

## **СЕКЦІЯ 5**

### **ЛІТАКИ, ВЕРТОЛЬОТИ ТА АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ**

Керівник секції: д.т.н. професор В.А. Войтов  
Секретар секції: к.т.н. с.н.с. В.В. Логінов

**16.04.2008 р.: 14.30 – 17.30**

#### **ОЦЕНКА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ВЕРТОЛЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭКСПЛУАТИРУЮЩИХСЯ В НЕРАСЧЕТНЫХ УСЛОВИЯХ**

*д.т.н. О.Б. Анипко, Е.Ю. Иленко*

На основе анализа данных об отказах и неисправностях вертолетных двигателей, эксплуатирующихся в условиях нетипичного эксплуатационного цикла, получены их показатели надежности за период эксплуатации с 1995 по 2006 год. Выявлено несоответствие показателей надежности исследуемых двигателей установленным требованиям. Проведен анализ основных эксплуатационных факторов и их сочетаний, оказывающих влияние на интенсивность выработки ресурса двигателей. Разработана вероятностно-статистическая модель эксплуатации двигателей на основе изменения вероятности безотказной работы объектов от времени наработки. На основе использования модели дана оценка остаточного ресурса каждой из групп рассматриваемых вертолетных двигателей, разделенных в зависимости от величины их межремонтного ресурса. Отработаны рекомендации по коррекции сроков проведения и объема мероприятий технического обслуживания. Определены основные узлы и агрегаты двигателей, подлежащие модернизации. Обоснована универсальность разработанного подхода к прогнозированию остаточного ресурса и показана возможность его применения для других авиационных двигателей и объектов вооружения и военной техники, как сложных технических систем.

#### **ИНТЕГРАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ПЛАНЕРА ВОЕННО- ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА КАК СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ**

*д.т.н. О.Б. Анипко, к.т.н. В.В. Логинов*

Анализируются основные технические и эксплуатационные параметры, показатели и характеристики подсистем “силовая установка” и “планер” ЛА. Обосновываются пути их получения на этапах проектирования, испытания, доводки и эксплуатации объектов авиационной техни-

ки, а также на этапах обоснования их концепции и основных направлений развития. Указывается на отсутствие единого подхода к решению проблемы интеграции ЛА. Разработан комплексный метод интеграции силовой установки и элементов планера самолета. Приведена схема и состав модели для синтеза сложной технической системы "летательный аппарат". Построена иерархическая структура параметров, показателей и характеристик исследуемых подсистем. Разработан метод оценки уровня технического совершенства по степени рациональности. Указывается на необходимость мониторинга рационального диапазона с помощью экспертной системы. Исследуется влияние параметров рабочего процесса отдельных подсистем на интегративные свойства сложной технической системы "летательный аппарат". Для решения проблемы интеграции летательного аппарата и силовой установки должен быть применен системный подход, заключающийся в рассмотрении проектируемой системы "силовой установки", как одной из подсистем единого сложного комплекса более высокого уровня, в данном случае, самолета.

### **МЕТОД НАВЕДЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ ЗАДАНИЕ УСЛОВИЯ НАКЛОНА И ПОВОРОТА ТРАЕКТОРИИ ОТНОСИТЕЛЬНО НЕПОДВИЖНОЙ ЦЕЛИ**

*М.М. Баскаков*

Для широкого класса БЛА одной из основных функциональных задач управления движением является задача вывода таких объектов в фиксированную точку с заданными конечными условиями, т.е. с заданной ориентацией вектора скорости. Эти задачи (наведение) решаются при использовании комплекса технических средств, расположенных как на Земле, так и на борту БЛА и включают в себя разработку метода (алгоритма) наведения и средств его реализации.

Известны методы наведения, основанные на использовании теории оптимизации и классические методы (погони, пропорционального наведения и различные их модификации). Методы оптимизации предполагают получение оптимальной траектории заранее на земле с реализацией наведения после выхода на рубеж начала маневрирования (поиска или атаки цели), в качестве которого может быть принят промежуточный пункт маршрута. Выбор того или иного метода наведения БЛА в заданное конечное состояние зависит от характера граничных условий.

Автором разработан метод наведения на фиктивную (мнимую) неподвижную цель, обеспечивающий наведение на фактическую цель с заданной ориентацией вектора скорости БЛА в трехмерном пространстве. При этом траектория мнимой цели, ее скорость и закон изменения дальности,

выбраны при условии обеспечения встречи мнимой цели и БЛА с фактической наземной целью в один и тот же момент времени. Произведено моделирование по оценке точности, требуемых величин времени и энергетических затрат. Выполнено сравнение с методом прямая-разворот, который при постоянной скорости БЛА является оптимальным.

