

УДК 629.7.036.3

Доник В.Д., к.т.н.

Государственное предприятие «АНТОНОВ» Киев, Украина

## ВНЕЗАПНАЯ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ОТСЕКА ЧЕРЕЗ «РВАННОЕ» ОТВЕРСТИЕ ПРОДУВОЧНОЙ МАГИСТРАЛИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Donik V.

ANTONOV State Company, Kyiv, Ukraine (Vasiliy.D.Donik@gmail.com)

### SUDDEN DEPRESSURIZATION OF THE COMPARTMENT THROUGH THE «RAGGED» HOLE IN POWER PLANT COOLING LINE

*Проведены экспериментальные и расчетные исследования работы силовой установки (СУ) и деталей подвижного корпуса реверсивного устройства (РУ). Экспериментально было показано влияние системы отбора воздуха на интенсивный рост напряжений в деталях подвижного корпуса РУ. Впервые были проведены исследования по установлению основных закономерностей образования, распространения и воздействия аэроакустических процессов на детали, обтекаемые набегающим потоком газа. По результатам стендовых испытаний установлено, что напряжения в деталях РУ имеют резонансный характер на частотах вращения ротора высокого давления, равных 7600 об/мин, 8040 об/мин и 8700 об/мин. Характерными частотами колебаний напряжений в конструкции РУ являются 157 Гц, 270 Гц и (314...340) Гц, что не соответствует роторным гармоникам. Уровни динамических напряжений в районе створки изменялись в диапазоне  $\pm (0,1...3,5) \times 10^7$  Па. Результаты испытаний в составе самолета подтвердили, что при работе СУ с системой отбора воздуха из вентиляторного контура с заглушенным торцом магистрали происходит увеличение динамических напряжений в деталях подвижного корпуса РУ до  $\pm 5,4 \times 10^7$  Па. На основании математической модели установлено одно из возможных направлений поиска решений.*

*Ключевые слова:* силовая установка, реверсивное устройство, продувочная магистраль, система подготовки воздуха, аэроакустические процессы.

#### Введение

При эксплуатации силовой установки (СУ) широкофюзеляжного самолета выявлены случаи образования трещин с последующим разрушением деталей подвижного корпуса реверсивного устройства (РУ). Исследования СУ показали, что при работе СУ с системой отбора при полностью закрытой трубе отбора воздуха из вентиляторного контура отмечен интенсивный рост напряжений в деталях подвижного корпуса РУ.

Объектом исследований является продувочная магистраль первичного теплообменника системы подготовки воздуха (СПВ) в пилоне (рис. 1) и детали подвижного корпуса РУ (рис. 2) СУ самолета. Предметом исследования являются аэроакустические процессы в продувочной магистрали (рис. 3) при внезапной разгерметизации отсека через «рваное» отверстие и влияние их на напряжения в деталях подвижного корпуса РУ. Целью работы является:

1. Определение основных аэроакустических характеристик продувочной магистрали и установление влияния их на напряжения в деталях подвижного корпуса РУ, изменение параметров (расхода) продувочной магистрали первичного теплообменника СПВ самолета.
2. Разработка методов и средств снижения пульсаций давления газа в продувочной магистрали для снижения напряжений в деталях подвижного корпуса РУ.

Для достижения цели проведены расчетные, стендовые, летные исследования по установлению основных закономерностей образования, распространения и воздействия аэроакустических процессов на детали, обтекаемые набегающим потоком газа, является одной из важных и наукоемких задач [1, 2, 3].

#### Натурные стендовые испытания

Исследования проводились в условиях испытательного стенда СУ с системой отбора воздуха из вентиляторного контура на следующих режимах работы:

1. На установившихся режимах работы СУ (земной малый газ, полетный малый газ, 0,4 номинального, 0,6 номинального, 0,75 номинального, 0,85 номинального, максимально-крейсерском, номинальном и взлетном).
2. При переходах с режима на режим.

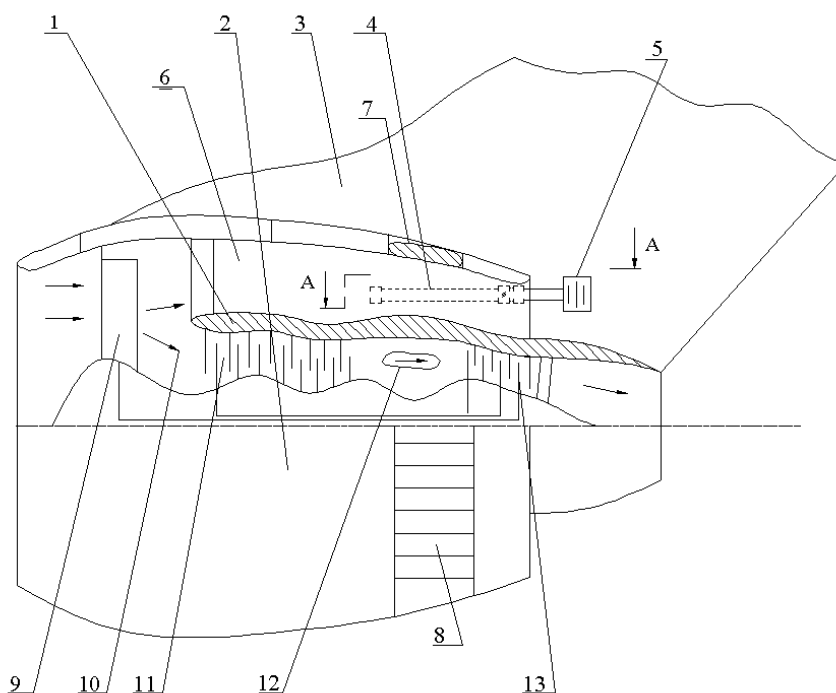
Для определения напряжений в узлах РУ устанавливались тензорезисторы, которые наклеивались на внутреннем кожухе в окантовках в районах расположения створок № 1 и № 12 в предполагаемых местах

возникновения трещин (рис. 2). В качестве «рваного» отверстия использовалась перфорированная панель с круглыми отверстиями (рис. 4).

На торце трубопровода установлена заглушка с отверстием, относительный диаметр которого составляет  $d_{отн} = d_{отв}/d = 0,47$  ( $d_{отв}$  – диаметр отверстия,  $d$  – диаметр трубопровода). Внезапный сброс воздуха из трубопровода осуществляется в полость пилона.

Система отбора воздуха из вентиляторного контура смонтирована в следующих вариантах:

1. Трубопровод отбора воздуха из вентиляторного контура заглушен.
2. Трубопровод отбора воздуха из вентиляторного контура полностью открыт.
3. Трубопровод отбора воздуха из вентиляторного контура полностью открыт. На торце трубопровода установлена заглушка с отверстием, относительный диаметр которого составляет  $d_{отн} = 0,706$ .



