

УДК 629.735.33

**Л.В. Капитанова***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"***АНАЛИЗ УЧАСТКОВ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ С  
УЧЕТОМ МОДИФИКАЦИОННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ В  
СТОЙКАХ ШАССИ САМОЛЕТА**

*Исследовано принципиальное влияние новых конструктивов, т.е. дополнительных энергетических камер (ДЭК), используемых, как правило, на участке нетормозного пути на все участки посадочной дистанции самолета. Показано, что применение ДЭК в основных и передней стойках шасси обеспечивает не только снижение перегрузок в момент посадочного удара и снижает длину участка нетормозного пути, но и существенно расширяет возможности параметров пилотирования на всех участках посадочной дистанции по величинам: углу захода на посадку, вертикальной составляющей посадочной скорости, углу отклонения руля высоты и посадочному углу атаки крыла.*

**Ключевые слова:** модификация самолета, взлетно-посадочные характеристики, взлетно-посадочная полоса, длина разбега, длина пробега.

**Введение**

Взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) играют существенную роль в конкурентной способности современных самолетов, поскольку они определяют аэродромы их базирования, безопасность самолетов и пассажиров, технику пилотирования и т.д. [1].

С непрерывным увеличением крейсерских скоростей полета, неизбежно ухудшаются взлетно-посадочные характеристики. Поэтому разработка средств, обеспечивающих их улучшение, была постоянной заботой конструкторов на всех этапах развития авиации.

За последние годы появились сотни научных работ и проектно-конструкторских разработок [1]–[2], направленных на решение этой постоянно существующей проблемы.

Одним из важных направлений улучшения ВПХ самолетов является путь совершенствования амортизационных систем их шасси, воспринимающих и гасящих всю вертикальную составляющую посадочной энергии самолета [3]–[6].

**Постановка задачи исследований**

Перспективным в таком направлении является применение в стойках шасси дополнительных энергетических камер, обеспечивающих ускоренный выход на потребные углы атаки крыла при взлете самолета [7] и гасящих часть кинетической энергии при посадке самолета, обеспечивающего укороченный пробег.

Введение ДЭК в амортизационные системы вносит принципиальные изменения в их функционирование, а также приводит к модификационным доработкам как основных, так и передней стоек шасси.

Естественно возникает вопрос, на какие же участки посадочной дистанции включение в работу ДЭК окажет положительное влияние, и в какой мере это свойство ДЭК можно использовать при посадках самолетов.

**Анализ участков посадочной дистанции самолета**

Проанализируем влияние новых средств модификации шасси на возможное изменение посадочной дистанции самолета.

Техника пилотирования самолетов [1] (табл.1) предусматривает несколько участков посадочной дистанции (рис.1).

По схеме №1 осуществляют посадки: магистральные пассажирские и транспортные самолеты, бомбардировщики и т.п.

Схема №2 наиболее характерна для легких самолетов, самолетов КВП и палубной авиации.

При обеих схемах полная посадочная дистанция получается как сумма длин отдельных участков.

$$L_{\text{ПД}} = L_{\text{ПЛ}} + L_{\text{ВР}} + L_{\text{ВД}} + L_{\text{ПЗ}} + L_{\text{НТ.П}} + L_{\text{Т.П}}, \quad (1)$$

где  $L_{\text{ПЛ}}$  - горизонтальная длина участка планирования;

$L_{\text{ВР}}$  - горизонтальная длина участка выравнивания;

$L_{\text{ВД}}$  - длина участка выдерживания;

$L_{\text{ПЗ}}$  - длина участка приземления;

$L_{\text{НТ.П}}$  - длина нетормозного пробега;

$L_{\text{Т.П}}$  - длина тормозного пробега.

