЕКАЮЩИХ В ДВИГАТЕЛЕ ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ**

*В работе проведено численное моделирование газодинамических процессов, протекающих в турбовальном двигателе вертолета Ми-8МТВ. Применены численные решения уравнения Навье-Стокса, описывающие турбулентные газодинамические потоки в сечениях полости двигателя. Получено пространственно-временное распределение составляющих скорости потока в сечениях двигателя и временное распределение кинетической энергии. Полученные показатели являются информативными критериями диагностики состояния авиационного двигателя. Подтверждены ранее полученные доказательства возникновения звука в дозвуковом обтекании различных углублений на лопастях и в фюзеляже вертолета.*

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, газодинамический поток, уравнения Навье-Стокса, турбулентный поток, информационный критерий диагностики.

#### **SIMULATION GAS-DYNAMIC PROCESSES OCCURRING IN THE HELICOPTER ENGINE MI-8MTV**

*Numerical modeling of gas-dynamic processes occurring in the turbo-engine of the Mi-8MTV helicopter is carried out in the work. Numerical solutions of the Navier-Stokes equation describing turbulent gas-dynamic flows in sections of the engine cavity are applied. The space-time distribution of the flow velocity components in the engine cross sections and the time distribution of the kinetic energy are obtained. The obtained indicators are informative criteria for diagnosing the state of an aircraft engine. Earlier obtained evidence of sound generation by subsonic flow around various depressions on the blades and in the fuselage of the helicopter is confirmed.*

**Key words:** aviation engine, gas dynamic flow, Navier-Stokes equation, turbulent flow, information diagnostic criterion.