**Рис. 1. Структурная схема компоновки продувочной магистрали первичного теплообменника СПВ в пилоне СУ:**

- 1 – силовая установка; 2 – гондола; 3 – пилон; 4 – продувочная магистраль первичного теплообменника; 5 – выходной патрубок; 6 – вентиляторный контур; 7 – створки; 8 – реверсивное устройство; 9 – вентилятор; 10 – перфорированная панель; 11 – компрессор; 12 – камера сгорания; 13 – турбина**

4. Трубопровод отбора воздуха из вентиляторного контура полностью открыт. На торце трубопровода установлена заглушка с отверстием, относительный диаметр которого составляет  $d_{отн} = 1$ .

Анализ стендовых исследований показал, что изменение напряжений в деталях РУ имеет резонансный характер. Резонансы проявляются на частотах вращения ротора высокого давления, равных 7600 об/мин, 8040 об/мин и 8700 об/мин. Характерными частотами колебаний напряжений в конструкции РУ являются 157 Гц, 270 Гц и (314...340) Гц, что не соответствует роторным гармоникам. Максимальные уровни динамических напряжений в районе створки № 1 составили  $\pm (0,5...0,7) \times 10^7$  Па, а в районе створки № 12 –  $\pm (0,35...0,9) \times 10^7$  Па. Влияние диаметра отверстия в торце трубопровода на изменение напряжений на обшивке РУ представлено на рис. 5.

Максимальные напряжения ( $\sigma = \pm 2,85 \times 10^7$  Па) на обшивке РУ получены в районе створки № 1 при заглушенном трубопроводе отбора воздуха из вентиляторного контура. Минимальные напряжения  $\sigma = \pm 0,5 \times 10^7$  Па имели место при  $d_{отн} = 0,706$  и  $d_{отн} = 1$ . Таким образом, напряжения в деталях РУ в зависимости от размеров относительного отверстия в трубопроводе отбора воздуха из вентиляторного контура изменяются в 5,7 раза.

На величину максимальных напряжений в деталях РУ оказывает пилон двигателя. В районе створки № 12 максимальные напряжения не превышали  $\sigma = \pm 1,1 \times 10^7$  Па. В окантовке РУ напряжения увеличиваются на ~23% по сравнению с напряжениями на обшивке и при заглушенном трубопроводе отбора воздуха из вентиляторного контура напряжения достигают значений  $\sigma = \pm 3,5 \times 10^7$  Па. Повышение напряжений может

быть вызвано дополнительным влиянием обтекания воздуха из вентиляторного контура деталей РУ и температурными изменениями конструкции. Максимальные уровни напряжений получены в центральной части окантовки РУ. Изменение напряжений в деталях РУ имеет резонансный характер и вызывается колебаниями закрытого воздушного столба в системе отбора воздуха из вентиляторного контура. Уровень напряжений увеличивается до  $\sigma = \pm (0,1 \dots 1,8) \times 10^7$  Па при повышении частоты вращения ротора двигателя в диапазоне  $n \approx (6000 \dots 9050)$  об/мин (рис. 6).

Для полученной зависимости напряжений в РУ от частоты вращения ротора высокого давления можно выделить три характерных области. Первая область – в диапазоне (6000...8068) об/мин при средней скорости изменения напряжений  $dY/dX = 1,28 \times 10^3$  Па/(об/мин), вторая область – в диапазоне (8068...8600) об/мин при

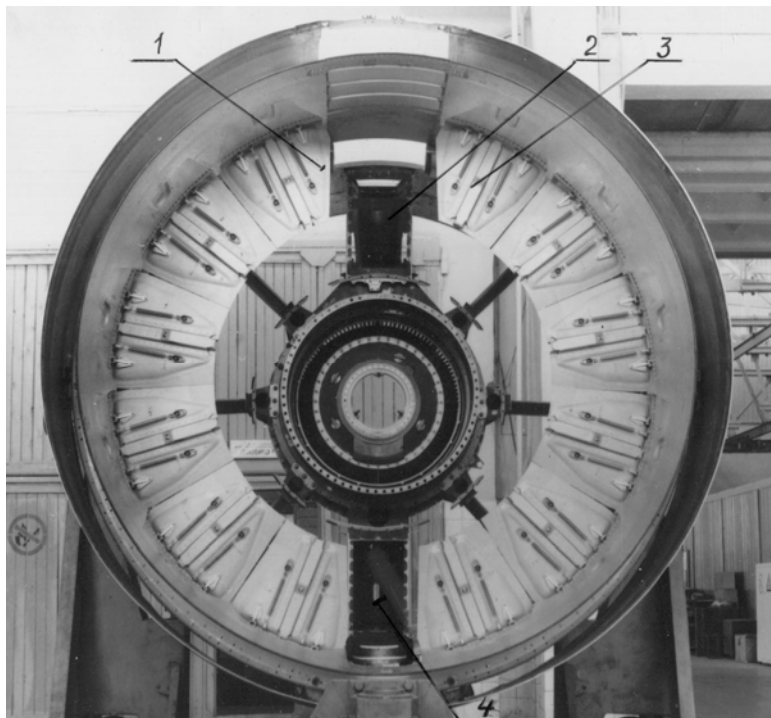


Рис. 2. Вид по полету на реверсивное устройство:  
1 – створка № 1; 2 – верхний пилон; 3 – створка № 12; 4 – нижний пилон

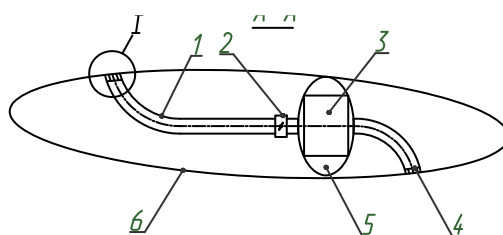


Рис. 3. Структурная схема компоновки продувочной магистрали первичного теплообменника СПВ. Сечение А-А с рисунка 1. 1 – продувочная магистраль; 2 – заслонка; 3 – первичный теплообменник; 4 – выходной патрубок; 5 – продувочный воздух от системы кондиционирования воздуха; 6 – пилон

$dY/dX = 4,44 \times 10^3$  Па/(об/мин), третья область – в диапазоне (8600...9050) об/мин при  $dY/dX = 0,27 \times 10^5$  Па/(об/мин). Первая область характеризуется минимальными изменениями напряжений в РУ, вторая область – переходная, третья область – максимальными изменениями напряжений в РУ.