Таблица 1

Требования по конфигурации самолета в посадочном режиме (по FAR-25)

Участок полета	Конфигурация самолета				
	Положение закрылков	Положение шасси	Тяга (мощность)	Скорость	Высота, м
Заход на посадку	Посадочное	↑	Взлетная	$V \geq 1,5V_c$	15 - 0
Посадка	Посадочное	↓	Все двигатели во взлетном режиме	$V \geq 1,3V_c$	0

Схема 1

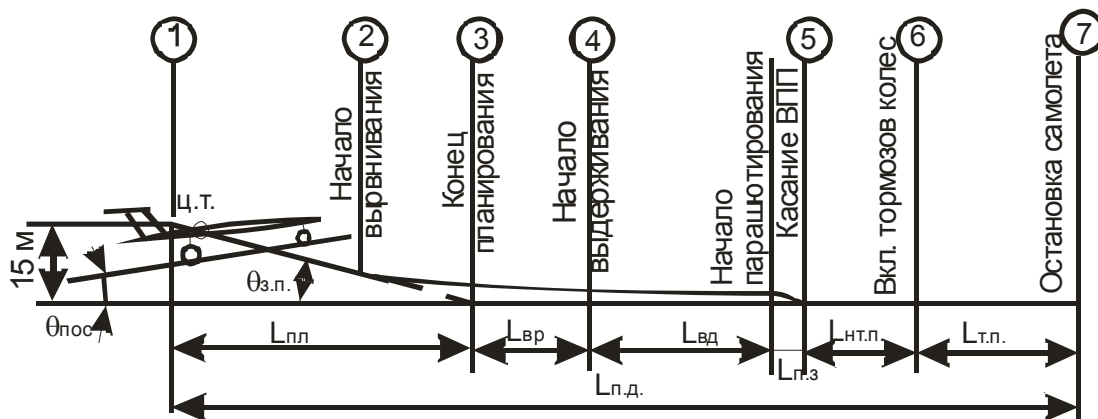


Схема 2

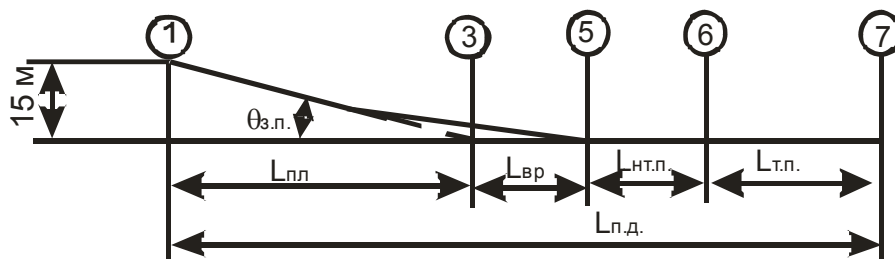


Рис.1. Основные участки посадочной дистанции самолета:

$L_{ПД}$  - горизонтальная длина участка планирования (захода на посадку);  $L_{ВР}$  - длина участка выравнивания;  
 $L_{ВД}$  - длина участка выдерживания;  $L_{ПЗ}$  - длина участка приземления;  $L_{НТ.П}$  - длина участка неконтролируемых тангажных колебаний пути;  $L_{Т.П}$  - тормозной путь по ВПП

В параметрическом виде оценка посадочной дистанции может быть представлена в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 L_{ПД} = & L_{Пл} \{ \theta_{зп}; V_y; V_x; C_{y_{max}} \} + L_{ВР} \{ \theta_{зп}(t_2); \Delta n_y; V_y; V_x; C_{y_{max}} \} + \\
 & + L_{ВД} \left\{ C_{y_{max}}; V_x; \theta_{пос}; (\alpha t_4); (\alpha_{ышт} - \theta_{пос}(\alpha)); \frac{d\alpha}{dt} \right\} + L_{ПЗ} \{ V_y(\bar{\beta}); n_y(\bar{\beta}); h_{пз}; \rho_0; K_{пз}; \theta_{пос}(t_5) \} + \\
 & + L_{НТ.П} \left\{ V_y(\bar{\beta}); K_{проб}(\bar{\beta}, \delta_{ИНТК}, \delta_{ИНТЗ}); \rho_0 \delta_B^0(t_{НТ.П}); (\alpha_{min} - \theta_{пос}); \frac{d\alpha}{dt}; -P_d; \frac{e_0}{b_0}; A_{ам}; A_{пн}; \Delta A_{дэк} \right\} + \\
 & + L_{Т.П} \{ V_x(t_6); \rho_0; V_x; (\text{параметры тормозной системы и состояния ВПП}) \}, \quad (2)
 \end{aligned}$$