### **ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИВУЧОСТІ БПЛА – НОСІЇВ ЗАСОБІВ РОЗВІДКИ, ЗВ'ЯЗКУ ТА РАДІОЕЛЕКТРОННОЇ БОРОТЬБИ**

*Д.В. Баубатрин, В.І. Дручило*

Розглядається питання живучості БПЛА в умовах бойового застосування та протидії засобам їх знищення.

Розглядається доцільність застосування засобів розвідки, зв'язку та радіоелектронної боротьби, розміщених на БПЛА, їх бойові можливості та живучість в умовах протидії з боку зенітних керованих ракет та бортового озброєння літаків, а також зменшення ймовірності їх виявлення радіолокаційними станціями (РЛС).

Виникає задача розробки ряду організаційних та технічних заходів, що забезпечують підвищення живучості БПЛА – носіїв засобів розвідки, зв'язку та радіоелектронної боротьби. В цьому плані пропонується наступне: зниження ЕВП за рахунок покриття радіопрозорими матеріалами, які поглинають радіохвилі; широке використання камуфляжного покриття БПЛА згідно з умовами його застосування; комплексне використання різних висот польоту БПЛА (гранично малих, малих, середніх) на протязі виконання польотної програми; періодична зміна позицій запуску БПЛА за рахунок нічних пересувань по рокадних шляхах; протиуламкове панцерування бортової апаратури БПЛА.

Як суттєвий факт слід відзначити те, що ці заходи можливо проводити у суворій відповідності до призначення БПЛА. Збільшення фізичної живучості БПЛА дозволить значно розширити спектр їх комплексного використання, що обмежує або виключає застосування коштовних, складних та не завжди доступних систем озброєння.

### **ОСОБЛИВОСТІ ПОБУДОВИ НЕЛІНІЙНОЇ СТАЦІОНАРНОЇ МОДЕЛІ АЕРОДИНАМІКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА НА ОСЬОВИХ РЕЖИМАХ ОБТІКАННЯ**

*к.т.н. В.А. Бердочник, А.Д. Бердочник, В.В. Богомаз*

Застосування нелінійної стаціонарної моделі аеродинаміки несучого гвинта можливе при розв'язанні задачі оптимізації геометричних і кінематичних параметрів несучого гвинта вертольота для реалізації режимів

висіння та вертикального набору висоти. У порівнянні з нестационарною нелінійною моделлю обтікання гвинта, що застосовується для моделювання навкісних режимів обтікання, дана задача має ряд особливостей. Симетричність осьового режиму обтікання суттєво зменшує розмірність системи лінійних алгебраїчних рівнянь для визначення циркуляцій вихрових рамок, якими моделюються жорсткі непроникні поверхні-лопати до кількості цих рамок однієї лопати. Вихровий слід, що розташований за кожною лопаттю також має однакові параметри стосовно напруженості вихрових джувтів та розташування у просторі. Ці фактори дозволяють розв'язувати оптимізаційну задачу з використанням методів перебору параметрів наперед заданого комплексу на основі модифікованого симплексного методу Нелдера-Міда.

## **ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ВИБУХОЗАХИСНОГО КОНТЕЙНЕРА**

*С.Д. Войтенко*

За вимогами Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO) на всіх літаках, розрахованих на перевезення більш ніж 30 пасажирів, повинні бути в обов'язковому порядку передбачені засоби локалізації виявлених на борті вибухових пристроїв. Для оптимізації конструктивних параметрів вибухозахисного контейнера та оцінки ефективності його функціонування було проведено чисельне моделювання процесу динамічного навантаження корпусу контейнера під дією продуктів детонації. За результатами моделювання було: визначено мінімально допустиму товщину корпусу контейнера; обґрунтовано вибір матеріалу виготовлення (гарматна сталь) та засоби зменшення масогабаритних показників контейнера.