#### Математическая модель

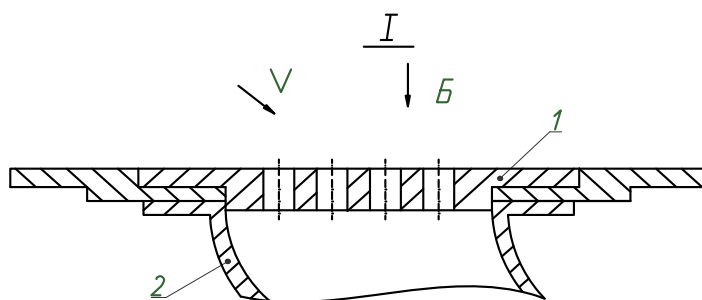
Для анализа протекающих процессов представим продувочную магистраль в виде термодинамической системы, в которой параметры воздуха изменяются в соответствии с уравнением состояния. Запишем зависимость между массой воздуха внутри магистрали ( $m$ ) объемом ( $V$ ) с давлением ( $P$ ), температурой ( $T$ ) в таком виде

$$m = \frac{V P}{R T},$$

$R$  – газова постійна.

Дифференціюємо полученне уравнение при постійном об'ємі магістралі:

$$dm = \frac{V}{R} d\left(\frac{P}{T}\right).$$



**Рис. 4. Вид I с рисунка 3**  
1 – входной воздухозаборник в виде перфорированной панели;  
2 – продувочная магистраль

Переходя к конечным интервалам изменения параметров воздуха в объеме(магістралі) для двух состояний массы вещества можно установить зависимость между параметрами:

$$m_1 - \frac{V P_1}{R T_1} = m_2 - \frac{V P_2}{R T_2} = const.$$

При изменении параметров воздуха по политропе ( $n$ ) с выполнением условия  $\frac{T}{P^n} = const$  параметры

воздуха в магістралі будут определяться в соответствии с уравнением

$$m_1 - \frac{V P_1}{R T_1} = m_2 - \frac{V P_2}{R T_1} \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{n-1}{n}} = const.$$

Из полученного уравнения определяем изменение массы воздуха в магістралі:

$$m_2 - m_1 = \frac{V P_1}{R T_1} \left[ \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}} - 1 \right].$$

Анализ полученных критериальных зависимостей показывает, что при изменении массы газа в магістралі происходит изменение давления и температуры воздуха. Зависимость между этими параметрами для более широкого класса решаемых задач определим из уравнения, которое получим при дифференцировании уравнения состояния второго порядка:

$$T d^2 m + 2 dm dT + m d^2 T = \frac{V}{R} d^2 P. \quad (1)$$

Если параметры воздуха в магістралі изменяются по политропе, то при начальных значениях температуры ( $T_n$ ) и давления ( $P_n$ ) воздуха в магістралі изменение температуры запишется в таком виде

$$dT = \frac{n-1}{n} T_n \left(\frac{P}{P_n}\right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{1}{P} dP, \quad d^2 T = \frac{n-1}{n} T_n \left(\frac{P}{P_n}\right) \frac{1}{P} \left(\frac{n-1}{n} (dP)^2 + d^2 P\right).$$

Подставим полученные зависимости изменения температуры в уравнение (1) и после некоторых преобразований будем иметь изменение давления воздуха в магістралі в зависимости от объема, массы воздуха:

$$T_n \left(\frac{P}{P_n}\right)^{\frac{n-1}{n}} d^2 m + 2 dm \frac{n-1}{n} T_n \left(\frac{P}{P_n}\right) \frac{1}{P} dP + m \left(\frac{n-1}{n}\right)^2 T_n \left(\frac{P}{P_n}\right) \frac{1}{P} (dP)^2 = A d^2 P,$$

где  $A = \frac{V}{R} - m \frac{n-1}{n} T_n \left(\frac{P}{P_n}\right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{1}{P}.$

При рассмотрении изменения параметров воздуха во времени ( $\tau$ ) зависимость между основными параметрами в магистрали определяется в соответствии с уравнением

$$T_n \left( \frac{P}{P_n} \right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{dG}{d\tau} + 2G \frac{n-1}{n} T_n \left( \frac{P}{P_n} \right)^{\frac{n-1}{n}} \frac{1}{P} \frac{dP}{d\tau} + m \left( \frac{n-1}{n} \right)^2 T_n \left( \frac{P}{P_n} \right) \frac{1}{P} \left( \frac{dP}{d\tau} \right)^2 = A \frac{d^2 P}{d\tau^2},$$

где  $G = \frac{dm}{d\tau}$  – массовый расход газа.

По сравнению с работой [4] полученное уравнение устанавливает основные зависимости между параметрами воздуха для открытой и закрытой термодинамической системы. На основании впервые полученных зависимостей представляется возможным описать в самом общем виде изменение давления воздуха в продувочной магистрали при различных случаях изменения массы газа. Рассмотрение такой задачи требует отдельного рассмотрения. Например, некоторые волновые процессы при изменении массы воздуха в отсеке исследованы в [5]. Ограничимся решениями тех задач, которые вытекают из поставленной цели работы. На основании полученных зависимостей можно установить одно из важных направлений поиска решений по уменьшению пульсаций давления воздуха. Если  $m \rightarrow 0$ ,  $dm \rightarrow 0$ , то будем иметь  $dP \rightarrow 0$ ,  $P \rightarrow const$ . В этом случае конструкция магистрали подвергается минимальному воздействию газа. Для установления зависимостей