где  $\theta_{\text{пос}}, \theta_{\text{з.п}}$  - посадочный угол и угол захода на посадку (рис.4);

$V_x, V_y$  - горизонтальная и вертикальная составляющие посадочной скорости;

$C_{y\text{max}}$  - коэффициент подъемной силы крыла на соответствующих участках посадочной дистанции;

$\alpha$  - угол атаки крыла на соответствующих участках;

$R_d$  - реверс тяги двигателей;

$n_y$  - перегрузка по оси  $y$ ;

$K$  - аэродинамическое качество самолета;

$\delta_b$  - угол отклонения руля высоты;

$t$  - время;

$\rho$  - плотность воздуха на уровне аэродрома приземления;

$\bar{\beta}$  - коэффициент неуровненности посадочной массы самолета;

$\delta_{\text{инт.к}}, \delta_{\text{инт.з}}$  - углы отклонения интерцепторов крыльевого (К) и в закрыльевых (З);

$A_{\text{ам}}, A_{\text{пн}}, A_{\text{дэк}}$  - работы, совершаемые амортизатором, пневматиком и дополнительной энергетической камерой (ДЭК);

$h_{\text{пз}}$  - высота парашютирования самолета при приземлении;

$e_0, b_0$  - геометрические параметры компоновки шасси на самолете.

Проанализируем каждый из участков посадочной дистанции.

Участок захода на посадку  $L_{\text{пл}}$  может быть выражен через угол подхода  $\theta_{\text{з.п}}$  и высоту препятствия; обычно высота принимается равной  $\sim 15$  м.

Выражение для  $L_{\text{пл}}$  имеет вид [2]:

$$L_{\text{пл}} = \frac{50}{\text{tg}\theta_{\text{з.п}}}. \quad (3)$$

Так как угол  $\theta_{\text{з.п}}$  зависит от горизонтальной скорости ( $V_x$ ) и скорости снижения ( $V_y$ ), то  $L_{\text{пл}}$  можно представить в виде:

$$L_{\text{пл}} = \frac{50V_x}{V_y}. \quad (4)$$

Анализ этого уравнения в параметрической форме показывает, что при скорости снижения

$V_y$  больше 3 м/с при  $V_x$  10 м/с значения  $L_{\text{пл}}$  изменяются незначительно, а при  $V_x \geq 40$  м/с это изменение становится заметнее. Поэтому можно считать, что выгоднее уменьшать скорость захода на посадку, чем пытаться получить высокие скорости снижения  $V_y$ .

При этом следует отметить следующую особенность. По нормам НЛГС (действующим в Украине) рекомендуется  $\theta_{\text{з.п}} = 2^\circ 30'$ , тогда как в США для самолетов с УВП этот параметр доходит до  $15^\circ$  (посадка с крутых глиссад) [1].

Участок посадочной дистанции – выравнивание – следует за участком планирования. Его основное предназначение – довести посадочные параметры самолета, т.е. угол атаки крыла  $\alpha$ , вертикальную составляющую посадочной скорости  $V_y$  и угол тангажа самолета  $\theta$  до приемлемых значений перед непосредственным касанием самолета ВПП.

Минимальная высота выравнивания с нормируемым запасом по скорости захода на посадку  $V_{\text{з.п}} = 1,3V_C$  определяется исходной вертикальной скоростью и допустимой перегрузкой при выравнивании. Для стандартной глиссады с углом залегания до  $-3^\circ$  при вертикальной скорости  $-3,5...4$  м/с минимальная высота выравнивания составляет 3 м, для крутых глиссад с  $\theta = 4^\circ...5^\circ$  и вертикальной скоростью снижения  $-5...7$  м/с минимальная высота выравнивания 5-9 м при перегрузке  $n_y = 1,2...1,3$ .

