

УДК 629.7

## **Расчетное исследование длительности роста продольных трещин в обшивке фюзеляжа самолета Як-42 с использованием программы NASGRO 6.2**

А.С. Ким

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского

Безопасность эксплуатации конструкций самолетов обеспечивается выполнением требований по остаточной прочности с регламентированными повреждениями и по длительности роста трещины (ДРТ). При расчете ДРТ в обшивке фюзеляжа пассажирского (транспортного) самолета крайне важно учитывать выпучивание обшивки под действием избыточного давления. Не учет эффектов от выпучивания может привести к значительным погрешностям до 50-100 % [1].

Практически все исследования данного вопроса были выполнены зарубежными исследователями. В зарубежной литературе выпучивание обшивки чаще всего описывается двумя моделями: Свифта и Чена-Счиива [2, 3]. Данные модели реализованы в системе NASGRO 6.2 для следующих случаев: трещина в неподкрепленном цилиндре, трещина между двумя подкреплениями – однопролетная трещина, трещина в фюзеляже над целым (или разрушенным) шпангоутом – двухпролётная трещина. Модели выпучивания для случая трещины под разрушенным шпангоутом были предложены только разработчиками программы NASGRO и не были апробированы с использованием экспериментальных данных.

Были выполнены расчеты длительности роста однопролётной трещины и двухпролетной трещины под разрушенным шпангоутом в программе NASGRO 6.2 с использованием разработанных в ЦАГИ методик. В качестве экспериментальных данных были взяты результаты натурных испытаний фюзеляжа самолета Як-42, проведенные в ЦАГИ. Обшивка выполнена из материала Д16АТ лист 1.2. Фюзеляж имеет следующие параметры: радиус  $R = 1900$  мм, расстояние между шпангоутами  $L = 400$  мм, Площадь шпангоута  $125 \text{ мм}^2$ . Рабочее давление – 0.5 атм.

Сравнение экспериментальных данных с расчетом для случая однопролетной трещины (рис. 1) показало, что применение обеих моделей выпучивания дает неплохие результаты.

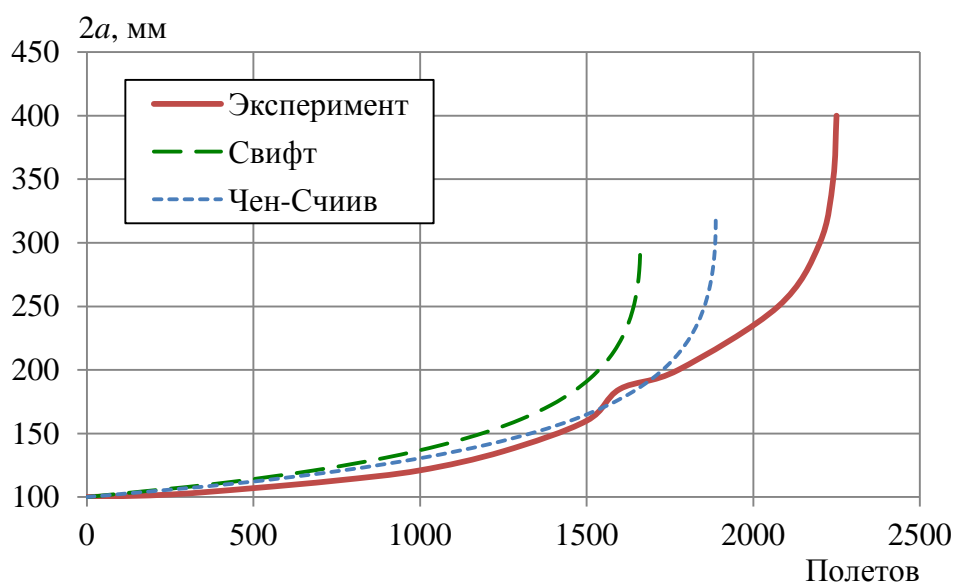


Рис. 1.