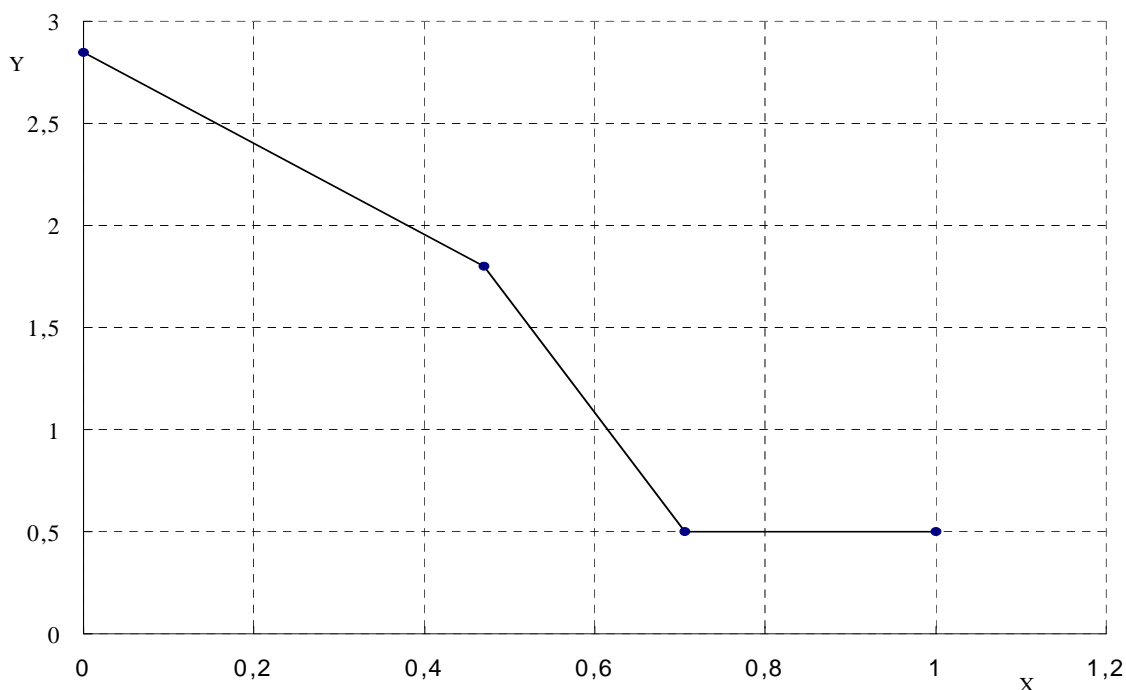


Рис. 5. Зависимость напряжений ( $Y \times 10^7$ , Па) на обшивке РУ в зависимости от относительного диаметра отверстия ( $X = d_{отн}$ )

параметров воздуха в реальной магистрали и выбора предпочтительных конструктивных решений были продолжены испытания в составе самолета.

#### Испытания в составе самолета

Обобщив результаты стендовых исследований и проведя газодинамические расчеты, были продолжены экспериментальные исследования по уточнению и установлению основных закономерностей образования пульсаций газа при отборе воздуха из вентиляторного контура. Рассмотрим две взаимодействующие системы: вихри, возникающие при обтекании резонатора и сам резонатор. Основные испытуемые сборки включали следующие варианты компоновок продувочной магистрали входа воздуха в СПВ из вентиляторного контура:

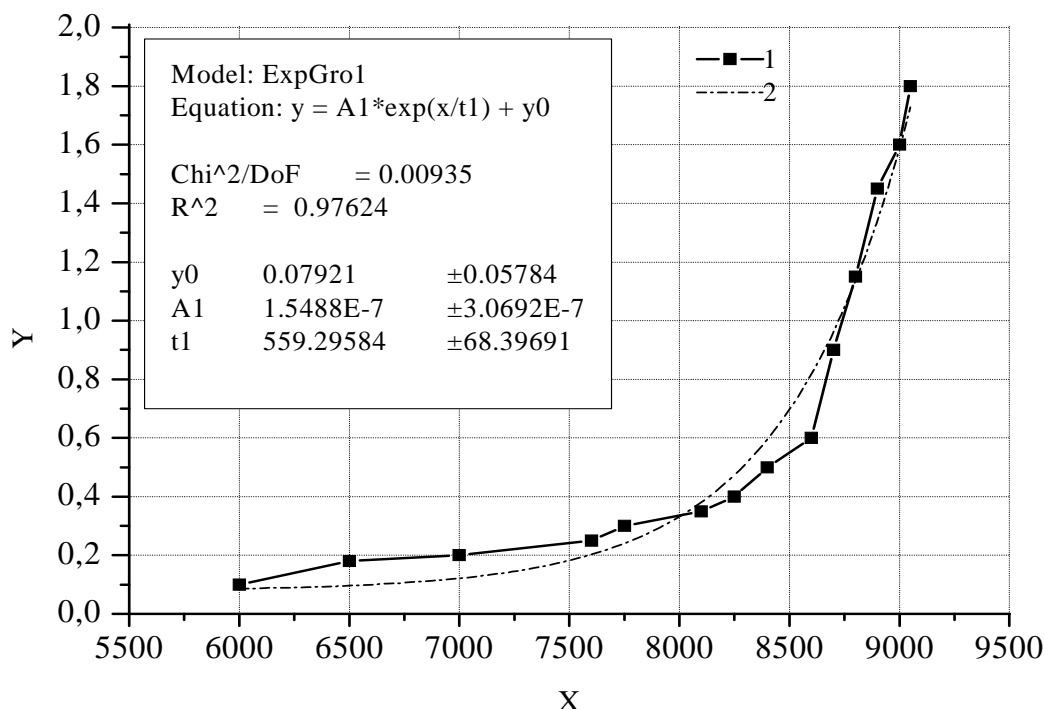
1. Типовая схема входного воздухозаборника продувочной магистрали, используемая на самолете, с трубопроводом длиной 1 м.
2. На обшивке пилона на входном воздухозаборнике продувочной магистрали установлена перфорированная панель (132 отверстия диаметром 12 мм).
3. На входе воздухозаборника во фланце установлена перфорированная панель (101 отверстие диаметром 10,5 мм).

4. На выходе воздухозаборника в подвижном узлу соединения труб установлена перфорированная панель (120 отверстий диаметром 11 мм).
5. На входе воздухозаборника во фланце установлена сетка.
6. На обшивке пилона на входном воздухозаборнике установлен козырек.

Для выше приведенных вариантов сборки проводились испытания при наличии на выходе из продувочной магистрали глухой заглушки и отверстия с относительным диаметром  $d_{отн}=0,47$ .

Проведенные стендовые исследования показали, что элементы обшивки подвижного корпуса РУ колеблются с частотами в области (63...1800) Гц. Анализ динамических напряжений показывает, что колебания обшивки имеют резонансный характер. Резонансные колебания также проявляются в области частот (156...312) Гц на частотах вращения ротора высокого давления, равных (8100...9100) об/мин. Повторение измерений колебаний в деталях РУ и анализ частоты вращения ротора двигателя показали о наличии их относительной близости и взаимосвязи с колебаниями в деталях РУ.

Результаты исследований подтвердили, что при работе СУ с системой отбора воздуха из вентиляторного контура с заглушенным торцом магистрали происходит увеличение динамических напряжений в деталях подвижного корпуса РУ. Максимальные динамические напряжения ( $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па) получены в районе створки № 1 для исходного варианта сборки продувочной магистрали. При наличии отверстия в торце



**Рис. 6.** Зависимость изменения максимального динамического напряжения в окантовке корпуса РУ ( $Y \times 10^7$ , Па) от угловой скорости ротора высокого давления ( $X$ , об/мин) с системой отбора воздуха из вентиляторного контура с относительным диаметром отверстия  $d_{отн}=0,47$  на частоте 370 Гц:  
1 – эксперимент; 2 – модель

магистрали с  $d_{отн}=0,47$  максимальные динамические напряжения в деталях РУ уменьшаются и достигают значений  $\sigma = \pm 2,4 \times 10^7$  Па.