Оптимальная высота выравнивания, определенная в испытаниях и составляет примерно 5 м при средних и задних центровках. При передних центровках увеличивается время срабатывания вследствие увеличения момента инерции самолета и некоторого снижения эффективности продольного управления. Оптимальная высота выравнивания при передних центровках составляет 7-8 м. Для выполнения выравнивания требуется кратковременное отклонение штурвала на себя с обязательным возвращением в исходное балансировочное положение перед касанием ВПП для предотвращения роста угла тангажа после касания и повторного отделения самолета. При этом получаются стабильные по месту приземления посадки с сохранением остаточного угла наклона траектории  $-0,5 - 1^\circ$  вплоть до момента контакта с ВПП. Касание происходит мягко с вертикальными скоростями  $V_{y\text{кас}} = -(0,5...1,3)$  м/с и с перегрузкой  $n_y = 1,3...1,5$  на удалении около 450 м от торца ВПП. Угол тангажа при такой посадке  $\theta_{\text{кас}} = 23^\circ$ .

Выравнивание на большей или меньшей высоте может привести к появлению ошибок при выполнении посадки. При низком выравнивании с недостаточной перегрузкой возможно приземление с большой вертикальной скоростью. При большей перегрузке уменьшается запас допустимых углов атаки, особенно если скорость захода ниже рекомендованной. Высокое выравнивание приводит к тому, что самолет выходит на высокую пологую глиссаду или даже в горизонтальный полет, процесс посадки затягивается и значительно возрастает длина воздушного участка посадочной дистанции. При попытке сократить воздушную дистанцию и прижать самолет к земле отдачей штурвала от себя возможно касание ВПП передней опорой, что приводит к грубой посадке с поломкой самолета.

При крутых глиссадах с  $\theta_{ГЛ} = -(4...5^\circ)$  выравнивание целесообразно проводить в два этапа: предварительно на высоте 15-25 м уменьшают вертикальную скорость до 3-3,5 м/с, затем выполняют выравнивание по методике, принятой для полета по стандартной глиссаде.

Длина участка выравнивания  $L_{ВР}$  определяется на основании предположения, что при подходе к земле самолет движется по дуге окружности [2].

Представляя этот участок посадки в виде дуги окружности, можно определить его горизонтальную проекцию  $L_{ВР}$  в зависимости от скорости

подхода  $\left( V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \right)$ , угла подхода ( $\theta_{ЗП}$ ) и приращения нормальной перегрузки ( $\Delta n_y$ ):

$$L_{ВР} = \frac{V^2 \operatorname{tg} \theta_{ЗП} / 2}{\Delta n_y q}, \quad (5)$$

где  $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$ ;

$\Delta n_y$  - приращение перегрузки при выравнивании.

Анализируя (5) следует отметить, что увеличение скорости снижения имеет существенное влияние на величину  $L_{ВР}$ ; особенно оно заметно при больших скоростях захода на посадку.

Анализ также показывает, что на умеренных скоростях снижения участок выравнивания мало влияет на общую дистанцию; при более высоких скоростях это становится существенным.

Если после выравнивания достигается угол атаки крыла  $\alpha \approx \alpha_{\min}$ , можно осуществлять опускание колес на ВПП с участка выравнивания.

Если же  $\alpha \ll \alpha_{\min}$ ,  $\theta_{Пос} \ll \theta_{Пос}^{\min}$  - посадка опасна, самолет склонен “козлить”, галопировать [6]. При таких посадках необходим участок выдерживания.

Основное предназначение этапа выдерживания заключается в доведении  $\alpha$  до  $\alpha_{\min}$  (табл. 2).

При летных испытаниях самолета одной из первоочередных задач летчика-испытателя является почувствовать этот угол и соответственно склонность самолета к галопированию при  $\theta_{Пос} \approx 0$ , чтобы дать рекомендации будущей его эксплуатации, да и подтвердить конструкторские решения. Для большинства пассажирских самолетов по статистике  $\alpha_{\min}$  поразительно близок к  $8^\circ$ , в т.ч. и Ан-70, что составляет  $\approx 0,8\alpha_{КР}$  для крыла самолета.