## **ДОСЛІДЖЕННЯ ШЛЯХІВ ПІДВИЩЕННЯ ПОКАЗНИКІВ ГОТОВКОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ПРИ ВИКОНАННІ НЕЮ ЗАВДАНЬ ЗА ПРИЗНАЧЕННЯМ**

*д.т.н. В.А. Войтов, В.М. Чернявський*

Ефективність процесу експлуатації парку бойової авіаційної техніки визначається рядом показників, основними з яких є коефіцієнт готовності та коефіцієнт технічного використання авіаційної техніки. Забезпечення високих (нормуємих для коефіцієнта готовності) їх значень є першочерговою задачею експлуатуючих органів, що потребує використання усіх можливих резервів, починаючи з оптимального розподілу особового складу інженерно-авіаційної служби й закінчуючи раціональним застосуванням існуючих штатних засобів контролю технічного стану та новітніх

методів відновлення авіаційної техніки. Однак вказані підходи давно вивчені й тому досить обмежені у своєму впливі на процес експлуатації. Справа корінним чином міняється при застосуванні новітніх, більш прогресивних методів діагностики.

В доповіді робиться докладний аналіз впливу точності та функціональності контролю на можливості збільшення коефіцієнта готовності. На прикладі застосування перспективного підходу до діагностування редукторів вертольоту Ми-8 показано, що його використання дозволяє суттєво (на 10 – 15%) зменшити кількість відмов останніх, внаслідок чого збільшується імовірність благополучного завершення польоту вертольотами даного типу, а це, в свою чергу, дозволяє збільшити коефіцієнт готовності за рахунок зменшення термінів відновлювальних робіт.

### **ФОРМУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕШІТКИ ПРОФІЛІВ З ГАЗО-МЕХАНІЧНИМ РЕГУЛЮВАННЯМ**

*к.т.н. В.М. Дихановський, О.Л. Шаповалов*

Решітка профілів з газо-механічним регулюванням розглядається як об'єкт з певними аеродинамічними характеристиками. На основі розрахунку течії газу через решітки нерухомих профілів для різних режимів натікання потоку, а також з урахуванням зовнішнього моменту були сформовані аеродинамічні характеристики решітки профілів з газо-механічним регулюванням в широкому діапазоні кутів натікання потоку. Показані розрахункові співвідношення, що використовувались для формування цих характеристик. Для забезпечення автономності режимів роботи решітки профілів за тиском і температурою навколишнього середовища запропоновано термопнеumo-механічний пристрій, що створює зовнішній момент на профілях решітки. Порівняння отриманих характеристик з характеристиками нерухомих решіток свідчить про суттєві переваги решіток профілів з газо-механічним регулюванням. Насамперед їх характеристики стабільні у всьому можливому діапазоні кутів натікання потоку.

### **УДАРНО-ПЛАЗМЕННАЯ СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ ДВС**

*к.т.н. К.В. Корытченко, к.т.н. Ю.И. Кистерный, С.М. Шкирида*

Повышение экономичности двигателей внутреннего сгорания достигают путем обеднения смеси. При этом требуется значительное увеличение энергии искры. Разработана система зажигания, которая позволяет реализовать периодическое зажигание с частотой около 200 Гц. Система позволяет дискретно регулировать величину выделяемой энергии в широком диапазоне (от 1 мДж до 1 Дж) в процессе работы системы зажига-

ния. Имеется возможность регулирования длительности выделения энергии в разряде в интервале от 0,1 мс до 3 мс. Разработано два варианта исполнения системы: трех и двухэлектродным исполнением. В разработанной системе зажигания используется электрический разряд с многоступенчатым изменением напряжения, прикладываемого к промежутку в процессе развития разряда. Применены схемы неполного разряда ёмкости. Наибольшие значения разрядного тока достигаются при подведении низкого напряжения к промежутку. Тем самым достигается увеличение КПД разряда до 30 %.

**17.04.2008 р.: 10.00 – 13.00**

## **ТЕНДЕНЦІ ЗАСТОСУВАННЯ РОЗВІДУВАЛЬНИХ БПЛА**

*В.С. Комаров, Ю.М. Павлюк, І.Г. Купалов*

Найбільш характерною рисою збройної боротьби сучасності та найближчого майбутнього можна вважати переважну роль розвідки, обміну інформацією в масштабі реального часу і, як наслідок, підвищення ефективності управління військами (зброєю). Особливістю розвідувального забезпечення сучасних воєнних конфліктів є комплексність застосування наземних, повітряних і космічних засобів розвідки, що дозволяє використовувати їх можливості у широкому діапазоні завдань, які спільно вирішуються авіаційними, наземними і морськими угрупованнями військ (сил) як на етапах підготовки, так і в ході воєнних конфліктів.