Установка перфорированной панели на обшивку пилона снижает уровень максимальных напряжений во всех местах подвижного корпуса РУ с  $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па до  $\sigma = \pm 0,6 \times 10^7$  Па. Измерить расход воздуха в продувочной магистрали и определить влияние перфорированной панели на изменение расхода воздуха по сравнению с исходным вариантом не представилось возможным. Для такого варианта сборки максимальные напряжения в деталях РУ с заглушенным торцом магистрали составляют  $\sigma = \pm (0,1...0,6) \times 10^7$  Па, с отверстием в торце магистрали с  $d_{отн}=0,47$  –  $\sigma = \pm (0,1...0,5) \times 10^7$  Па. Таким образом, установка перфорированной панели позволяет свести к минимуму влияние режима работы продувочной магистрали на напряжения в деталях РУ. Максимальные напряжения для продувочной магистрали с перфорированной панелью на обшивке не

превышают максимальных напряжений с заглушенным торцом продувочной магистрали, что подтверждает об эффективности предложенного метода и средства его осуществления.

На изменение напряжения в деталях РУ оказывает влияние место расположения «рваное» отверстие в виде перфорированной панели по длине продувочной магистрали (рис. 4).

При установке перфорированной панели на входе воздухозаборника во фланце позволяет уменьшить максимальные напряжения во всех деталях РУ до  $\sigma = \pm 1,4 \times 10^7$  Па. Дальнейшее увеличение расстояния от входного воздухозаборника до перфорированной панели приводит к увеличению напряжений. Так при установке перфорированной панели в подвижном узле соединения труб происходит увеличение максимальных напряжений по сравнению с исходным вариантом магистрали с  $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па до  $\sigma = \pm 8,1 \times 10^7$  Па. Резонансное увеличение напряжений в деталях РУ получено на частоте  $\sim 280$  Гц.

Установка во фланце сетки на входе воздухозаборника уменьшила максимальные напряжения в деталях РУ до  $\sigma = \pm 3,6 \times 10^7$  Па, а в некоторых местах РУ достигнуто существенное снижение напряжений до  $\sigma = \pm 0,4 \times 10^7$  Па. Сравнительный анализ результатов влияния перфорированной панели и сетки на напряжения в деталях РУ показывает, что входная область воздухозаборника на длине  $\sim 25$  мм оказывает существенное влияние на процессы образования вихрей и пульсаций воздуха во входной части воздухозаборника.

Для увеличения расхода воздуха через продувочную магистраль были проведены испытания с установкой на пилон с внешней стороны козырька. При наличии козырька и заглушенной магистрали максимальные динамические напряжения в деталях РУ уменьшились и достигли значений  $\sigma = \pm 4,2 \times 10^7$  Па. Наличие на торце магистрали отверстия с  $d_{отн} = 0,47$  приводит к снижению максимальных динамических напряжений в деталях РУ до  $\sigma = \pm 2,0 \times 10^7$  Па. Использование различных вариантов козырька не позволило существенно уменьшить напряжения в деталях РУ. Кроме того, в некоторых точках РУ отмечено повышение напряжений до 190%.

Проведенные стендовые исследования показывают, что продувочная магистраль включает основные характеристики резонатора. Ответвления каналов в соответствии с работами [4, 6] легко возбуждаются при обтекании потоком воздуха. Усиление колебаний потока (пульсации давления) могут приводить до разрушений каналов. Для анализа основных газодинамических закономерностей продувочной магистрали на самолете рассмотрим две взаимодействующие системы: вихри, возникающие при обтекании резонатора и сам резонатор. Основными анализируемыми схемами продувочной магистрали являются:

1 схема – заслонка с поворотной пластиной по всему сечению закрыта, резонансные камеры (каналы) включают трубопроводы от воздухозаборника до заслонки и от теплообменника до выходных жалюзи;

2 схема – заслонка находится под углом к набегающему потоку;

3 схема – заслонка полностью открыта.

Для 1 схемы собственная частота (основная гармоника) определена в соответствии с [6] и для канала от воздухозаборника до заслонки представлена на рис. 7. Изменение температуры воздуха в рабочем диапазоне перед воздухозаборником (за вентиляторным контуром) от  $-2^{\circ}\text{C}$  до  $84^{\circ}\text{C}$  приводит к изменению собственной частоты канала от 139 Гц до 160 Гц. Для канала от теплообменника до выходных жалюзи собственная частота канала изменяется в диапазоне от 796 Гц до 849 Гц (рабочий диапазон изменения температуры от  $90^{\circ}\text{C}$  до  $140^{\circ}\text{C}$ ).

Сравнение результатов расчета и эксперимента показывает, что максимумы пульсаций давления воздуха близки к собственным частотам каналов во входной и выходной полостях продувочной магистрали. В исследуемых каналах могут возникнуть резонансные колебания воздуха.

Определим уровень пульсаций воздуха вблизи продувочной магистрали и параметры движущегося потока. В соответствии с экспериментальными замерами суммарный уровень звукового давления (СУЗД) за вентиляторным контуром составляет  $L \approx 160$  дБ. Акустические пульсации давления воздуха в области продувочной магистрали составили  $P = 2 \times 10^3$  Па. При наличии резонанса уровень шума теоретически увеличивается до бесконечности, практически в соответствии с [7] – на 40 дБ. Таким образом, пульсации давления воздуха достигнут значений  $P = 2 \times 10^5$  Па. Колебательная скорость воздуха составляет 294 м/с и близка к скорости звука.

Основными параметрами движущегося газа в районе воздухозаборника на высоте полета ( $H = 11$  км) являются: давление ( $P = 0,449 \times 10^5$  Па), скорость ( $V = 180$  м/с), температура ( $T = 277^{\circ}\text{K}$ ), плотность ( $\rho = 0,55$  кг/м<sup>3</sup>), скоростной напор ( $q = 9 \times 10^3$  Па). Параметры газа в районе выходных жалюзи на  $H = 11$  км:  $P = 0,2323 \times 10^5$  Па,  $V = 355$  м/с,  $T = 217^{\circ}\text{K}$ ,  $\rho = 0,37$  кг/м<sup>3</sup>,  $q = 2,3 \times 10^4$  Па. Сравнение уровней пульсаций давления воздуха и скоростного напора показывает, что максимальное воздействие на конструкцию оказывает скоростной напор. При наличии резонанса уровни пульсаций давления воздуха в районе воздухозаборника превышают скоростной напор в 22,2 раза, а в районе выходных жалюзи – в 8,7 раза. В зависимости от места воздействия пульсаций давления газа напряжения в конструкции могут изменяться в значительно больших диапазонах, что определяется реальными свойствами устройства.

