**Семитківська Таївія Олексіївна. Методика оцінювання впливу індивідуальних осоособливос тей на злітні характеристики поповітряних суден : Дис... канд. наук: 05.07.07 - 2002.**

|  |  |
| --- | --- |
| |  | | --- | | Семитківська Т.О. Методика оцінки впливу індивідуальних особливостей на злітні характеристики повітряних суден. – Рукопис.  Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.07 Випробування літальних апаратів та їх систем, Національний авіаційний університет, Київ, 2002.  На основі математичного моделювання динаміки літака АН-24 на етапі зльоту проаналізовано вплив індивідуальних особливостей на його льотно-технічні характеристики, що впливають на рівень безпеки польотів.  Розроблено методики оцінки впливу стану зовнішньої поверхні та залишкових деформацій конструкції на зміну аеродинамічних коефіцієнтів підіймальної сили, лобового опору та моментів рискання і крену.  Згідно вимог норм льотної придатності (АП-25) визначено номенклатуру злітних характеристик, за зміною яких досліджено вплив індивідуальних особливостей. Розроблено моделюючий комплексі і методику та досліджено вплив індивідуальних особливостей на злітні характеристики літака. Показано, що для збереження заданого рівня льотної придатності літака Ан-24 з індивідуальними особливостями необхідно коригувати значення максимальної злітної маси, отримане згідно НЛЕ.  Розроблено методику корекції максимальної злітної маси літака Ан-24, визначеної з умови дотримання нормованого градієнта набору висоти, на його індивідуальні особливості. Основні результати роботи можуть знайти застосування при дослідженнях аеродинамічних характеристик ПС, при розробці та сертифікації літаків, а також при підготовці льотного складу до польотів на ПС. | |
| |  | | --- | | У дисертації наведено розв’язання актуальної наукової задачі оцінювання та врахування ступені впливу індивідуальних особливостей повітряних суден на їх злітні характеристики, яка дозволяє підвищити рівень безпеки польотів шляхом обґрунтованого призначення експлуатаційних обмежень при розробці та сертифікації літака (типу та екземпляру), достовірність аналізу даних авіаційних подій та якість підготовки льотного складу на авіаційних тренажерах до польотів.  У процесі дослідження отримані наступні результати.   1. Виконаний аналіз упливу різноманітних факторів та умов на рівень безпеки польотів показав, що у процесі експлуатації ПС відбувається погіршення його основних аеродинамічних і льотно-технічних характеристик. Це обумовлено, у тому числі, зміною стану зовнішньої поверхні літака та накопиченням залишкових деформацій конструкції. Вплив цих факторів на характеристики ПС має складний характер і вивчено лише частково. 2. Аналіз характеру впливу виробничих нерівностей дозволив звести всю різноманітність їхніх видів до наступних типів: шорсткість поверхні, викривлення профілю та хвилястість зовнішньої поверхні, окремі нерівності (виступи, уступи, головки гвинтів, заклепок). 3. Розроблено методику розрахунку впливу виробничих нерівностей через похідні коефіцієнта підіймальної сили по куту атаки ізольованих елементів літака: крила, фюзеляжу, оперення, гондол двигунів. Визначено функціональні залежності між цими похідними та параметрами, що характеризують стан зовнішньої поверхні літака. 4. Розроблено методику розрахунку впливу виробничих нерівностей на приріст лобового опору агрегатів літака. Визначено функціональні залежності між приростом коефіцієнта лобового опору та параметрами, що характеризують стан зовнішньої поверхні літака. 5. Розроблено методику розрахунку асиметричних моментів крену та рискання, обумовлених залишковими деформаціями конструкції ПС, на підставі даних нівелювань з використанням простих аналітичних залежностей для визначення геометричного кручення крила. Доведено, що залишкові деформації крила зростають зі збільшенням напрацювання. 6. Розроблено методику та програмно-моделюючий комплекс для оцінювання впливу зміни аеродинамічних характеристик ПС унаслідок індивідуальних особливостей на його льотно-технічні характеристики в усіх очікуваних умовах експлуатації. 7. На прикладі літака Ан-24 визначено вплив індивідуальних особливостей на його характеристики на етапі повного зльоту: усталений градієнт набору висоти, дистанцію розбігу та злітну дистанцію. Встановлено, що:   при зльоті з усіма працюючими двигунами ІО не призводять до порушення норм льотної придатності та зниження заданого рівня безпеки польотів;  при виконанні продовженого зльоту з одним непрацюючим двигуном максимальна припустима маса літака з ІО, розрахована з умови дотримання нормованого градієнту набору висоти, не гарантує заданого рівня безпеки польотів, оскільки наявність ІО суттєво знижує значення наявного градієнту;  дистанції розбігу та продовженого зльоту зростають при наявності у літака ІО, причому найбільший уплив на цьому етапі має величина падіння повної тяги двигунів.   1. Отримано залежності для корекції максимальної злітної маси, розрахованої з умови дотримання нормованого градієнту набору висоти, на індивідуальні особливості та розроблено методику корекції допустимої злітної маси з урахуванням наявних у ПС індивідуальних особливостей. | |