Первісність використання високоточного озброєння по відношенню до стратегії і тактики застосування угруповань військ (сил) вже сьогодні вимагає наявності оперативної, повної, точної, своєчасної та достовірної інформації про противника та його об'єкти. Одним з найбільш пріоритетних напрямків виконання цих вимог за допомогою технічних засобів розвідки є подальший розвиток безпілотної авіації. Тенденції розвитку систем БПЛА свідчать про те, що за їх допомогою усі види збройних сил та роди військ (сил), спеціальних військ зможуть виконувати свої функції на принципово вищому за якістю рівні. Сучасні технології дають змогу створити для БПЛА апаратуру оптичної, радіолокаційної, радіотехнічної та радіометричної розвідки, а також зв'язку, навігації, радіоелектронної боротьби тощо, масо-габаритні характеристики якої дають можливість розміщувати її на досить компактному носії.

Всебічний аналіз тенденцій та досягнень в розвитку безпілотної авіації дозволяє стверджувати про якісні зміни у напрямках розробок цих апаратів, формах та способах їх застосування, а також про активне використання новітніх інформаційних та технічних досягнень.

## **МЕТОДИЧНИЙ ПІДХІД ДО ОЦІНКИ ПОКАЗНИКІВ ОСНОВНИХ БОЙОВИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ УДАРНОГО АВІАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ПРИ ВИРІШЕННІ ТИПОВИХ БОЙОВИХ ЗАДАЧ**

*д.т.н. О.Б. Леонтєв, О.М. Компанієць*

Узагальнені показники бойової ефективності являють собою зручний засіб для оцінювання зразків озброєння та військової техніки. Для порівняльної оцінки бойової ефективності ударних авіаційних комплексів (УАК) застосовується відносний показник – коефіцієнт бойового потенціалу. Проведений аналіз методик визначення коефіцієнту бойового потенціалу свідчить про їх недосконалість. Пропонується підхід для вирішення задач по оцінці впливу тактико-технічних характеристик (ТТХ) на бойові властивості УАК і ступеню вкладу різних бойових властивостей в ефективність УАК шляхом використання експертно-аналітичних методик. При цьому здійснюється декомпозиція узагальненого показника бойового потенціалу по основних властивостях УАК, внесок яких оцінюється експертно. В межах кожної з властивостей визначається сукупність ТТХ авіаційного комплексу, що обумовлює дану властивість. Функціональний зв'язок визначеної сукупності ТТХ та узагальненого показника властивостей пропонується встановлювати на основі обробки наявного статистичного матеріалу. Таким чином, запропонована багаторівнева процедура, забезпечує отримання оцінки бойового потенціалу УАК при обмежених вибірках статистичної інформації.

## **РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ПОДБОРА МАСЕЛ ДЛЯ ГТД И АВИАЦИОННЫХ РЕДУКТОРОВ**

*С.А. Митиков, к.т.н. Р.Н. Джус, О.Н. Трошин*

Многолетний опыт эксплуатации авиационной техники, а также ее боевого применения в локальных войнах показывает, что одним из основных факторов, определяющих безотказность и долговечность двигателей и редукторов, является надежная работа их трибосистем (подшипниковых опор, зубчатых передач и шлицевых соединений). Немаловажную роль в надежной работе трибосистем играет смазочный материал, т.е. моторное и трансмиссионное масло, эксплуатационные свойства, которых должны обеспечивать безотказную работу двигателя и редуктора на всех режимах их эксплуатации. Одним из условий, обеспечивающих боеготовность авиационной техники в любое время года и на любом аэродроме, является уменьшение применяемых сортов моторных и трансмиссионных масел. Опыт эксплуатации авиационной техники и проведенный анализ требований к моторным и трансмиссионным маслам, применяе-

мым в ГТД и авиационных редукторах, показывает правомочность рабочей гипотезы "единого моторного масла для эксплуатации авиационной техники". Для обоснования и принятия такого решения разработаны критерии оценки "жесткости" условий работы масел в ГТД и авиационных редукторах, а также критерии, оценивающие начальные эксплуатационные свойства масла и их изменение в процессе эксплуатации. Полученные расчетно-экспериментальные данные позволили получить зависимость между этими критериями. Использование полученной критериальной зависимости позволило разработать концепцию подбора масел к двигателям и авиационным редукторам, а также обосновать требования к единому для них маслу.