Анализ 2 и 3 схем показывает, что они по аэроакустическим характеристикам существенно не отличаются от схемы 1. В связи с изменением длины каналов собственные частоты воздушных объемов незначительно сместятся. Для 2 схемы резонанс может возникнуть при взаимодействии пульсаций давления в основном потоке за вентиляторным контуром и пульсаций воздуха, которые образуются на поворотном диске заслонки. Анализ этого режима затруднен. Особенности аэроакустических процессов при обтекании различных типов регулировочных устройств без учета входного воздухозаборника представлено в работе [3]. Для 3 схемы анализ аэроакустических процессов можно провести с учетом результатов работы [2]. При течении газа через продувочную магистраль образуются пульсации давления газа внутри магистрали и на выходе газа из жалюзи. Так как скорость газа на выходе из продувочной магистрали близка к скорости звука, то на нестационарных режимах работы продувочной магистрали и вентиляторного контура с учетом их взаимного влияния могут образовываться скачки уплотнения. Несмотря на то, что скорость воздуха в зоне входного воздухозаборника значительно ниже по сравнению со скоростью на выходе из жалюзи, анализ результатов эксплуатации двигателя показывает о наличии трещин в подвижном корпусе РУ вблизи входного воздухозаборника. Следовательно, на аэроакустические процессы существенное влияние оказывает взаимное расположение РУ, входного воздухозаборника продувочной магистрали и режима течения газа в продувочной магистрали и вентиляторном контуре. Повышение нагрузок в деталях подвижного корпуса РУ на двигателе в процессе его эксплуатации во многом определяется случайными пульсациями давления газа при сочетании режимов работы вентиляторного контура, продувочной магистрали, параметров воздуха во входном воздухозаборнике, выходных жалюзи, температуры окружающей среды.

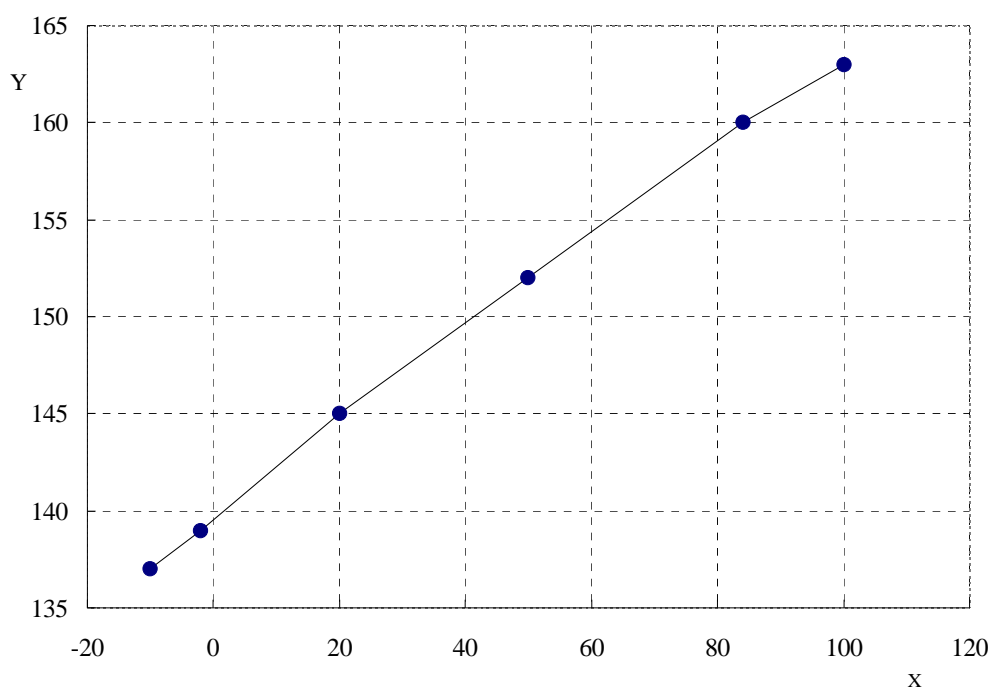


Рис. 7. Зависимость изменения собственной частоты воздушного канала от воздухозаборника до заслонки (Y, Гц) в зависимости от температуры воздуха на входе в воздухозаборник (X, °C)

Для уменьшения пульсаций движущегося газа в работах [2, 8] предложено использовать различные варианты компоновки сетки. Выбор параметров сетки является одной из сложных задач [2]. Для скорости потока  $V=180$  м/с предпочтительной является сетка с размером ячейки  $h \leq 12$  мм. Наличие значительных пульсаций потока может привести к разрушению сетки. Поэтому предпочтительным является перфорированная панель. Установка направляющих ребер во входном воздухозаборнике не целесообразно, так как они в соответствии с работой [6] приводят к увеличению пульсаций давления газа и увеличивают уровень шума на 10 дБ. Установка перфорированной панели во входном воздухозаборнике вызывает увеличение гидравлического сопротивления потока в продувочной магистрали и изменению режима работы заслонки, теплообменника, температуры воздуха в СПВ. Учитывая взаимное влияние параметром движущегося потока на состояние деталей РУ, режим течения в продувочной магистрали, режимов работы агрегатов СПВ работы проводились комплексно с учетом аэроакустических и функциональных характеристик продувочной магистрали.



Учитывая тот факт, что проводимые исследования и разрабатываемые мероприятия по уменьшению напряжений в деталях РУ оказывают влияние на режимы работы СПВ, проведен газодинамический расчет продувочной магистрали. Максимальную тепловую эффективность СПВ необходимо обеспечить на режиме работы продувочной магистрали в жарких условиях при полностью открытой заслонке. Основные расчетные параметры: температура атмосферного воздуха ( $T=322^{\circ}\text{K}$ ), число Маха ( $M=0$ ), температура воздуха за вентиляторным контуром ( $T_e=363^{\circ}\text{K}$ ), расход воздуха через продувочную магистраль ( $G=7753$  кг/ч), по результатам измерений на расходомерном устройстве), потери давления ( $\Delta P=36873$  Па), коэффициент гидравлического сопротивления продувочной магистрали ( $\xi=10$ ). Проведен гидравлический расчет продувочной магистрали и определены коэффициенты гидравлических сопротивлений устройств в соответствии с [8] для сетки 12-2,0 ГОСТ 3826-82 (живое сечение 73,5%). Для перфорированной пластины с коэффициентом живого сечения 0,32 коэффициент гидравлического сопротивления составляет  $\xi=5$ . Расчетное значение расхода воздуха через продувочную магистраль при установке на входе воздухозаборника сетки составляет 6929 кг/ч, перфорированной пластины – 6523 кг/ч. При установке сетки происходит уменьшение расхода воздуха в продувочной магистрали по сравнению с исходным вариантом на 824 кг/ч, а при установке перфорированной панели – на 1230 кг/ч. Для сохранения исходного расхода воздуха необходимо увеличить площадь входного воздухозаборника при установке сетки на 11%, а при установке перфорированной пластины на 16%.