Таблица 2  
Минимально допустимые значения углов атаки крыла при посадках самолетов

Тип самолета	Выпуск закрылков, град.	Ограничение по $\alpha_{\min}$ , град.
Ан-24	38	0...1
Ан-26	38	0...1
Ан-32	38	3,5...6
Ан-140	40	4,0...6,0
АН-74-ТК-200	40	4,5...6,5
Ту-154Б	36	7,5...8

Продолжительность участка выдерживания зависит от  $\Delta\alpha(\alpha_{\min} - \alpha)$  и  $\frac{d\alpha}{dt}$ . Посадка с наличием участка выдерживания безусловно обеспечивает хорошие начальные условия касания по  $V_x$ ;  $V_y$  и  $\theta_{Пос}$ , но существенно увеличивает воздушный участок посадочной дистанции,

$$L_{ВД} = V_x \cdot \Delta t \quad (6)$$

так как определяется скоростью и временем, отводимым на этот участок.

После этого выдерживания происходит приземление самолета на ВПП с высоты  $H_{П}$ , и со скоростью  $V_y$ .

Этот этап весьма непродолжительный по времени и по длине посадочной дистанции, но то, с какими параметрами он осуществляется ( $V_y, V_q, Y_{КР}, P$  и т.д.), оказывает существенное влияние на все характеристики последующих участков посадочной дистанции (участки нетормозного и тормозного) пробега.

Опыт эксплуатации самолетов показывает, что на участке нетормозного пути возникают раз-

личного рода неконтролируемые продольные колебания, это: раскачка, повторное отделение от взлетно-посадочной полосы, “козление” и прогрессирующее “козление”.

Этап неконтролируемых тангажных колебаний присущ практически всем посадкам самолетов, независимо от применяемых схем шасси, и находится во времени между первым посадочным ударом и включением тормозных устройств.

Нередко, в особенности при “грубых” посадках, результатом проявления таких колебаний является рост нагрузок на планер и шасси. При этом перегрузки достигают величин, сопоставимых с нормированными при вертикальных посадочных скоростях, существенно ниже нормированных для данного типа самолета.

Многочисленные исследователи отмечают, что возникновению таких колебаний способствуют факторы внешней среды, определяющие сложность посадки, факторы техники пилотирования, а также свойства системы планер + амортизационная система опор.

Шасси современных самолетов как колебательная механическая система располагают значительной долей нерассеиваемой энергии таких элементов, как упругие пневматики колес, упругие подвески колес и упругость стойки. Принятые нормы проектирования и доводки характеристик шасси на случай поглощения нормированных работ на копрах обеспечивают коэффициент гистерезиса системы в области часто встречаемых параметров посадок всего лишь в пределах 0,5...0,61, не более. Непоглощенная энергия служит одной из основных причин возникновения неконтролируемых колебаний самолета при посадках.

В механизме возникновения неконтролируемых продольных колебаний типа “козления” ведущую роль играют: вначале – посадочная конфигурация самолета, а затем – нагрузки от основных опор шасси. Из-за кратковременности этого промежутка парирование колебаний за счет аэродинамических сил практически невозможно.

Теоретические и экспериментальные исследования [1], [2] показали, что введение в амортизационные системы ДЭК позволяет существенно увеличить их гистерезис вплоть до получения безотрывного характера движения подрессорных масс.

В таких условиях длина участка нетормозного пробега определяется не только совокупностью свойств планера и шасси ( $\sum P_i$ ), но и участием ДЭК в восприятии и гашении энергии посадочного удара

$$L_{н.т.п} = f(\sum P_i; ДЭК) \quad (7)$$

кроме того, с помощью новых конструктивов в основных и передней опорах шасси так называемых дополнительных энергетических камер (ДЭК) можно существенно расширить границы устойчивого продольного движения самолета на этом участке посадочной дистанции по таким параметрам как вертикальная скорость приземления  $V_y$ , посадочный угол атаки крыла  $\alpha_{пос}$  и отклонение руля высоты -  $\delta_B$ . А это означает, что упрощаются условия пилотирования не только на этом, но и на всех предыдущих участках посадочной дистанции.

Существенной составляющей в посадочной дистанции является ее завершающий участок – участок тормозного пути, когда самолет находится на всех опорах, вертикальные отделения колес от ВПП отсутствуют, а гашение посадочной энергии осуществляется, в основном, тормозами колес. На этом участке самолет обладает только горизонтальной скоростью, которая изменяется от  $V_x$  до 0.