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕСООСНОСТИ И НЕПАРАЛЛЕЛЬНОСТИ НА ПОГРЕШНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛА ПОВОРОТА РУЛЕЙ БПЛА**

*С.Г. Пожарский*

В работе выполнен вывод формулы для определения угла поворота оси датчика как функции от несоосности, непараллельности и угла поворота руля БПЛА:

$$\varphi = \arctg \frac{\text{Cos}\gamma \times \text{Sin}\gamma \times \text{Sin}\beta (\text{Cos}\varphi_1 - 1) + \text{Cos}\gamma \times \text{Sin}\varphi_1 \times \text{Cos}\beta}{\text{Sin}^2\gamma + \text{Cos}^2\gamma \times \text{Cos}\varphi_1},$$

где  $\gamma$  и  $\beta$  – соответственно вертикальная и горизонтальная составляющие непараллельности,  $\varphi_1$  – угол поворота руля. На основании этой формулы получена погрешность измерения угла поворота руля. Показано, что несоосность не влияет на погрешность измерения. Полученные результаты иллюстрированы семейством графиков для значений горизонтальной и вертикальной составляющих непараллельности от  $1^\circ$  до  $10^\circ$  при значении угла поворота руля, равном  $23^\circ$ . Результаты работы были использованы при разработке программы и методики метрологической аттестации стенда нагрузочного универсального СН-У.

### **АЛГОРИТМ ОЦІНКИ ЗМІНИ РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ В ПРОЦЕСІ ТРИВАЛОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКІВ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ**

*к.т.н. А.В. Приймак, к.т.н. Ю.І. Миргород, В.С. Борисенко*

Безпека польотів літаків військово-транспортної авіації сьогодні виходить на передній план, оскільки саме рівень безпеки польотів і його зміна в процесі експлуатації по причинами, що не залежать від людського



та особистісного факторів, і є тим показником, який багато в чому визначає доцільність їх подальшої експлуатації. Ми ж маємо сьогодні техніку, терміни експлуатації якої добігають свого кінця, що характеризується різким погіршенням надійності, її льотно-технічних характеристик та техніко-економічних показників.

В доповіді відмічається той факт, що вітчизняні концепція та комплексна програма забезпечення безпеки польотів, положення яких декларуються діючим нині керівними документами, в тому числі й „Положенням про запобігання авіаційних подій у Військово-Повітряних Силах України”, на превеликий, жаль не враховують дію даного фактору в процесі льотної та наземної експлуатації авіаційної техніки. Це приводить до порушення принципу комплексності та повноти при формуванні та виконанні профілактичних заходів щодо забезпечення безпеки польотів, а отже безпосередньо впливає на їх ефективність.

Пропонується алгоритм, що спрямований на визначення зміни імовірнісних показників безпеки польотів за даними записів об'єктивного контролю, базуючись на статистичній інформації про зміну основних енергетичних показників літака, що мають місце в процесі його тривалої експлуатації.

## **МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ ОРГАНІЗАЦІЇ СИНЕРГЕТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПРОЦЕСОМ ЗАСТОСУВАННЯ ФОРМУВАНЬ ПЕРСПЕКТИВНИХ БОЙОВИХ БЕЗПЛОТНИХ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ**

*к.т.н. І.І. Самборський*

Досвід ведення авіаційних бойових дій показує, що відомі підходи щодо створення жорстко організованих ієрархічних бойових авіаційних структур безпілотних літальних апаратів не завжди ефективні для проведення повітряних операцій. Пропонується замінити їх мобільними автономно функціонуючими інформаційно-інтегрованими формування безпілотних літальних апаратів, які побудовані в рамках мережевої концепції застосування військ (сил). Цим формуванням будуть необхідні нові підходи для організації управління. Вони орієнтовані на раптовий швидкий високоточний удар в умовах протидії, неповної, неточної і невизначеної апріорної інформації про стан противника.

Запропоновано для організації управління формуваннями безпілотних авіаційних систем використати новий підхід, який дозволяє досягти синергетичного ефекту за рахунок реалізації несилового управління цими перспективними бойовими авіаційними безпілотними системами.

---

## **УДОСКОНАЛЕННЯ S-ПОДІБНОГО ПОВІТРОЗАБІРНИКА ЛІТАКА Л-39 З МЕТОЮ РОЗШИРЕННЯ ДІАПАЗОНУ УСТАЛЕНОЇ РОБОТИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ**

*Ю.В. Скорий, д.т.н. С.А. Калкаманов*

В останній час у рамках програми по модернізації озброєння й військової техніки Міністерством оборони України проводяться заходи щодо модернізації літака Л-39, які містять у собі модернізацію планера, авіаційного обладнання, озброєння і силової установки (СУ) літака. Збільшення енергооснащеності СУ надасть можливість істотно поліпшити льотно-технічні й маневрені характеристики літака, розширити діапазон висот і швидкостей польоту, що дозволить створити на його базі легкий штурмовик та винишувач малошвидкісних повітряних цілей.