Проведены исследования аэроакустических характеристик продувочной магистрали с модифицированным подвижным корпусом РУ на самолете на эксплуатационных режимах полета в соответствии с руководством по эксплуатации (РЭ). При измерении пульсаций давления воздуха в районе подвижной части СПВ показано, что уровни пульсаций газа зависят от режима работы двигателя и варианта исполнения продувочной магистрали. Основной тон колебаний воздуха в продувочной магистрали находится в пределах (150...170) Гц. Полученные результаты показывают относительную близость результатов эксперимента и результатов расчета собственной частоты канала, что указывает на резонансный характер протекаемого процесса. В спектре пульсаций давления газа на некоторых режимах отмечен существенный вклад высших гармоник, кратных основному тону. Для варианта сборки серийного исполнения продувочной магистрали с козырьком на входном воздухозаборнике, серийный входной воздухозаборник без ребра УЗД в продувочной магистрали при открытой заслонке изменялись в пределах (135...157) дБ, а при закрытой заслонке – (139...160) дБ. Для некоторых вариантов сборки УЗД изменялись от 135 дБ при режиме работы двигателя земной малый газ (ЗМГ) до максимального УЗД, равного 161,9 дБ, при взлетном режиме работы двигателя. Максимальные напряжения в деталях подвижного корпуса РУ изменялись в пределах  $\sigma = \pm (0,64...2,0) \times 10^7$  Па. Минимальные напряжения зафиксированы для продувочной магистрали (козырек, серийный воздухозаборник, в трубе возле заслонки равномерно выполнено 100 отверстий диаметром 6 мм) и составляют  $\sigma = \pm (0,64...1,1) \times 10^7$  Па. Расчетное уменьшение расхода воздуха в продувочной магистрали при наличии перфорации составляет ~775 кг/ч.

Обобщая результаты проведенных исследований, были установлены следующие основные закономерности процессов в продувочной магистрали первичного теплообменника. Изменение параметров вихря во входном воздухозаборнике позволяет воздействовать на всю систему генерирования пульсаций давления воздуха в продувочной магистрали. При отсутствии вихря во входном воздухозаборнике продувочная магистраль не может являться источником такого вида резонансных колебаний. По сравнению с работами [2, 4, 6] впервые были исследованы процессы образования вихря во входном воздухозаборнике и разработаны эффективные относительно простые технические решения по снижению пульсаций давления воздуха [9, 10]. Исключение резонансной камеры позволяет устранить взаимодействие вихря с резонансной камерой, но при этом остается источник пульсаций давления воздуха во входном воздухозаборнике и как следствие в продувочной магистрали. Эффективность этого метода может быть повышена, если в конструкции исключается резонансная камера и образование вихря во входном воздухозаборнике.

Уменьшение пульсаций газа может быть достигнуто с помощью изменения собственной частоты воздушного канала от входного воздухозаборника до заслонки путем изменения объема канала. При соотношении объемов входного канала двигателя к продувочному каналу в ~53 раза представляется возможным уменьшать объем входного канала, но при этом будет увеличиваться частота колебаний внутри продувочного канала. Кроме того, такой путь решения проблемы не позволяет устранить причину образования пульсаций, а устраняет её последствия. Изменение свойств резонансного объема с помощью изменения длины продувочной магистрали требует существенных изменений конструкции. Более простым способом является выполнение перфорации трубопровода продувочной магистрали и соединение ее с объемом в пилоне. Объединение объемов продувочного канала СКВ и пилон позволяет уменьшить соотношение объемов до 25,6 раза. Пульсации воздуха в продувочном канале сохраняются. Но такое решение позволяет увеличить поверхность акустического нагружения конструкции и в связи с негерметичностью объема в пилоне уменьшается расход воздуха в продувочной магистрали через теплообменник.

На основании установленных основных закономерностей образования аэроакустических процессов были

разработаны эффективные методы снижения пульсаций давления газа в продувочной магистрали и напряжений в деталях подвижного корпуса РУ при изменении структуры образования вихря(ей) в районе входного воздухозаборника путем:

- оптимизации параметров входного воздухозаборника по аэроакустическим характеристикам;
- изменения характеристик продувочной магистрали (резонансной камеры) от входного воздухозаборника до заслонки;
- изменения собственной частоты продувочной магистрали.

#### **Выводы**

В результате проведенных расчетов, стендовых, летных и экспериментальных исследований получены следующие результаты:

1. В деталях подвижного корпуса РУ силовой установки возникают максимальные напряжения  $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па при наличии отбора воздуха из вентиляторного контура в продувочную магистраль с заглушенным торцом на частотах вращения ротора высокого давления (6000...9100)об/мин. Пульсации давления воздуха в продувочной магистрали имеют резонансный характер на частотах с основным тоном в пределах (150...170)Гц. Максимальный УЗД получен в продувочной магистрали на взлетном режиме работы СУ и составил 161,9дБ.
2. Впервые исследованы основные режимы работы силовой установки с учетом газодинамических процессов в продувочной магистрали первичного теплообменника СПВ.
3. Впервые установлены основные зависимости параметров воздуха в продувочной магистрали при изменении массы воздуха.
4. Впервые разработаны эффективные методы и средства снижения напряжений в деталях подвижного корпуса РУ до  $\sigma = \pm 0,6 \times 10^7$  Па путем уменьшения пульсаций давления воздуха в продувочной магистрали первичного теплообменника СПВ в пилоне СУ.