При сравнении экспериментальных данных с расчетом, выполненным по предлагаемым разработчиками программы NASGRO моделям выпучивания, расчетные наработки в 15 раз меньше экспериментальных. Это объясняется тем, что в программе NASGRO для случая двухпролётной трещины под разрушенным шпангоутом:

1. используются поправочный коэффициент  $C$ , учитывающий перераспределение нагрузок между обшивкой и подкреплениями, но полученный для плоской конструкции;
2. считается, что разрушенный шпангоут не оказывает ограничительного влияния на выпучивание.

На самом деле разрушенный шпангоут сохраняет остаточную жесткость при сжатии, что значительно ограничивает выпучивание. Данный эффект уменьшается при увеличении длины трещины, а также при наличии сжимающих продольных напряжений.

В связи с изложенными выше особенностями для решения задачи двухпролётной продольной трещины в обшивке фюзеляжа под разрушенным шпангоутом было решено использовать модели выпучивания и поправочный коэффициент  $C$  для однопролётной трещины, при этом в качестве расстояния между подкреплениями берется удвоенное его реальное значение. Эффективность применения такой расчетной модели видна при сравнении результатов расчета с экспериментом (рис. 2). На рис. 2 также представлен результат расчета по рекомендованной разработчиками NASGRO расчётной схеме (обозначен как NASGRO).

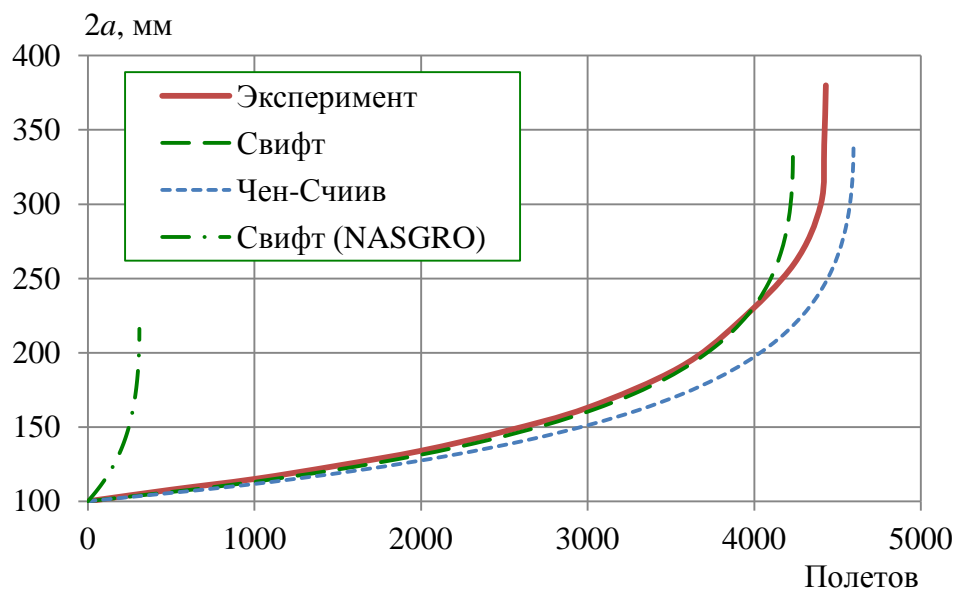


Рис. 2.

#### Литература

1. *Koolloos M.F.J., Grooteman F.P.* Analysis of Residual Strength of Flat and Curved Panels, With and Without Stiffeners, With Multiple-Site Damage – DOT/FAA/AR-06/37. – Final report. – USA – 2006.
2. *Chen D.* Bulging of Fatigue Cracks in a Pressurized Aircraft Fuselage. – Report LR-647 – PhD-thesis, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering – 1990.
3. *C. Saves St. Germes a, A. Davy a, J.J. Van-au.* Prediction of the longitudinal crack behaviour of stiffened curved panels. – International Journal of Fatigue – 2001 – pp.147-158.