У зв'язку із цим актуальною є задача по визначенню аеродинамічних характеристик вхідного пристрою силової установки модернізованого літака Л-39 на несталих режимах польоту з урахуванням впливу на характеристики експлуатаційних факторів, а також обґрунтування шляхів удосконалення повітрозабірника для забезпечення усталеної роботи СУ в більш широкому діапазоні експлуатації й бойового застосування літака.

В доповіді представлено спосіб аеродинамічного вдосконалення S-подібного вхідного пристрою СУ навчально-бойового літака, оснований на результатах чисельного моделювання параметрів двохфазного просторового потоку атмосферного повітря в каналі повітрозабірника літака.

## **ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИСКОПОДІБНОГО КРИЛА ТА ПЕРСПЕКТИВ ЙОГО ВИКОРИСТАННЯ В СУЧАСНІЙ АВІАЦІЙНІЙ ТЕХНІЦІ**

*Р.М. Чигрин*

Розширення кола задач, що вирішує авіація, передбачає створення нових типів літальних апаратів. В цьому аспекті особливу увагу до себе привертає літальний апарат з дископодібним крилом типу „літаюче крило”. Показані переваги та перспективи використання такого крила. Проведено аналіз недоліків дископодібного крила, основними з яких є великий індуктивний опір, що пов'язаний з значними кінцевими перетіканнями і, як наслідок цього, низька аеродинамічна якість. Намічені шляхи зменшення негативного впливу індуктивного опору та підвищення аеродинамічної якості за допомогою встановлення кінцевих аеродинамічних поверхонь.

Представлені аеродинамічні характеристики дископодібного крила з різними по формі і місцю установки кінцевими аеродинамічними поверх-

нями. Вибрані оптимальні параметри кінцевих аеродинамічних поверхонь для дископодібного крила.

Описана методика розрахунку аеродинамічних характеристик дископодібного крила, яка заснована на теорії потенційних течій та являє собою подальший розвиток метода збурених потенціалів.

### **ВПЛИВ КОНФУЗОРНОСТІ МІЖЛОПАТКОВОГО КАНАЛУ НА ГАЗОДИНАМІЧНІ ВТРАТИ В ТУРБІННИХ ГРАТАХ ПРОФІЛІВ З НАХИЛЕНИМИ ТОРЦЕВИМИ СТІНКАМИ**

*Ю.В. Хабаров*

У доповіді розглянуті актуальні питання впливу торцевих стінок соплового апарата на газодинамічні втрати в ґратах профілів газової турбіни авіаційних двигунів літальних апаратів. Наведені результати експериментальних досліджень ґрат профілів соплового апарата зі змінним кутом нахилу торцевих стінок, які представлені у вигляді графічної залежності. Отримана експериментальна залежність зміни величини газодинамічних втрат, зв'язаних з наявністю скосів торцевих стінок соплових апаратів проточної частини газових турбін.

### **ДОСЛІДЖЕННЯ ПОЛЯ ІНДУКТИВНИХ ШВИДКОСТЕЙ МОДИФІКОВАНОГО РУЛЬОВОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА**

*В.О. Шлапацький, к.т.н. Ю.І. Миргород*

Однією з основних задач аеродинамічного розрахунку вертольота є задача дослідження полів швидкостей від його гвинтів. Для всього комплексу практичних задач вертольота необхідною є багатопланова і детальна інформація про струмінь від гвинтів та його конкретні характеристики. Вивчення процесу формування струменя за гвинтом уявляє собою науковий та практичний інтерес. Досліджено і наведено основні результати дослідження розподілення вертикальних складових швидкостей по площині струменя для модифікованого рульового гвинта вертольота, лопаті якого мають зменшену хору та нерегулярне розташування в площинах обертання. Зроблено порівняння таких розподілень з аналогічними для трилопатевого рульового гвинта військово-транспортного вертольота. Результати досліджень дозволяють зробити висновок про можливість розширення діапазону обмежень, що накладаються на військово-транспортний вертоліт, за напрямком та інтенсивністю бічного вітру на режимі висіння.