***Анотація.** Проведено експериментальні і розрахункові дослідження роботи силової установки (СУ) і деталей рухливого корпусу реверсивного пристрою (РП). Експериментально був показаний вплив системи добору повітря на інтенсивний ріст напруги у деталях рухливого корпусу РП. Уперше були проведені дослідження по встановленню основних закономірностей утворення, поширення і впливу аэроакустичних процесів на деталі, обтічні потоком газу. По результатам стендових іспитів встановлено, що напруги в деталях РП мають резонансний характер на частотах обертання ротора високого тиску, рівних 7600 об/хв, 8040 об/хв і 8700 об/хв. Характерними частотами коливань напруги у конструкції РП є 157 Гц, 270 Гц і (314...340)Гц, що не відповідає роторним гармонікам. Рівні динамічних напруг у районі ступки змінювалися в діапазоні  $\pm (0,1...3,5) \times 10^7$  Па. Результати іспитів у складі літака підтвердили, що при роботі СУ із системою добору повітря з вентиляторного контуру з заглушенням торцем магiстралі відбувається збільшення динамічних напруг у деталях рухливого корпусу РП до  $\pm 5,4 \times 10^7$  Па. На підставі математичної моделі встановлено один з можливих напрямків пошуку рішень.*

***Ключові слова:** силова установка, реверсивний пристрій, продувна магiстраль, система підготовки повітря, аэроакустичні процеси.*

***Abstract.** The experimental and computation researches were made for engine (powerplant) operation and moving parts of the Thrust Reverser (TR). It has been proved by experiments that bleed air system has an impact on the intensive growth of structural stress in TR moving parts. For the first time the researches were made in order to establish principal patterns of aeroacoustic processes generation, distribution and effect put on the parts streamlined by gas approach flow. Basing on the results of test rig experiments it has been established that structural stress in TR parts has a resonant behavior at High Pressure Compressor rotation rate (that equal to 7600 RPM, 8040 RPM and 8700 RPM). The characteristic frequencies of structural stress oscillations in TR are 157 Hz, 270 Hz and (314...340) Hz, which are not comply with engine rotor harmonics. The levels of dynamic stress at the area of fan air valve location are varying within the range of  $\pm (0.1...3.5) \times 10^7$  Pa. The results of tests made on the aircraft confirmed the fact that if engine (powerplant) operates together with bleed air system (fan air) with the plugged duct then occurred an intensive growth of dynamic structural stress of TR moving parts up to  $\pm 5.4 \times 10^7$  Pa. Basing on the computation model one of the possible ways of solution was defined.*

***Keywords:** engine, powerplant, thrust reverser, TR, cooling line, Bleed Air System, aeroacoustic process.*

#### **Библиографический список использованной литературы**

1. Проблемы авиационной акустики// Сборник пленарных докладов Всесоюзной акустической конференции. Акустический институт. / Мушин А.Г. – М., 1983. – С. 185-198.
2. Науменко З.Н. Глушители шума аэрогазодинамических установок: автореф. дис. канд. техн. наук. – М.: Госстрой СССР, 1971. – 31 с.
3. Токарев В.И. Снижение шума бортовых систем кондиционирования воздуха / Токарев В.И., Мельников Б.Н., Воротынец В.М. . – М.: Транспорт, 1986. – 135 с.
4. Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной движущейся среды. – М.: Наука, 1981. – 206 с.

5. *Доник В.Д.* Исследование волновых процессов в отсеке / Доник В.Д. // Материалы Межд. конф. по моделированию и устойчив. динамич. систем (DSMSI-2009). – К.: -КНУ им. Т.Шевченка, 2009. – С.136.
6. *Борьба с шумом на производстве: Справочник/Е.Я.Юдин, Л.А.Борисов, И.В.Горенштейн и др.; Под общ. ред. Е.Я.Юдина.* – М.: Машиностроение, 1985. – 400 с.
7. *Григорьян Ф.Е.* Расчет и проектирование глушителей шума энергоустановок / Григорьян Ф.Е., Перцовский Е.А. – Л.: Энергия, 1980. – 120 с.
8. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М.: Госэнергоиздат, 1960. – 464 с.
9. *Пат. 2031813* Российская Федерация, МКИ В 24 D 27/00. Силовая установка летательного аппарата / Доник В.Д., Матвеев А.Л., Горобийенко А.И.; заявитель и патентообладатель Государств. предприятие «АНТОНОВ». – № 4921995/23; заявл. 25.03.91; опубл. 27.03.95, Бюл. № 9. – 5 с.
10. *Пат. 2051278* Российская Федерация, МКИ F 01 N 1/00,1/08. Глушитель шума / Доник В.Д., Савченко П.С., Эрастов Е.В., Николаев А.С.; заявитель и патентообладатель Государств. предприятие «АНТОНОВ». – № 5039787/06; заявл. 24.04.92; опубл. 27.12.95, Бюл. № 36. – 5 с.

#### References

1. *Problemy aviacionnoj akustiki// Sbornik plenarnyh dokladov Vsesojuznoj akusticheskoy konferencii.* Akusticheskij institut. Munin A.G. Moscow, 1983. P. 185-198.
2. *Naumenko Z.N.* Glushiteli shuma ajerogazodinamicheskikh ustanovok: avtoref. dis. kand. tehn. nauk. Moscow: Gosstroj SSSR, 1971. 31 p.
3. *Tokarev V.I.* Snizhenie shuma bortovyh sistem kondicionirovaniya vozduha. Tokarev V.I., Mel'nikov B.N., Vorotyncev V.M. Moscow: Transport, 1986. 135 p.
4. *Blohincev D.I.* Akustika neodnorodnoj dvizhushhejsja srede. Moscow: Nauka, 1981. 206 p.
5. *Donik V.D.* Issledovanie volnovyh processov v отсеке. Donik V.D. Materialy Mezhd. konf. po modelirovaniyu i us-tojch. dinamich. sistem (DSMSI-2009). Kiev: KNU im. T.Shevchenka, 2009. P.136.
6. *Bor'ba s shumom na proizvodstve: Spravochnik.* E.Ja.Judin, L.A.Borisov, I.V.Gorenshtejn i dr.; Pod obshh. red. E.Ja.Judina. Moscow: Mashinostroenie, 1985. 400 p.
7. *Grigor'jan F.E.* Raschet i proektirovanie glushitelej shuma jenergoustanovok. Grigor'jan F.E., Percovskij E.A. Leningrad: Jenergjija, 1980. 120 p.
8. *Idel'chik I.E.* Spravochnik po gidravlicheskim soprotivlenijam. Moscow: Gosjenergoizdat, 1960. 464 p.
9. *Pat. 2031813* Rossijskaja Federacija, МКИ В 24 D 27/00. Silovaja ustanovka letatel'nogo apparata. Donik V.D., Matveev A.L., Gorobienko A.I.; zajavitel' i patentoobladatel' Gosudarstv. predprijatje «ANTONOV». № 4921995/23; zajavl. 25.03.91; opubl. 27.03.95, Bjul. No 9. 5 p.
10. *Pat. 2051278* Rossijskaja Federacija, МКИ F 01 N 1/00,1/08. Glushitel' shuma / Donik V.D., Savchenko P.S., Jerastov E.V., Nikolaev A.S.; zajavitel' i patentoobladatel' Gosudarstv. predprijatje «ANTONOV». № 5039787/06; zajavl. 24.04.92; opubl. 27.12.95, Bjul. No 36. 5 p.

Подана до редакції 16.10.2014