Если учесть, что горизонтальная составляющая скорости в момент приземления определяется следующими параметрами

$$V_x = \sqrt{\frac{2(1-\bar{\beta})}{\rho C_y}}, \quad (8)$$

где  $\bar{\beta}$  - коэффициент неуравновешенности посадочной массы самолета подъемной силой его крыла;

$\rho$  - плотность воздуха на уровне аэродрома;

$C_y$  - коэффициент подъемной силы в момент приземления и иметь в виду, что ДЭК допускают увеличение  $\bar{\beta}$  до 0,25...0,30, то становится очевидным, что включение тормозов в этом случае происходит при существенно меньшем значении  $V_x$ .

### Заключение

В работе реализован принципиальный анализ влияния дополнительных энергетических камер ДЭК, устанавливаемых в основных и передней стойках шасси на все участки посадочной дистанции самолета.

Функционально ДЭК предназначены для участка непосредственного приземления самолета, обеспечивая снижение перегрузки в момент посадочного удара и безотрывности движения самолета в первой фазе его приземления.

Анализ показал, что такие свойства ДЭК положительно влияют и на все другие участки посадочной дистанции: при заходе на посадку

позволяют существенно увеличить угол захода на посадку, при приземлении допускает увеличение высоты “парашютирования” и вертикальной составляющей посадочной скорости, на участке выравнивания расширить допустимые углы атаки крыла, а участок тормозного пробега начинать при меньшем значении скорости движения, т.е. наиболее эффективно использовать тормоза.

Все это обеспечивает “мягкую” посадку и сокращение посадочной дистанции на 17...19 % как за счет воздушного участка, так и благодаря уменьшению длин ее нетормозного и тормозного участков.

#### Перечень ссылок

1. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Торенбик Э; Пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
2. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета // Руководство для конструкторов. - М., 1963 – т.1; Кн. – 2.

3. Белоус А.А. Методы расчета масляно-пневматической амортизации шасси самолетов // Тр. ЦАГИ, 1947. Вып. 622. – С. 15-28.

4. Прельштейн В.Н., Тимофеева И.В. К выводу уравнений движения самолета при разбеге и пробеге с учетом упругости его конструкции и амортизационных характеристик шасси // Тр. Гос. НИИГА, 1972. №17. –С. 34-42.

5. Дмитриева М.В. Расчет амортизации шасси телескопического типа // Тр. ЦАГИ, 1967. Вып. 1-64. –С. 31-42.

6. Толмачев Н.Г., Трофимов В.А. Моделирование процессов возникновения и развития тангажных колебаний самолета при посадке // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков, 2000. Вып. 7. – С. 74-80.

7. Капитанова Л.В. Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификаций самолетов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х., 2007. Вып. 2 (49). – С. 11-19.

Поступила в редакцию 23.05.2011

#### **Л.В.Капітанова. Аналіз ділянок посадкової дистанції з урахуванням модифікаційних змін у стійках шасі літака**

*Досліджено принциповий вплив нових конструктивів, тобто додаткових енергетичних камер (ДЕК), використовуваних, як правило, на участь негальмового шляху на всі ділянки посадкової дистанції літака. Показано, що застосування ДЕК в основних і передніх стійках шасі забезпечує не тільки зниження перевантажень у момент посадкового удару і довжину ділянки негальмового шляху, але й істотно розширює можливості параметрів пілотування на всіх ділянках посадкової дистанції по величинах: куту заходу на посадку, вертикальної складової посадкової швидкості, куту відхилення рулячи висоти й посадковому куту атаки крила.*

**Ключові слова:** модифікація літака, злітно-посадочні характеристики, злітно-посадочна смуга, довжина розбігу, довжина пробігу.

#### **L.V.Kapitanova. Landing distance sections analysis with the account of modification changes in airplane landing gear struts**

*Basic influence of new structures, i.e. additional power chambers (APC) used, as a rule, at non-breaking way, on all sections of airplane landing distance is investigated. It is shown, that APC application to main and forward landing gear struts, provides not only load factors decrease at landing strike moment and reduces non-breaking way length, but also essentially expands piloting parameters opportunities at all sections of landing distance by values of: landing approach angle, vertical projection of landing speed, elevator deflection angle and landing wing angle of attack.*

**Key words:** airplane modification, takeoff and landing characteristics, landing stage, landing run.